

UNIVERZITET U BEOGRADU
MAŠINSKI FAKULTET

Daniela L. Đukić

**ISTRAŽIVANJE MODALITETA
DEGRADACIONIH PROCESA LJUSKE TRUPA
PUTNIČKE LETELICE I MOGUĆNOSTI
PRODUŽENJA ZAMORNOG VEKA**

doktorska disertacija

Beograd, 2021.

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Daniela L. Đukić

**RESEARCH OF THE MODALITIES OF
DEGRADATION PROCESSES OF A
FUSELAGE SHELL OF PASSENGER AIRCRAFT
AND POSSIBILITIES OF FATIGUE LIFE
EXTENSIONS**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2021.

Mentor doktorske disertacije:

Dr Aleksandar Grbović, redovni profesor,
Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu

Članovi komisije za odbranu doktorske disertacije:

Dr Nebojša Petrović, redovni profesor
Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu

Dr Mirko Dinulović, redovni profesor
Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu

Dr Danilo Petrašinović, vanredni profesor
Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu

Dr Radoslav Radulović, docent
Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu

Dr Gordana Kastratović, redovni profesor
Saobraćajni fakultet Univerziteta u Beogradu

Datum odbrane:

ISTRAŽIVANJE MODALITETA DEGRADACIONIH PROCESA LJUSKE TRUPA PUTNIČKE LETELICE I MOGUĆNOSTI PRODUŽENJA ZAMORNOG VEKA

Rezime:

Ako je suditi po trendovima koji su trenutno na snazi unutar vazduhoplovne industrije, temu koja je izabrana kao predmet istraživanja ove disertacije možemo smatrati vrlo aktuelnom, ali takođe i vrlo složenom i multidisciplinarnom. Stoga je i pristup ovoj problematici svakako morao biti višeslojan. U tom smislu, ovoj temi je sa jedne strane prilaženo kroz teorijsko istraživanje modaliteta degradacionih procesa trupa, koji mogu nastati u uslovima regularne ili pak incidentne i akcidentne eksploatacije, dok je sa druge strane ona razmatrana primenom postupka numeričke simulacije nad modelima trupova stvarnih letelica, kako bi se i teorijski i praktično izvršila analiza njihove zamorne osetljivosti, uz procenu eventualnih mogućnosti produženja njihovog zamornog veka.

Pomenuto polje proučavanja je posebno fokusirano baš na probleme trupa, obzirom da je isti:

- Usled svoje konfiguracije i funkcije, najskloniji razvoju gotovo svih tipova degradacionih procesa;
- za razliku od ostatka strukture, izložen uslovima presurizacije, što predstavlja ne samo najvažniji zamorni ciklus, nego i isti u svojoj najekstremnijoj formi može biti uzrok tzv. eksplozivne dekompresije, što je bez sumnje najteži oblik strukturalnog otkaza jedne letelice.

U cilju vršenja što adekvatnije analize pomenute problematike bilo je potrebno:

- Istražiti tipove degradacionih procesa kojima je trup uopšteno sklon, uz definisanje njegovih posebno kritičnih tačaka;
- proceniti uticajne faktore i tipove rizika;
- pozvati se na propise i projektne koncepte, kao i na eksplicitne slučajeve otkaza iz prakse;
- izvršiti analizu konkretnih: Konstruktivnih rešenja, primenjenih materijala, tehnoloških postupaka i procesa održavanja;
- pozabaviti se analitičkim i numeričkim pristupima koji definišu parametre otkaza ovakvih struktura;
- projektovati proračunske modele i izvršiti njihovu eksplicitnu numeričku procenu...

Dakle, lako je uočiti da predmet istraživanja ove disertacije zahteva poznavanje velikog broja disciplina, što je u potpunosti u skladu sa razmatranom problematikom.

U okviru početnih poglavlja ovog rada, akcenat je stavljen na tipove degradacionih procesa čijem je razvitku sklona struktura trupa. Ipak, obzirom na obimnost ove teme, ovde su u većoj meri proučavani oni tipovi koji se danas smatraju najzastupljenijim, tj. oni koji spadaju u grupu postepenih i odloženih formi degradacije metalnih struktura, a za koje se danas najviše koristi jedinstveni termin „starenje“. Međutim, znajući da u odnosu na sve druge celine letelice trup znatno prednjači u svim formama oštećenja, ovde je određena pažnja morala biti posvećena i istraživanju iznenadnih tipova degradacije, koji su razmatrani kako teorijski, tako i kroz prikaz značajnog broja slučajeva iz prakse.

Takođe, svakako je jasno da će na stepen i vid potencijalne degradacije značajnog uticaja imati i karakteristike same letelice, koje podrazumevaju vrstu primenjenih materijala, konstruktivno rešenje, izabrane tehnološke postupke, kvalitet izrade i održavanja.... Stoga se kao nezaobilazan segment proučavanja ove problematike mora istražiti i kako se u slučajevima ovakvih okolnosti ponašaju različiti materijali, odn. projektna rešenja, kao i sa kojim od ovih degradacionih procesa trenutno imamo poteškoće u tumačenju obima istih i zašto je pojedinim strukturama teško adekvatno vratiti njihovu početnu nosivost... Ova poslednja pitanja su posebno karakteristična za kompozitna rešenja, koja se u mnogo čemu razlikuju od metalnih, što predstavlja razlog zašto su ona navođena u okviru posebnih tačaka u cilju tumačenja pomenute tematike.

Uz to, poznato je da je vazduhoplovstvo prilično opterećeno propisima, stoga su isti svakako morali biti uzeti u razmatranje. Konkretno, njihovo proučavanje se u okviru ove disertacije svodi uglavnom na pitanja obezbeđenja plovidbenosti letelica koje su označene kao stare (što prvenstveno znači da je njihov početni program održavanja modifikovan), zatim, na razvoj filozofije *Tolerancije oštećenja* (na kojoj su bazirani današnji koncepti i projektovanja i održavanja), kao i pri analizi centralnih vazduhoplovnih nesreća, gde su uporedo uz analize istih dati i propisi koji su važili u datom trenutku, kao i na koji način su njihove manjkavosti doprinele pomenutim nesrećama ili bile direktan uzrok nastalog akcidenta.

U cilju adekvatne analize devastacionih procesa trupa, izuzetno važan korak predstavlja i definisanje najkritičnijih tačaka, i to u smislu dejstvovanja korozivnih tipova degradacija, zatim, zamornih (i višestrukih zamornih) oštećenja, uz svakako nezaobilazno određivanje zona trupa koje su najugroženije po pitanju pojave iznenadnih tipova degradacije (u smislu njihove pozicije i tipa oštećenja). Naravno, ovde se mora naglasiti da predmet istraživanja nisu bile samo postojeće vazduhoplovne strukture, već i one koje tek ulaze u upotrebu, zatim, one koje su delimično zastupljene, kao i one koje trenutno postoje samo u eksperimentalnoj formi ili kao ideja.

Nastavak ove analize, koji se na neki način može smatrati i centralnim, je prvo predstavljen u obliku teorijskog pregleda analitičkih postupaka koji se koriste u proceni tzv. *F&DT* parametara. U tom smislu, analizirani su pristupi koji su karakteristični za fazu formiranja prsline (*S-N metod*) i fazu širenja prsline (*Mehanika loma*), gde je data jasna distinkcija između postupaka koji se primenjuju unutar mehanike linearno-elastičnog i elastično-plastičnog loma. Takođe, ovde su i razdvojena načela koja se koriste u slučaju analize metalnih odn. kompozitnih struktura, a svakako da ne treba zanemariti ni suštinsku razliku koja postoji između analitičkih i numeričkih metoda (koje pokrivaju čitavo naredno poglavlje), kao ni razliku u procenama koje pripadaju determinističkom i probabilističkom tipu.

Kako je ovde upravo rečeno, naredno poglavlje se bavi isključivo numeričkim analizama, kroz početno razjašnjavanje šta u stvari predstavljaju iste, zatim, na koji način su one implementirane unutar softverskih paketa (tzv. *FEA*), kao i kakvu podelu vršimo unutar njih kada je u pitanju analiza *F&DT* parametara. Takođe, izvesna pažnja je poklonjena i pregledu onih koje se unutar pomenute problematike trenutno smatraju vodećim, s tim da je ipak značajno detaljnija analiza posvećena alatima koji su korišćeni u proračunskom delu ove disertacije.

Naredno poglavlje je posvećeno praktičnoj primeni numeričke analize strukture trupa u uslovima izloženosti opterećenju presurizacionog tipa. Cilj ovog dela disertacije je da nakon teorijskog razmatranja, koje je sprovedeno u njenom prvom delu, izvrši i tome sličnu numeričku analizu koristeći se softverskim alatima koji su razmatrani u prethodnom poglavlju. Kao model za pomenuti proračun, ovde su korišćeni gornji paneli trupova letelica *B737 (Classic i NG)* i *A320*. Razlog za njihov izbor leži u tome što se oni danas smatraju najtipičnijim (i najzastupljenijim) modelima putničkih letelica. Zatim, zato što teorijski zaključci iz prvog dela disertacije ukazuju na to da su pomenuta dva modela pokazivala bitno različito ponašanje po pitanju uočenih problema tokom eksploatacije u praksi u smislu da je model *B737* pokazivao daleko veću strukturalnu osetljivost. Naravno, bitan razlog za izbor upravo pomenuta dva modela leži i u tome što oba imaju konstruktivno rešenje koje je dugo vremena bilo (ili još uvek jeste), vrlo karakteristično za njihove proizvođače. A, svakako, kao posebno bitnu ovde treba navesti i višedecenijsku vremensku razliku uvođenja ove dve letelice u eksploataciju, obzirom da u vreme kada je projektovana struktura trupa letelice *B737*, numeričke simulacije (*FEA*), u obliku koji danas poznajemo, još uvek nisu bile primenjivane, obzirom da se u vreme kada je ova letelica imala svoj prvi let, tek pojavio *NASA-in* (interno korišćen) solver koji je imao samo tekstualni izlaz. Što se tiče letelice *A320*, ona pripada vremenu kada je primena *FEA* paketa tek bila u samom začetku i sa nemerljivo ograničenijim mogućnostima u odnosu na one koje poznajemo danas.

Kako bi pomenuta procena mogla biti izvršena, gornji paneli trupova ove dve letelice su prvo projektovani unutar CAD softvera *CatiaV5/SpaceClaim/DesignModeler*, nakon čega je, primenom metode konačnih elemenata u okviru *FEA* platforme *ANSYS Mechanical (Static Structural)*, sprovedena detaljna analiza ponašanja projektovanih modela pod uticajem presurizacionog opterećenja. Pomenuta analiza se sastojala iz sledećih koraka:

- Procene naponsko-deformacionog stanja strukture (sa i bez otvora za zakivke) u uslovima delovanja statičkog presurizacionog opterećenja;
- Procene zamornog veka neoštećene strukture sa otvorima za zakivke: Sa bondovanim uzdužnim spojevima i spojevima kod kojih je došlo do debondovanja oba spoljnja reda otvora za zakivke. Postupak je izveden primenom modula *Fatigue Tool*;
- Procene osetljivosti celokupne strukture na promenu geometrije pojedinih elemenata, primenom postupka parametrizacije;
- Procene ponašanja u uslovima prisustva višestrukih zamornih prslina, kao i simulacije širenja istih, primenom *SMART* opcije unutar *Fracture Tool* modula;
- Procene mogućnosti produženja zamornog veka ljuske trupa, odn. njenih sastavnih elemenata koji su pokazali najlošije naponsko-deformaciono-zamorne karakteristike, kroz analizu mogućnosti smanjenja generisanih napona i nepravilnosti deformacije, kao i ponašanja u uslovima dodatih ojačanja u vidu dablера.

Što se tiče najvažnijeg sveukupnog utiska koji se vrlo jasno iskristalizovao još u ranoj fazi ove analize, može se reći da je potvrđeno ono što je i samo teorijsko razmatranje tvrdilo, a to je da ove dve letelice pokazuju drastično različit kvalitet i zamornih odlika i naponsko-deformacione raspodele, u korist *Airbus*-ovog modela.

Naime, sprovođenjem gore pomenutog postupka, utvrđeno je da projektni princip na kom je baziran *Airbus*-ov model (*shear tie*), predstavlja bolje konstruktivno rešenje, nego *Boeing*-ov *floating* pristup. Zatim, uočeno je da segment oplata *Boeing*-ovih modela, poznat kao *waffle* dabler, uzrokuje vrlo nepravilnu naponsko-deformacionu raspodelu, i stoga je isti u okviru dalje analize uklonjen, što je dovelo do drastičnog porasta kvaliteta dobijene slike na svim delovima strukture, a što je automatski značilo i značajno poboljšanje zamornih odlika svih struktura. Naravno, ovde treba naglasiti i da su pomenute strukture u operativnoj upotrebi izložene daleko složenijim vidovima opterećenja, gde je preusurizacioni spektar samo jedan od njih. Stoga bi eliminisani dabler trebalo zameniti nekim drugim vidom ojačanja, čije bi se adekvatno rešenje moglo utvrditi tek nakon sprovedene kompletne analize. Ipak, sva je prilika da *floating* koncept treba u potpunosti odbaciti, što su potvrdile i neke naučne studije, a verovatno i sam *Boeing*, prihvatanjem sasvim drugačijeg konstruktorskog kursa kod svog narednog *all-new* modela *B787 Dreamliner*-a.

Takođe, među pretpostavkama ove disertacije, (donesenih na osnovu tumačenja dobijenih rezultata analize), je i mišljenje da je *Boeing* u potpunosti bio svestan mana postojećeg rešenja (prisutnih kod serije *B737 Classic*), ali da se ipak odlučio za minornu intervenciju na narednom *B737* derivativu (*Next Generation*), želeći da njom samo ublaži tačke najveće i najnepravilnije deformacije, dok istovremeno ekscesivno opterećene elemente veze (tzv. *clip*-ovi), delimično rasterećuje prenošenjem „viška“ opterećenja na susedne strukture, bez upuštanja u razvijanje potpuno novog strukturalnog rešenja, što bi predstavljalo neminovnost u slučaju uklanjanja čitavog *waffle* dablера.

Ključne reči:

Zamor, korozija, trup, tolerancija oštećenja, mehanika loma, numeričke metode, *F&DT*.

Naučna oblast:

Mašinstvo

Uža naučna oblast:

Vazduhoplovstvo

UDK:

629.7.024:620.1/.2:519.6(043.3)

RESEARCH OF THE MODALITIES OF DEGRADATION PROCESSES OF A FUSELAGE SHELL OF PASENGER AIRCRAFT AND POSSIBILITIES OF FATIGUE LIFE EXTENSIONS

Abstract:

Judging by the trends that are currently going within the aviation industry, the topic chosen as the subject of research in this dissertation, is not just extremely up-to-date, but also very complex and multidisciplinary as well. Therefore, the approach to this issue also had to be multi-layered. In that sense, on the one hand, this topic is approached through theoretical research of the modalities of fuselage degradation processes that can occur in conditions of regular or incidental and accidental exploitation, while on the other hand it is considered by applying numerical simulation over fuselage models of real aircraft, in order to theoretically and practically perform an estimation of their fatigue sensitivity, with the assessment of eventual possibilities of extending their fatigue life.

The mentioned field of study is especially focused on the problems of the fuselage, since it is:

- Due to its configuration and function, most prone to the development of almost all types of degradation processes;
- unlike the rest of the structure, exposed to the conditions of pressurization, which is not only the most important fatigue cycle, but also, in its most extreme form, can be the cause of, the so-called, explosive decompression, which is, without a doubt, the most severe form of structural failure of an aircraft.

In order to perform the most adequate analysis of the mentioned issues, it was necessary to:

- Investigate the types of degradation processes to which the fuselage is generally prone, (with the definition of its particularly critical locations);
- assess influential factors and types of risks;
- refer to regulations and design concepts, as well as explicit cases of failure from practice;
- analyze specific: Design solutions, applied materials, technological procedures and maintenance processes;
- deal with analytical and numerical approaches that define the fracture parameters of such structures;
- design calculation models and perform their explicit numerical estimation ...

Therefore, it is easy to notice that the subject of research of this dissertation requires knowledge of a large number of disciplines, which is completely in line with the considered issue.

Within the initial chapters of this thesis, emphasis is placed on the types of degradation processes whose development is prone to fuselage structures. However, given the scope of this topic, the most attention was paid to those types that are considered the most common today, ie. those that belong to the group of gradual and delayed forms of degradation of metal structures, for which the unique term "aging" is mostly used today. However, knowing that in relation to all other units of the aircraft, the fuselage is significantly in the forefront in all forms of damage, some attention had to be paid to investigation of forms of sudden types of degradation, which were considered both theoretically and through a significant number of real cases.

It is certainly clear that the degree and type of potential degradation will be significantly affected by the characteristics of the aircraft, which include the type of materials used, design, selected technological procedures, quality of construction and maintenance.... Therefore, as an unavoidable segment of this issue must be explored how different materials behave in cases of such circumstances, and design solutions as well. Also, with which of these degradation processes we currently have difficulties in interpreting their scope and why it is difficult for certain structures to adequately restore their initial load capacity... These last questions are especially typical for composite solutions, which differ from metal, which is the reason why they are listed within special points of chapters.

Also, it is well known that the aviation is quite burdened with regulations, so they certainly had to be included in such considerations. In particular, their study in this dissertation is mainly reduced to the issues of ensuring the airworthiness of aircraft that are marked as old (which primarily means that their initial maintenance program has been modified), then, on the development of the philosophy of *Damage Tolerance* (on which today's concepts of design and maintenance are based), as well as in the analysis of central accidents, where their causes are presented together with the regulations valid at the time, as well as in what way their shortcomings contributed to the mentioned accidents/incidents.

In order to adequately analyze the devastation processes of the fuselage, an extremely important step is to define the most critical points, in terms of corrosive types of degradation, then, fatigue (and widespread fatigue) damage, with the inevitable determination of fuselage zones that are most vulnerable to sudden types of degradation (in terms of their position and type of damage). Of course, it must be emphasized here that the subject of research was not only within the existing structures, but also within those that are just coming into use, then, those that are partially in use, as well as those that currently exist only in experimental form or as an idea.

The continuation of this analysis, which in some way can be considered as central, was first presented in the form of a theoretical overview of analytical procedures used in the assessment of the so-called *F&DT* parameters. In this sense, the approaches characteristic for the crack formation (*S-N method*) and the crack propagation phase (*Fracture Mechanics*) are analyzed, where a clear distinction is given between the procedures applied within the mechanics of linear-elastic and elastic-plastic fracture. Also here, the separate principles are used in the case of analysis of metal and composite structures, and certainly, we should not ignore the essential difference that exists between analytical and numerical methods (which cover the entire next chapter), as well as the difference in assessments that belong to the deterministic and probabilistic type.

As just mentioned here, the next chapter deals exclusively with numerical analyzes, through an initial clarification of what they actually represent, then, how they are implemented within software packages (so-called *FEA*), as well as what division we make within them when it comes to the issue of analysis of *F&DT* parameters. Also, some attention was paid to the review of those that are currently considered the leading, with a significantly more detailed analysis dedicated to the tools used in the numerical approach of this dissertation.

The next chapter is dedicated to the practical application of numerical analysis of fuselage structures in the conditions of exposure to the pressurization type of loading. The aim of this part of the dissertation is to perform a numerical analysis (using the software tools discussed in the previous chapter), similar to the theoretical consideration that had been conducted in the first part of the thesis. As a model for the mentioned calculation, the upper fuselage panels of the *B737* (*Classic* and *NG*) and *A320* aircraft were used. The reason for their choice lies in the fact that today they are considered as the most typical (and most common) models of passenger aircraft. Then, because the theoretical conclusions from the first part of the dissertation indicate that these two models showed significantly different behavior in terms of observed problems during exploitation in practice in the sense that the *B737* model showed far greater structural sensitivity. Of course, an important reason as well, lies in the fact that they both have a design solution that has been (or still is) for a long time, very typical for their manufacturers. And, of course, the decades-long time difference between the maiden flights of these two aircraft should be also mentioned here, since at the time when the structure of the *B737* aircraft was designed, numerical simulations (*FEA*), in the form that we know today, did not exist, except only a *NASA's* (internally used) forerunner in the form of a text-output solver. As for the *A320* aircraft, it belongs to the time when the application of the *FEA* package was just in its infancy and with immeasurably more limited possibilities compared to those that we know today.

In order for this assessment to be performed, the upper fuselage panels were designed within the CAD software *Catia V5 / SpaceClaim / DesignModeler*, and then, using the finite element method within the FEA platform *ANSYS Mechanical (Static Structural)*, an analysis of the behavior of these structures under the influence of pressurization loading has been performed, within the following steps:

- Estimation of the stress-strain state of structures (with and without rivet holes) under (pressurization) static loading;
- Estimation of fatigue life of undamaged structures with rivet holes, on condition where all rivet hole rows within longitudinal joints were bonded, as well as in case when joints of both outer rows have been debonded. The procedure was performed using the *Fatigue Tool* module;
- Estimation of the sensitivity of the entire structure to changes in the geometry of individual elements, using the parameterization procedure;
- Estimation of the behavior of structures in the presence of multiple fatigue cracks, as well as simulation of their grow, using the *SMART* option within the *Fracture Tool* module;
- Estimation of possibilities of extending the fatigue life of fuselages, ie. of its constituent elements which showed the worst stress-strain-fatigue characteristics, through the analysis of the possibility of reducing the generated stresses and irregularities of deformation, as well as the behavior in the conditions of added reinforcements in the form of doublers.

As for the most important overall impression, which crystallized very clearly during the implementation of the first points of this analysis, it can be said that what was concluded within the theoretical consideration, has been confirmed here as well, and that is that these two aircraft show drastically different stress-strain distributions and fatigue features, in favor of the *Airbus* model.

Namely, as a result of the applied procedure, it was determined that the design principle on which the *Airbus* model (*shear tie*) is based, represents a better constructive concept than *Boeing's floating* approach. Then, it was noticed that a constituent element of *Boeing* models, known as *waffle doubler*, causes a very irregular stress-strain distribution, and therefore it was removed from further analysis, which led to a drastic increase in overall quality, for all parts of the structure, which automatically meant a significant improvement of the fatigue properties of the entire model. Of course, it should be emphasized here that the mentioned structures, when in operational use, are exposed to far more complex types of loads, where the pressurisation spectrum is only one of them. Therefore, the eliminated doubler should be replaced with some other type of reinforcement, where the adequate solution could be determined only after the complete analysis. However, there is every chance that the *floating* concept should be completely rejected, which was confirmed by some scientific studies, and probably by *Boeing* itself, when accepted a completely different design course for its next all-new model *B787 Dreamliner*.

Also, among the assumptions of this dissertation (made on the interpretation of the obtained analysis results), is the opinion that *Boeing* was fully aware of the shortcomings of the existing solution (present in the *B737 Classic* series), but still decided to take a minor intervention on the next *B737* derivative. (*Next Generation*), wanting to only alleviate the points of the largest and most irregular deformation, while at the same time relieving the excessively loaded connection elements (so-called *clips*) by transferring the "excess" load to neighboring structures, without developing a completely new structural solution, which would be inevitable in the event of the removal of the entire *waffle* doubler.

Key words:

Fatigue, corrosion, damage tolerance, fracture mechanics, numerical methods, *F&DT*.

Scientific field:

Mechanical Engineering

Narrow scientific field:

Aeronautic

UDK:

629.7.024:620.1/.2:519.6(043.3)

NOMENKLATURA

- Dužina prsline; Faktor ograničenja ravanske deformacije napona unutar *NASGRO* jednačine; Dodati stepeni slobode (proširena metoda konačnih elemenata): a
- Kritična dužina prsline: a_c
- Svojtvena dužina prsline: a_0
- Površina posmatranog segmenta: A
- Poprečni presek okvira: A_F
- Empirijski parametar unutar *NASGRO* jednačine: A_k
- Poprečni presek stringera: A_s
- Koeficijenti unutar *NASGRO* jednačine: A_0, A_1, A_2, A_3
- Dodati stepeni slobode (proširena metoda konačnih elemenata): b
- Empirijski parametar unutar *NASGRO* jednačine: B_k
- Poprečni presek r -tog buma trupa: B_r
- Empirijski koeficijent unutar *Paris*-ove formulacije: C
- Koeficijent momenta propinjanja: C_m
- Koeficijent granične vrednosti unutar *NASGRO* jednačine: C_{th}
- Koeficijent aerodinamičke sile otpora: C_x
- Koeficijent aerodinamičke sile uzgona: C_z
- *Young*-ov modul elastičnosti: E
- Sila: F
- Reakciona sila prednje ramenjače: F_{fs}
- Reakciona sila zadnje ramenjače: F_{rs}
- Asimptotska funkcija poboljšanja (proširena metoda konačnih elemenata): $F(r, \theta)$
- Gravitaciona konstanta: g
- Brzina oslobađanja energije: G
- Širine segmenata trupa: h, h_1, h_w
- *Heaviside*-ova funkcija poboljšanja (proširena metoda konačnih elemenata): $H(x)$
- Tačka mreže (proširena metoda konačnih elemenata): I
- Sopstveni (centrifugalni) momenti inercije: I_{xx}, I_{xy}, I_{yy}
- J integral; tačka mreže (proširena metoda konačnih elemenata): J
- Opseg J integrala: ΔJ
- Opseg efektivnog J integrala: ΔJ_{eff}
- Faktor intenziteta napona; tačka mreže (proširena metoda konačnih elemenata): K
- Lomna žilavost za slučaj ravanskog stanja napona: K_C
- Vrednost faktora intenziteta napona pri kom je prslina u potpunosti otvorena: K_{cl}

- Kritična vrednost faktora intenziteta napona: K_{crit}
- Opseg efektivne vrednosti faktora intenziteta napona: ΔK_{eff}
- Prag faktora intenziteta napona: K_{th}
- Maksimalna/minimalna vrednost faktora intenziteta napona: K_{max}, K_{min}
- Lomna žilavost za slučaj ravanskog stanja deformacije: K_{IC}
- Faktor intenziteta napona za *Režim I,II,III*: K_I, K_{II}, K_{III}
- Opseg faktora intenziteta napona: ΔK
- Referentna dužina: l
- Dužine pojedinačnih segmenata trupa: l_1, l_2, l_3, l_4, l_5
- Uzgonska sila repa: L_h
- Masa; bezdimenziona konstanta *CTOD*-a: m
- Momenti savijanja duž x, y - osa: M_x, M_y
- Moment propinjanja: M_Y
- Koeficijent opterećenja; empirijski koeficijent unutar *Paris*-ove formulacije: n
- Zamorni vek elementa: N_f
- Reakciona sila nosne noge: N_{nig}
- Funkcija oblika (proširena metoda konačnih elemenata): $N(x)$
- Empirijski eksponent unutar *NASGRO* jednačine: p
- Razlika pritisaka: Δp
- Dinamički pritisak; konstantni tok smicanja; empirijski eksponent unutar *NASGRO* jednačine: q
- Tok smicanja, preostali tok smicanja: $q_s, q_{s,0}$
- Težine pojedinačnih segmenata trupa; tokovi smicanja unutar oplata trupa: $q_0, q_1, q_2, q_3, q_4, q_5$
- Smicajne sile duž y – ose: Q_1, Q_2
- Poluprečnik; rastojanje proizvoljne tačke u odnosu na vrh prsline kod *MLEL* metoda za kompozite: r
- Poluprečnik; odnos maksimalnog i minimalnog faktora intenziteta napona: R
- Aerodinamička sila otpora: R_x
- Aerodinamička sila uzgona: R_z
- Proračunska površina krila; rastojanje između dva stringera: S
- Sile smicanja: S_x, S_y
- Debljina preseka: t
- Debljina noseće oplata: t_D
- Sila čistog uvijanja: T
- Komponenta vektora sile J integrala: T_i
- Komponenta vektora pomeranja J integrala: u_i
- Rastojanja duž x, y – ose: x, y

- Koordinate r -tog buma: x_r, y_r
- Gustina energije deformacije J integrala: w
- Dužine segmenata trupa: w, w_1, w_2
- Koncentrisana sila prednje kupole: W_{fbh}
- Koncentrisana sila zadnje kupole: W_{rbh}
- Koncentrisana sila nosne noge: W_{ng}
- Koncentrisana sila repnog segmenta: W_{tail}
- Bezdimenzioni geometrijski faktor; ugao koji vlakno zaklapa sa x -osom za slučaj *MLEL* metoda za kompozite: α
- Izmerena vrednost otvaranja prsline: δ
- Putanja integraljenja: Γ
- Deformacija za slučaj *MLEL* metoda za kompozite: \mathcal{E}_1
- Ugao pravca širenja prsline u polarno-cilindričnom koordinatnom sistemu: θ
- *Poisson*-ov koeficijent: ν
- Kritična vrednost napona koji deluje na komponentu: σ_c
- Cirkularna komponenta napona generisana presurizacijom trupa: σ_H
- Aksijalna komponenta napona generisana presurizacijom trupa: σ_L
- Maksimalni primenjeni napon: σ_{max}
- Komponente normalnog napona u pravcu x, y, z - osa: $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$
- Napon za slučaj zone male plastične deformacije: σ_{ys}
- Napon tečenja: σ_0

SADRŽAJ:

1. OSNOVNE KARAKTERISTIKE STRUKTURE TRUPA SAVREMENIH PUTNIČKIH LETELICA	1
1.1. Pojam trupa i trup tipa polumonokok (<i>TTPM</i>)	1
1.2. Pojam ljuske <i>TTPM</i> -a, njeni sastavni elementi i međusobne veze	3
1.3. Tipovi opterećenja kojima je izložena struktura trupa	11
1.4. Strukturalna analiza elemenata ljuske trupa	15
2. TIPOVI DEGRADACIONIH PROCESA KOJIMA JE IZLOŽENA STRUKTURA LJUSKE TRUPA	23
2.1. Gubitak integriteta kao posledica pojave postepene i odložene degradacije (<i>starenje</i>)	23
2.1.1. Dejstvo korozije i degradacionih procesa koji se javljaju kao posledica korozivnog sadejstva	24
2.1.1.1. Tačke na trupu koje su posebno osetljive na pojavu korozije	29
2.1.1.1.1. Primeri iz prakse slučajeva uznapredovale korozije	31
2.2.1. Dejstvo zamora i uznapredovalih zamornih procesa <i>WFD/MSD/MED</i>	32
2.2.1.1. Tačke na trupu koje su posebno osetljive na dejstvo uznapredovalih formi zamora (<i>MSD/MED</i>)	35
2.2. Gubitak integriteta kao posledica pojave iznenadne degradacije	42
3. FAKTORI KOJI U NAJVEĆOJ MERI ODREĐUJU STEPEN DEGRADACIJE LJUSKE TRUPA	44
3.1. Izbor materijala	44
3.2. Delovanje okruženja	50
3.2.1. Elektrohemijsko dejstvo atmosfere na strukturu	50
3.2.2. Uticaj ekstremnih meteoroloških uslova	52
3.3. Dejstvujući spektri opterećenja	56
3.4. Tehnike izrade, završne obrade i spajanja	60
3.4.1. Slučajevi <i>American/United/Southwest Airlines</i> -a	62
3.5. Opšti i specifični projektni koncepti trupa	65
3.6. Vanredna/incidentna/akcidentna mehanička i termička opterećenja	67
3.7. Održavanje i primenjene tehnike reparacije	70
3.7.1. Slučaj <i>China Airlines Flight 611</i>	78
4. RAZVOJ PROJEKTNIH KONCEPATA, PROPISI I SLUČAJEVI KOJI SU OZNAČENI KAO NJIHOVI DIREKTNI POKRETAČI. KONCEPT <i>F&DT</i>	81
4.1. Pojam statičke čvrstoće i projektnog koncepta <i>Safe Life</i> -a	81
4.2. Slučaj <i>de Havilland Comet</i>	82
4.3. Razvoj projektnog koncepta <i>Fail Safe</i> -a	85
4.4. Slučaj <i>Dan Air B707</i>	86
4.5. Razvoj projektnog koncepta <i>Tolerancije oštećenja</i>	86
4.6. Slučaj <i>Aloha Flight 243 B737</i>	88
4.7. Prepoznavanje kategorije starih (<i>aging</i>) struktura	90
4.8. Slučaj <i>Delta B727</i>	90
4.9. Definisane koncepta <i>full-scale</i> testa i <i>LOV</i> -a	91
4.10. Definicija i ključni elementi discipline Zamora & Tolerancije oštećenja (<i>F&DT</i>)	92

5. DISCIPLINE KOJE SU U FUNKCIJI OBEZBEĐENJA CILJEVA F&DT-A	96
5.1. Napredne legure i nove forme materijala	96
5.2. Inovativni koncepti projektovanja, tehnologija proizvodnje i tehnika spajanja	99
5.3. Održavanje, metode prevencije degradacije i tehnike reparacije	104
5.3.1. Slučaj reparacije barela <i>Ethiopian Airlines</i> -ovog B787	107
5.4. Metode detekcije oštećenja: <i>NDI (Non Destructive Inspection)</i> i <i>SHM (Structural Health Monitoring)</i>	109
5.5. Upravljanje konceptom starih (<i>aging</i>) letelica i produženja radnog veka	113
6. TEORIJA ANALITIČKOG PRISTUPA U PROCENI F&DT PARAMETARA	117
6.1. Faza formiranja prsline: <i>S-N</i> Metod	118
6.2. Faza širenja prsline: Metod mehanike loma	119
6.2.1. Mehanika loma metalnih struktura	119
6.2.1.1. Mehanika linearno-elastičnog loma (<i>MLEL</i>)	119
6.2.1.1.1. <i>MLEL</i> parametri loma: Faktor intenziteta napona <i>K</i>	120
6.2.1.1.2. <i>MLEL</i> parametri loma: Brzina oslobađanja energije <i>G</i>	122
6.2.1.1.3. Određivanje vrednosti zaostale čvrstoće	123
6.2.1.1.4. Modeli rasta zamorne prsline	124
6.2.1.1.5. Modeli rasta zamorne prsline za slučaj delovanja varijabilnog spektra opterećenja (efekat interakcije opterećenja)	127
6.2.1.2. Mehanika elastično-plastičnog loma (<i>MEPL</i>) i njeni parametri loma: <i>J-integral</i> i <i>CTOD</i>	129
6.2.2. Mehanika loma kompozitnih struktura	131
6.3. Tipovi pristupa u proceni <i>F&DT</i> parametara	132
6.3.1. Analitički i numerički pristup	132
6.3.2. Deterministički i probablistički pristup	133
7. NUMERIČKI PRISTUP U PROCENI F&DT PARAMETARA	134
7.1. Metod konačnih elemenata (<i>FEM</i>)	134
7.2. Procena ponašanja vazduhoplovnih struktura primenom <i>FEA</i> -e	137
7.2.1. Numerička procena dejstva statičkog opterećenja: <i>ANSYS Static Structural</i>	139
7.2.2. Numerička procena <i>F&DT</i> parametara	140
7.2.2.1. Faza inicijalizovanja prsline: <i>ANSYS Fatigue Tool</i>	141
7.2.2.2. Faza rasta zamorne prsline	142
7.2.2.2.1. Numerički proračun parametara loma: <i>Fracture Tool</i>	143
7.2.2.2.2. Numerička simulacija delaminacije, debondovanja i rasta zamorne prsline	144
7.2.2.2.2.1. Numerička simulacija delaminacije i debondovanja: <i>Fracture Tool (Interface Delamination/Contact Debonding)</i>	144
7.2.2.2.2.2. Numerička simulacija rasta zamorne prsline: <i>SMART</i> metod	145
7.2.2.2.2.3. Numerička simulacija rasta zamorne prsline: <i>x-FEM</i> metod	146
8. MODELI TRUPOVA LETELICA A320 I B737 I ANALIZA NJIHOVIH F&DT PARAMETARA PRIMENOM SOFTVERSKOG PAKETA ANSYS	149
8.1. Postupak izbora projektnih vrednosti i verifikacioni modeli	149
8.2. <i>Catia V5/SpaceClaim/DesignModeler</i> : Modeli gornje ljuske trupa letelica B737 i A320	152
8.3. Organizacija modela. Ograničenja pri prevođenju realne ljuske u proračunsku	158

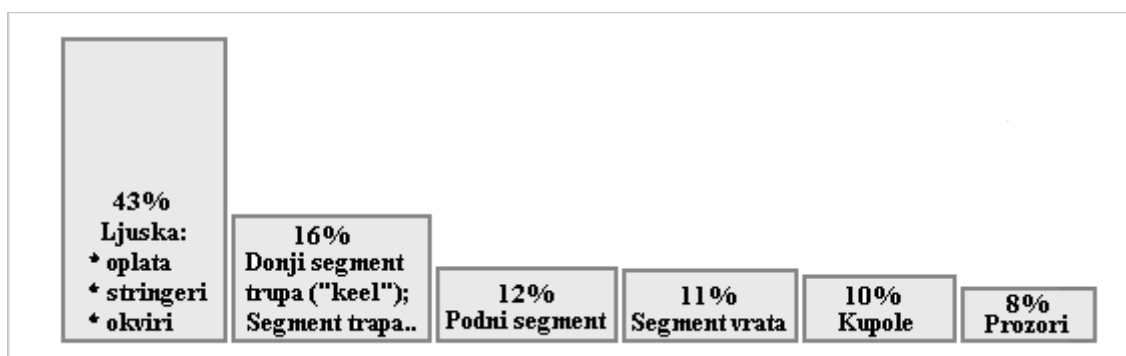
8.4. Model A320	161
8.4.1. ANSYS Static Structural: Procena naponsko-deformacionog stanja	162
8.4.2. ANSYS Static Structural/Fatigue Tool: Procena zamornog veka neoštećene strukture	167
8.4.3. ANSYS Static Structural/Fracture Tool/SMART: Procena zamornog veka strukture sa prisustvom višestrukih prslina	180
8.4.4. Procena varijacije zamornog veka u funkciji od parametra debljine	187
8.5. Model B737	188
8.5.1. Model B737 Next Generation	188
8.5.1.1. ANSYS Static Structural: Procena naponsko-deformacionog stanja	189
8.5.1.2. ANSYS Static Structural/Fatigue Tool: Procena zamornog veka neoštećene strukture	197
8.5.1.3. ANSYS Static Structural/Fracture Tool/SMART: Procena zamornog veka strukture sa prisustvom višestrukih prslina	214
8.5.1.4. Procena varijacije zamornog veka u funkciji od parametra debljine	220
8.5.2. Model B737 Classic	220
8.5.2.1. ANSYS Static Structural: Procena naponsko-deformacionog stanja	220
8.5.2.2. ANSYS Static Structural/Fatigue Tool: Procena zamornog veka neoštećene strukture	229
8.5.2.3. ANSYS Static Structural/Fracture Tool/SMART: Procena zamornog veka strukture sa prisustvom višestrukih prslina	245
8.5.2.4. Procena varijacije zamornog veka u funkciji od parametra debljine	250
8.5.2.5. Procena mogućnosti produženja zamornog veka strukture ljske trupa	250
9. ZAKLJUČAK	263
9.1. Tumačenje rezultata numeričke analize modela trupova B737 i A320	263
9.2. Nepoznanice i slabe tačke u okviru problematike predupređenja degradacionih procesa ljske trupa	266
9.3. Procena daljih pravaca razvoja	268
10. LITERATURA	271

1. OSNOVNE KARAKTERISTIKE STRUKTURE TRUPA SAVREMENIH PUTNIČKIH LETELICA

1.1. Pojam trupa i trup tipa polumonokok (TPM)

U najopštijem smislu, trup možemo definisati kao centralni segment letelice čiji je zadatak da pruži prostor za smeštaj (putnika, posade, korisnog tereta i opreme), i pri tom ostale njene celine (krila, rep, pogonsku grupu i stajni trap) drži u takvoj poziciji koja će letelici obezbediti najoptimalnije karakteristike parametara nosivosti, stabilnosti i upravljivosti. Trup je izložen uticaju složenih opterećenja visokog intenziteta, što zahteva da bude projektovan tako da u svakom trenutku, pod uticajem njihovog delovanja, pruži apsolutnu bezbednost transporta i putnika i tereta.

Trup se sastoji iz nekoliko celina, koje su prikazane na *Sl. 1*. Na istoj vidimo da tzv. *ljusci* pripada dominantnih 43% celokupne težine (metalnog) trupa, a obzirom da je pri procesu projektovanja trupa primarni fokus upravo na njoj, ista će biti centralna tema ove teze. Takođe, *ljuska* će biti razmatrana u okviru tzv. *polumonokok* projektne filozofije, koja predstavlja preovlađujuće konstruktivno rešenje trupova savremenih letelica. Polumonokok karakterišu dve jasno uočljive odlike. Prva je da oplata predstavlja noseći deo strukture (što je bio slučaj i kod njegovog prethodnika, iz koga je i proistekao, tzv. *monokok* tipa), dok se druga odlika ogleda u prisustvu dodatnih (horizontalnih) nosećih elemenata, koji omogućavaju ostvarenje najoptimalnijeg odnosa nosivosti i težine, što mu je i obezbedilo prednost u odnosu na sva druga rešenja.

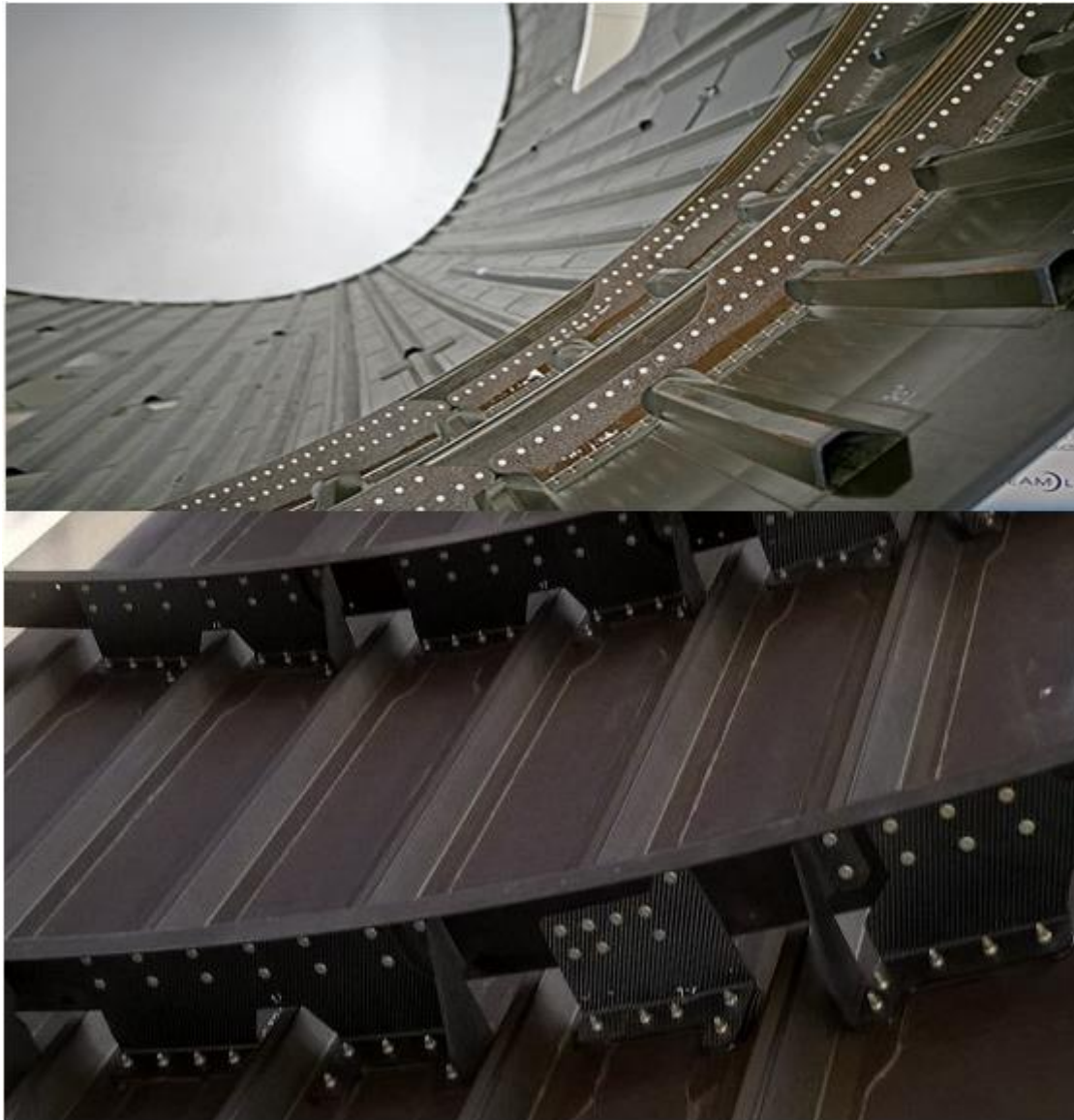


Sl.1. Segmenti trupa i njihov procentualni udeo u težini celog trupa [50]

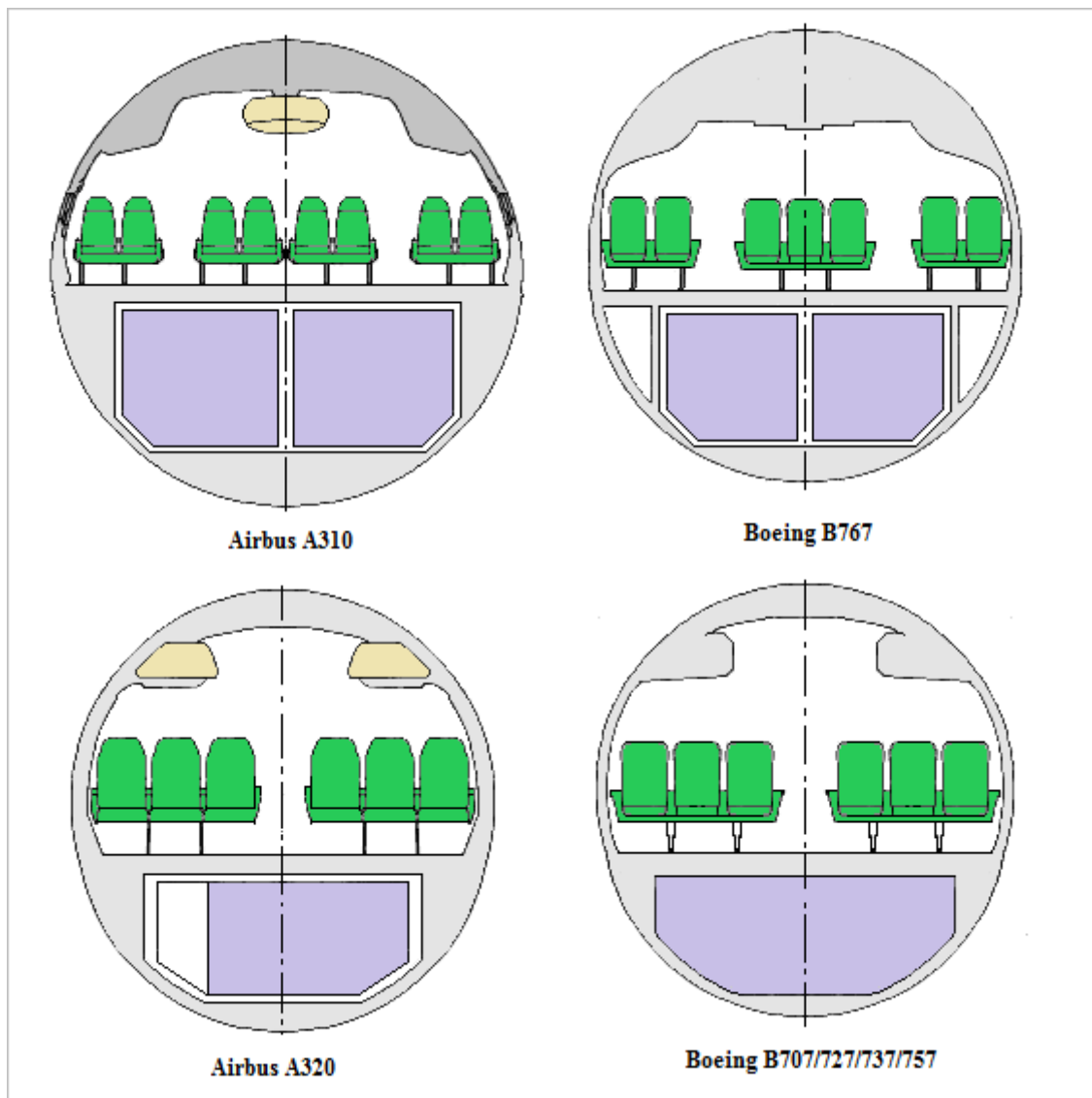
Postoji nekoliko osnovnih oblika poprečnog preseka trupa. Kružni poprečni presek je danas najzastupljeniji, i njegova dominacija je započela sa erom presurizacije kabine, obzirom da ovaj oblik u tom slučaju pruža najoptimalniju raspodelu napona. Ovalna opcija je u smislu raspodele pomenutih napona nešto lošije rešenje, ali uz dobitak po pitanju komfora unutar putničkog segmenta, što je slučaj i sa tzv. *double-lobe* (ili *double bubble*) opcijom, čiji se presek sastoji od dva "balona" koja se delimično preklapaju, pa u tom slučaju podne grede (na mestu preseka istih) preuzimaju deo opterećenja, tako da kod ovog preseka, uz neznatno povećanje težine, takođe dobijamo značajniji komfor unutar putničkog kompartmenta uz kargo većeg kapaciteta. Inače, može se reći da u praksi često nije naročito uočljiva razlika između kružnog, ovalnog i *double bubble* preseka kada je u pitanju klasa letelica koja je obuhvaćena ovom tezom, što je i vidljivo na *Sl.3*. Opcija poprečnog preseka koju podržava jedino *B747*, i koji ga čini apsolutno prepoznatljivim, je dodatak iznad kokpita tzv. *hump* koji se tu nalazi obzirom da je *Boeing* u vreme njegovog dizajniranja prvobitno ovaj model namenio

kargo saobraćaju, tako da je u cilju povećanja prostora isti i uveden. U slučaju kada imamo nepresurizovane letelice, čest slučaj je i pravougaoni poprečni presek, obzirom na udobnost koju pruža, a takođe je i jednostavniji za izradu.

Trup još može biti *širokotrupni*, koji se od *uskotrupnog* razlikuje po tome što ima dva prolaza i do 10 sedišta u redu (uskotrupni imaju do 6 sedišta u redu i jedan prolaz). Takođe, unutrašnji prostor može biti i *jednopalubni* i *dvopalubni* (na dva nivoa).



*Sl.2. Najsavremeniji oblici polumonokok kompozitnih struktura trupa
a) Boeing 787 Dreamliner [193] i b) Airbus 350 XWB [216]*

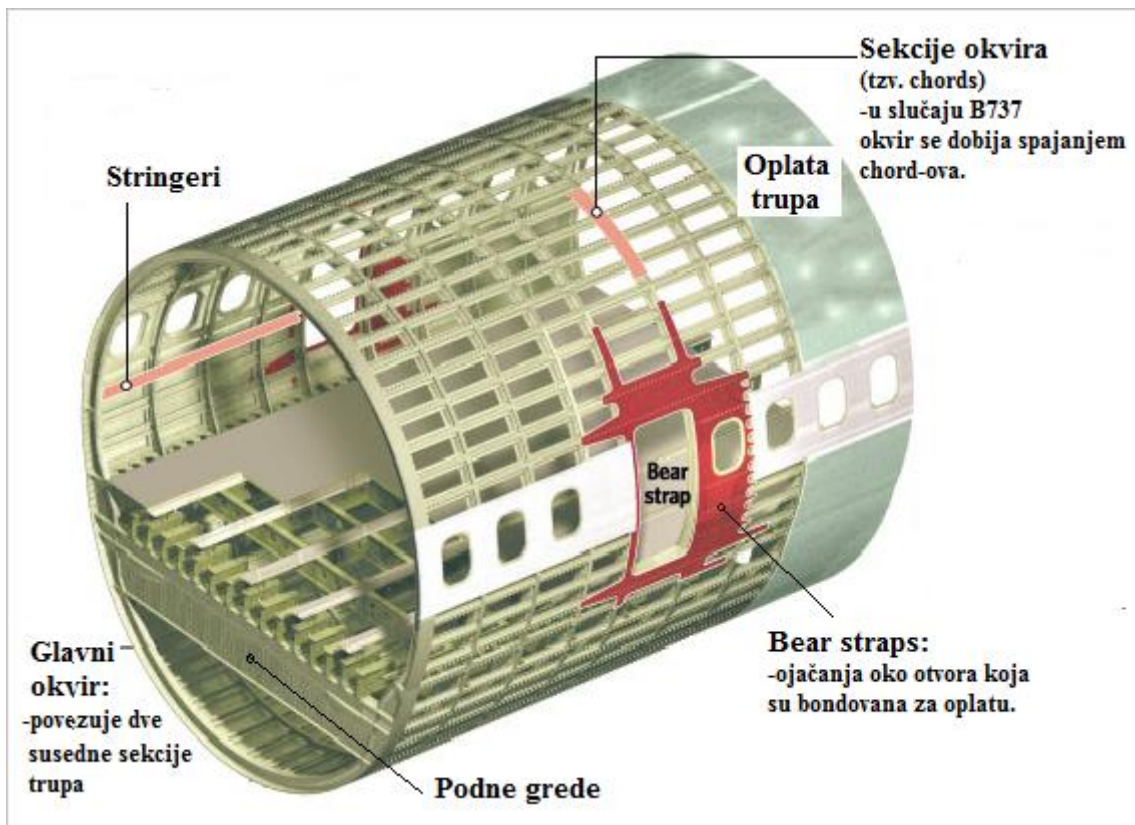


Sl.3. Poprečni preseki trupova tipičnih Airbus i Boeing letelica [izvor skice:70; slika prilagođena]

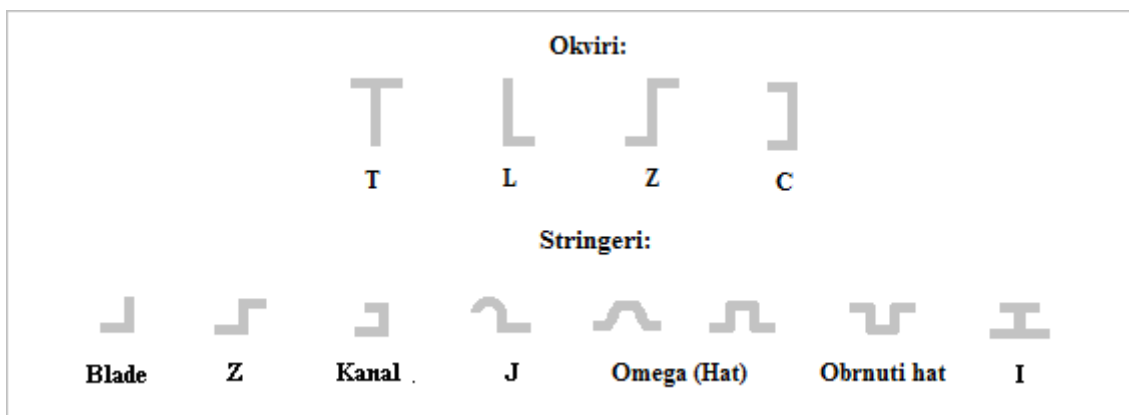
1.2. Pojam ljuske *TTPM*-a, njeni sastavni elementi i međusobne veze

Trup savremenih mlaznih putničkih letelica se najčešće sastoji iz tri valjkasta segmenta: prednjeg, centralnog i zadnjeg (sa još dva krajnja segmenta: kokpit i rep), a svaki od njih je najčešće sastavljen iz 4 *ljuske*: Gornje, dve bočne i donje. U slučaju trupa polumonokok tipa, *ljuska* sadrži sledeće elemente (Sl.4.):

- *Oplatu*;
- Horizontalne noseće elemente (*stringere*) (Sl.5.);
- Vertikalne noseće elemente (*okvire*) (Sl.5.);
- Njihove međusobne veze (*clips, shear ties*) i ojačanja.



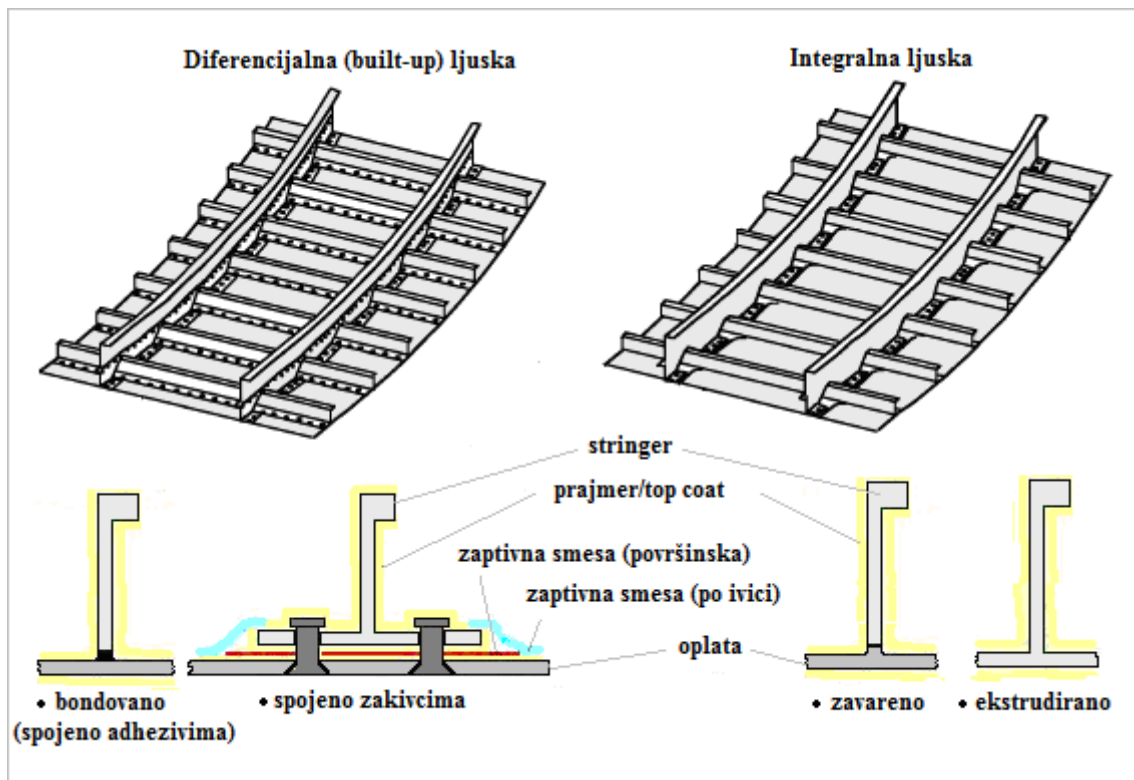
Sl.4. Centralna sekcija trupa B737 [199]



Sl.5. Najčešći oblici poprečnih preseka stringera i okvira

• Veza stringera i oplata:

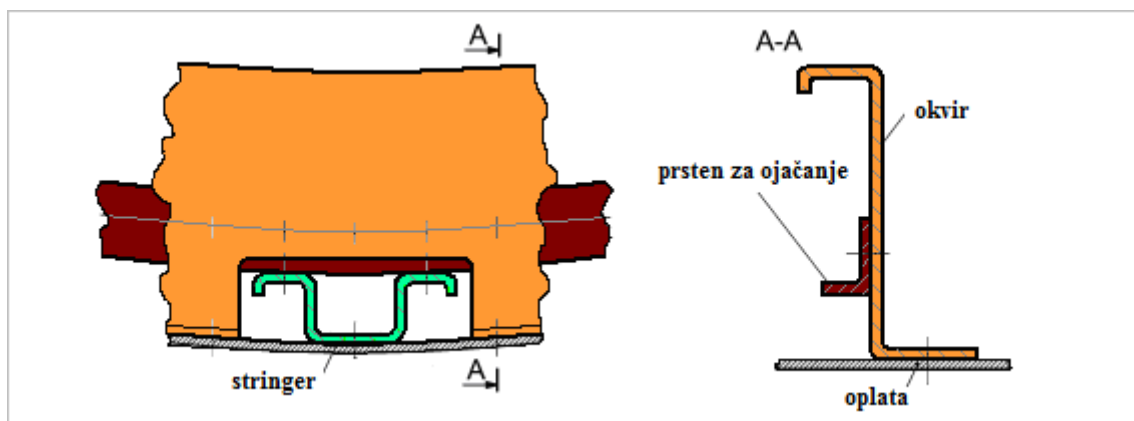
Način na koji će stringeri i oplata biti povezani zavisi od toga da li je u pitanju *diferencijalna* (*built-up*) ili *integralna* ljuska (Sl.6.). Razlika između ova dva koncepta je u tome što se kod diferencijalne strukture oplata i stringeri izrađuju individualno, a zatim naknadno spajaju u celinu *zakivcima* i/ili *adhezivima* ("bondovanjem"), dok se u slučaju integralnih struktura, oplata i stringeri mogu izrađivati izjedna (npr. *ekstrudirati*) ili pojedinačno, uz spajanje primenom neke od savremenih metoda spajanja (npr. *naprednim zavarivanjem*).



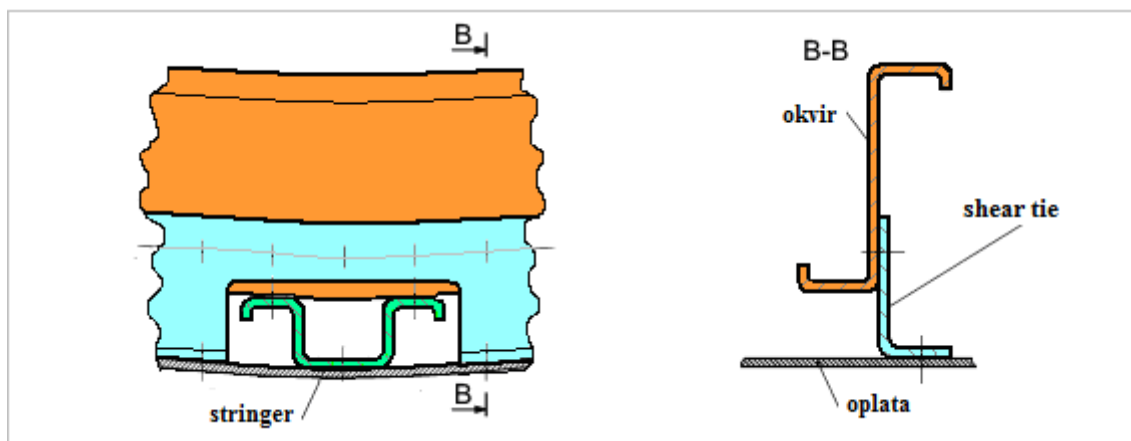
Sl.6. Prikaz diferencijalne i integralne ljske [izvor dela skice:95; slika prilagođena]

• Veza okvira i oplata:

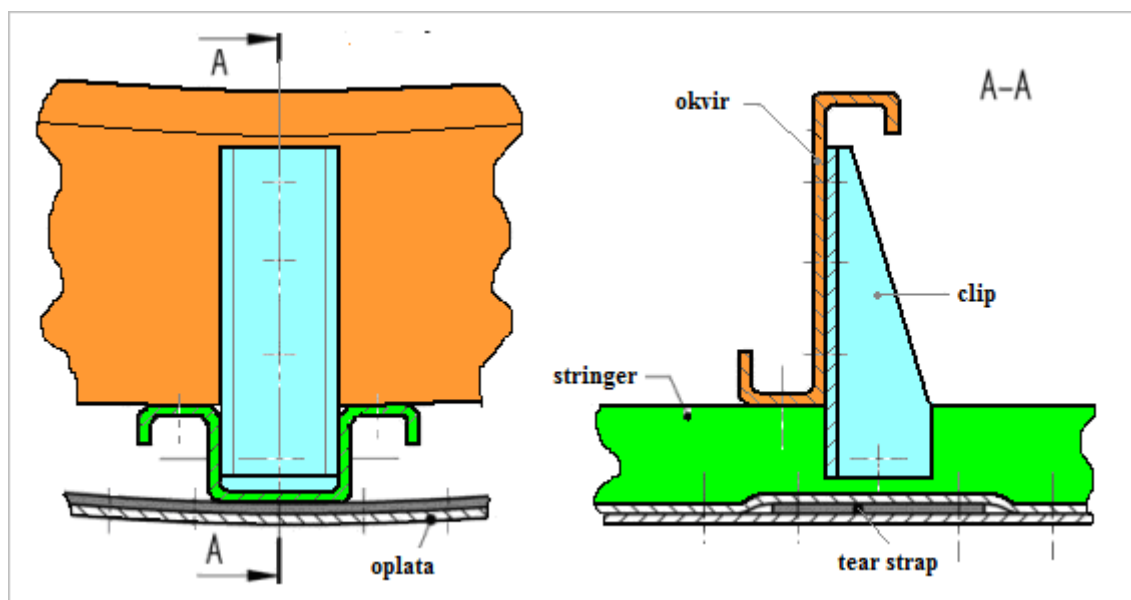
Okviri se sa oplatom mogu spojiti na tri osnovna načina, što će ovde biti predstavljeno pomoću tri klasične (i tipične) Boeing-ove metalne ljske. U prvom slučaju (Sl.7.) imamo na okviru otvor za stringer (tzv. "mišja rupa"), tako da je okvir vezan direktno za oplatu. U drugom slučaju (Sl.8.) je veza između oplata i okvira ostvarena indirektno pomoću tzv. *shear tie* elementa. U trećoj opciji (Sl.9.), tzv. *floating* vezi, okviri naležu na stringere (uz pomoć *clip*-ova) i ovde nemamo direktnu vezu oplata i okvira, i zato se ona i zove *lebdeća*.



Sl.7. Mouse hole veza okvira sa oplatom [izvor skice:52; slika prilagođena]



Sl.8. Shear tie veza okvira sa oplatom [izvor skice:52; slika prilagođena]

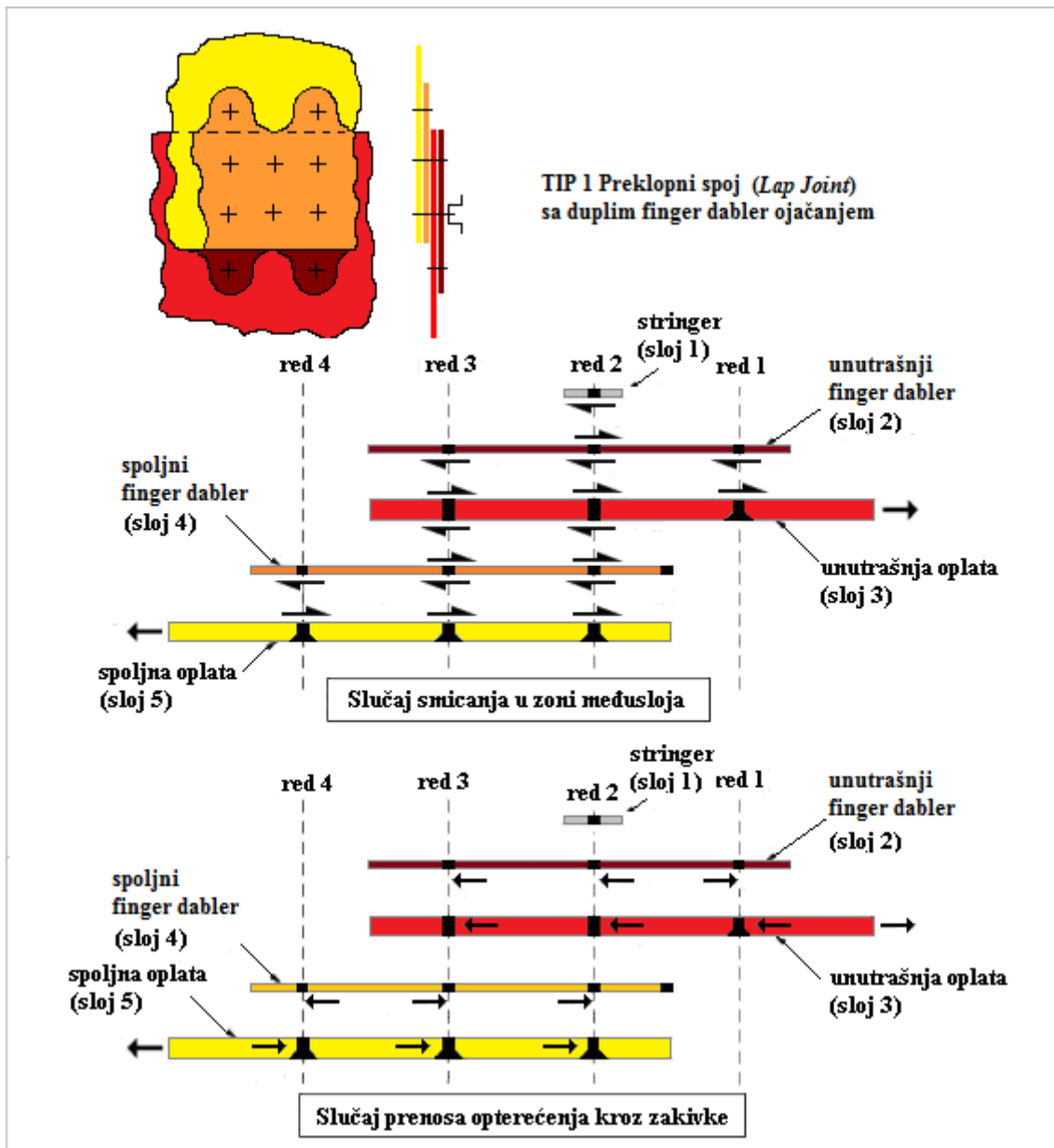


Sl.9. Floating veza okvira sa oplatom (B737) [izvor skice:52; slika prilagođena]

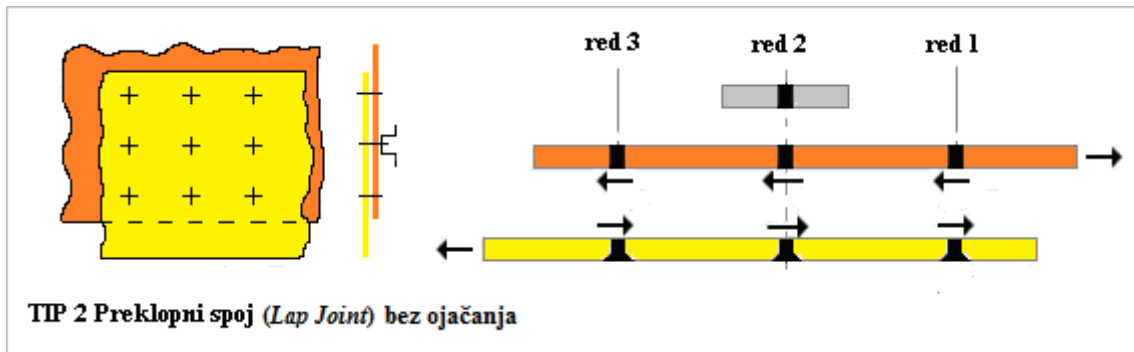
• **Veza dva panela (sa i bez dodatnih elemenata za spajanje):**

Veza dva panela oplata se može vršiti putem *preklopnog (lap joint)* ili *sučeonog (butt joint)* spoja (Sl.10-Sl.13). Prvi predstavlja najtipičniju vezu kada je u pitanju podužni spoj i realizuje se primenom raznih vrsta zakivaka, koji mogu biti postavljeni u više redova. Mana ovakve vrste veze se prvenstveno ogleda u pojavi ekscentriciteta putanje opterećenja između unutrašnjeg i spoljnog sloja oplata, stoga, usled dejstva opterećenja na istu, dolazi do pojave tzv. *savijanja izvan ravni*. U slučaju primene sučeonog spoja, do toga ne dolazi, ali je u tom slučaju, usled nepostojanja direktne veze dve oplata (opterećenje se u tom slučaju sa jednog elementa na drugi najčešće prenosi preko dodatnog elementa tzv. *splice strap-a*), neophodna primena gotovo dvostruko većeg broja zakivaka u odnosu na slučaj kada je primenjena preklopna veza [198]. Ipak, moguće su i neke druge opcije, tipa *Boeing-ove tehnologije barela*, o kojoj će biti reči nešto kasnije. Ovde naravno treba navesti i da se veze koje se ostvaruju zakivanjem dodatno poboljšavaju primenom adheziva koji omogućavaju značajno

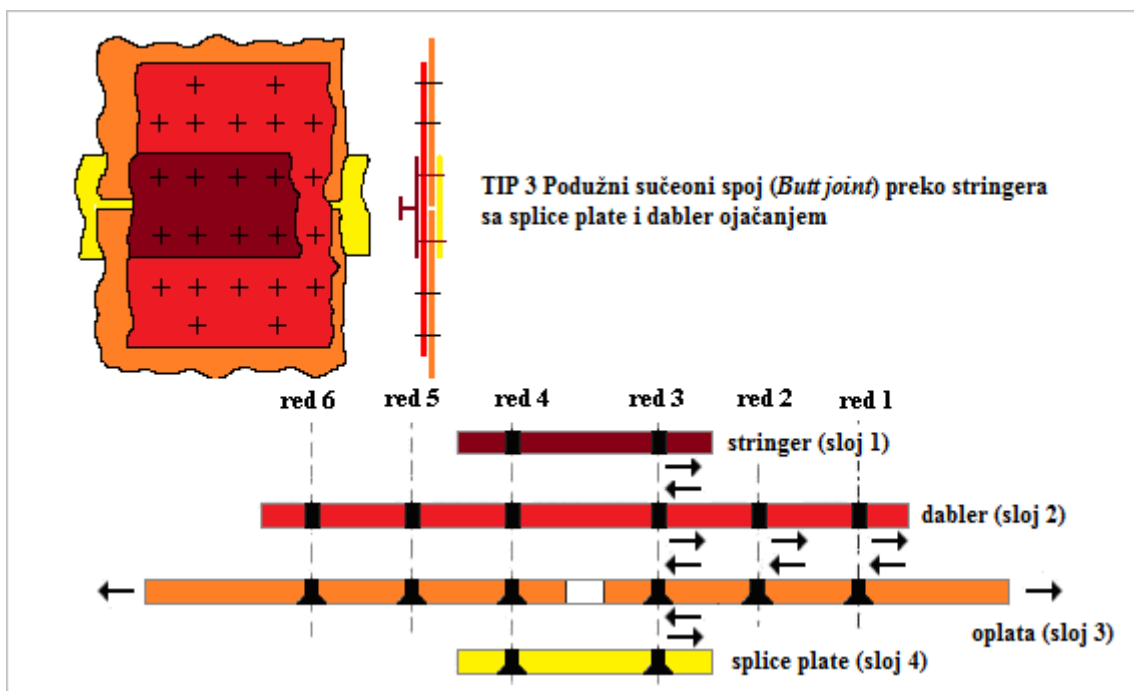
unapređenje zamornih karakteristika spoja [52], obzirom da se u tom slučaju izbegava kontakt dva metala (tj. pojava direktnog habanja).



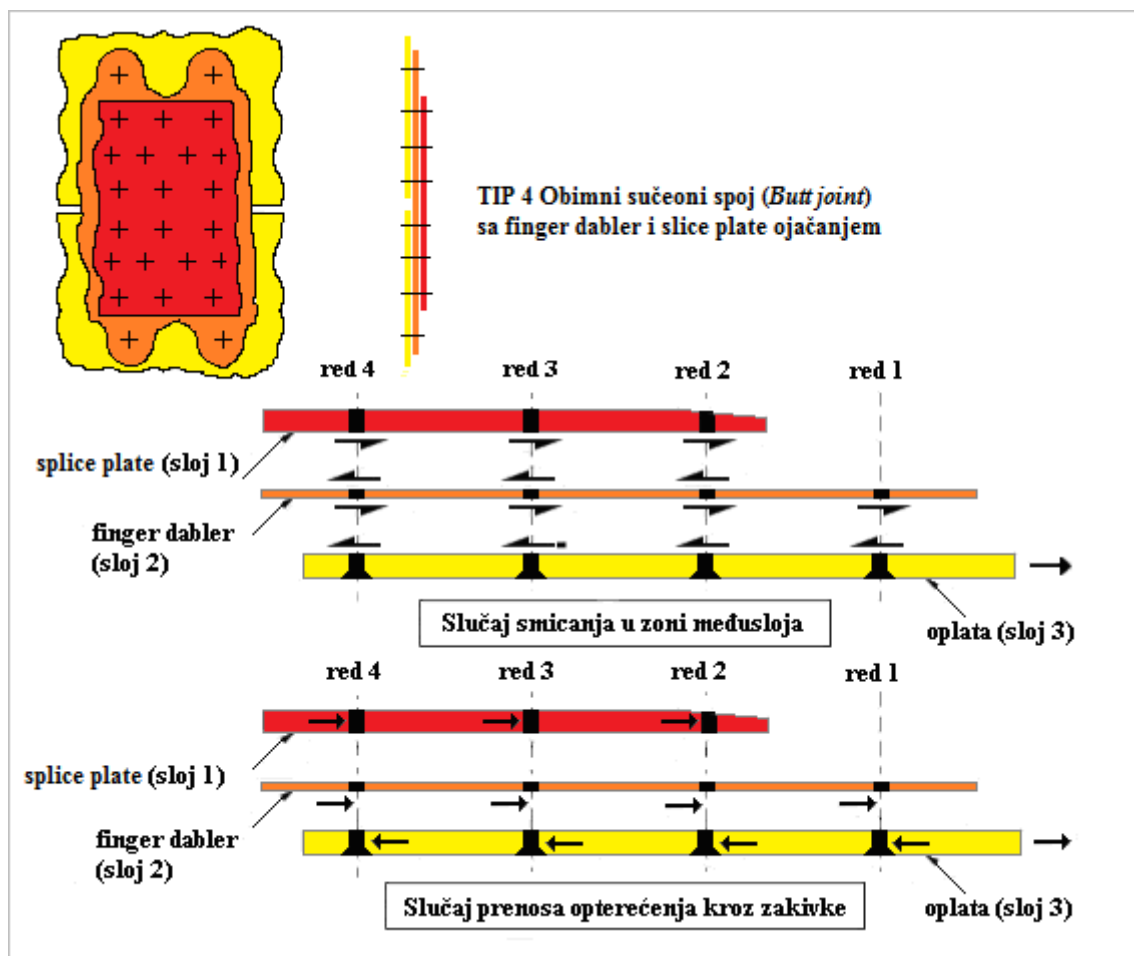
Sl.10. Unutrašnja raspodela napona TIP1 spoja [izvor skice:147; slika prilagođena]



Sl.11. Unutrašnja raspodela napona TIP2 spoja [izvor skice:147; slika prilagođena]



Sl.12. Unutrašnja raspodela napona TIP3 spoja [izvor skice:147; slika prilagođena]



Sl.13. Unutrašnja raspodela napona TIP4 spoja [izvor skice:147; slika prilagođena]

Gore navedeni tipični slučajevi spojeva panela kao dodatne elemente zahtevaju *dablere*, *finger dablere* i već pomenute *splice strap*-ove. Uloga potonjih je već navedena (omogućavaju prenos opterećenja između dva dela koja nisu u direktnom kontaktu), dok se za razliku od njih, primena dablere prvenstveno uvodi radi preuzimanja dela opterećenja sa određene strukture. A obzirom da je dobro poznato da su "najspoljniji" redovi zakivaka uvek najkritičniji u slučaju dejstva opterećenja, finger dablere predstavljaju elegantno rešenje za značajno rasterećenje istih, omogućavajući time, između ostalog, i duži zamorni vek ove vrste spojeva.

• Elementi za spajanje:

Spajanje metalnih strukturalnih elemenata se vrši pomoću klasičnih zakivaka (*solid shank rivets*) ili pomoću *specijalizovanih elemenata za spajanje*. Prvopomenute veze su i dalje u visokom procentu zastupljene obzirom na njihovu zadovoljavajuću pouzdanost, nisku cenu, brzo instaliranje i visoku čvrstoću na smicanje. Mana ovih elemenata je što oni nemaju dobra zaptivna svojstva po pitanju delovanja fluida, a i zatezna čvrstoća im je prilično problematična. U slučaju kada elementi za spajanje moraju imati posebna svojstva (zamorna, termička, nošenje visokih opterećenja, pristupačnost samo sa jedne strane...), vezu ostvarujemo pomoću specijalnih elemenata za spajanje čija je raznovrsnost na tržištu velika i oni predstavljaju patente firmi koje ih izrađuju (*Cherry max*,

Hi-lok, Lockbolt...), a koji po svojoj tipologiji mogu biti specijalizovani zakivci ili zavrtnji (ili njihova kombinacija).

Kada je u pitanju spajanje kompozitnih struktura, za iste se ne primenjuju klasični zakivci, već specijalizovani elementi za spajanje koji se od onih za metale najviše razlikuju po tipu primenjenog materijala i poprečnom preseku elementa koji bi se uslovno mogao nazvati maticom (*collar*). U slučaju spajanja elemenata izrađenih od *CFRP* kompozita, (od kog se danas izrađuju kompozitni trupovi), obzirom na njihovu sklonost da posredno izazivaju koroziju, za njihovo spajanje se koriste elementi izrađeni od titanijumskih legura (mada oni nisu jedino rešenje).

Takođe, metalne i kompozitne strukture se spajaju i adhezivima, a pod kojim uslovima i na koji način, biće reči kasnije.

• Elementi za ojačanje:

Elementi koji su na nekim od prethodnih slika obeleženi kao tzv. *tear strap*, predstavljaju ojačanja ili, tačnije rečeno, sigurnosnu meru i nalaze se ispod okvira. Isti mogu biti spojeni zakivcima, adhezivima ili u hibridnoj formi. O njima će kasnije biti više reči. Ovde još samo treba dodati da oni ne moraju biti u obliku traka (*strap*), nego su mogući i u rešetkastom (*waffle*) obliku.

Naravno, ovde je potrebno navesti i da se u okolini otvora unutar ljuske (za npr. vrata i prozore) takođe zahtevaju posebna obezbeđenja i ista se svode na uvođenje posebnih ojačavajućih elemenata koji okružuju ove otvore (*bear straps, sill, intercostal, doubler, door-stop, edge frame...*). Okviri koji vrše prenos koncentrisanih opterećenja, obzirom na značajno složenije uslove opterećenja, takođe moraju biti posebno ojačani.

• Veza krila i trupa:

Što se veza između krila i trupa tiče, najčešći je slučaj da se krila vijcima vezuju za (ojačane) okvire koji služe za prihvat koncentrisanih opterećenja. Takođe, moguća su i rešenja kod kojih se ramenače provlače dužinom celog trupa, (što može biti vrlo problematično obzirom na zahtevani prostor), kao i opcija sa dodatnom ramenačom unutar trupa koja ima funkciju veze.

MODEL	PREČNIK TRUPA (m)	OPLATA	OKVIR			STRINGER			NAPOMENE
			materijal	profil	pitch * (mm)	materijal	profil	pitch (mm)	
A320	3,96	Al	Al	Z	533	Al	J	N/A	Visoko opterećeni delovi trupa su od čelika ili Ti
A330 /A340	5,64	Al	Al	N/A	533	Al	N/A	N/A	
A350	5,97	Kompozit	Kompozit	T/L (win)	635	Kompozit	T, omega	N/A	Okviri u zonama visokog opterećenja su od Ti
A380	7,15x8,4	Al/Glare	Al	N/A	635	Al	N/A	N/A	Iseći za otvore su ojačani dablerima od Al ili Ti
B737	3,76	Al	Al	Z	508	Al	omega	152-178	
B747	6,4	Al	Al	Z,C	508	Al	omega, Z	203-254	Okviri oko vrata su od Ti
B777	6,2	Al	Al	N/A	508	Al	Z	230 (est)	
B787	5,77	Kompozit	Kompozit	N/A	610	Kompozit	omega	227 (est)	Okviri oko vrata su od Ti

Napomena:

stringer pitch-rastojanje između dva stringera;

(isto važi i za okvire).

est-procena (bez tačnog podatka).

win-prozor.

T.1. Osnovne odlike ljuski savremenih Airbus/Boeing letelica [195]

1.3. Tipovi opterećenja kojima je izložena struktura trupa

U cilju vršenja adekvatne procene raspodele napona unutar pojedinih segmenata trupa, sigurno je da prvi korak predstavlja *definisanje opterećenja koja deluju na trup*. Dakle, na trup deluju:

- *aerodinamičke sile*, koje generiše postojanje razlike pritisaka nastale usled strujanja vazduha oko nesimetričnog tela, kao i karakteristika viskoznosti samog fluida. Ove sile spadaju u grupu površinskih i njihovo određivanje se vrši numeričkim metodama. U praksi nije od velikog značaja određivanje njihove rezultante vrednosti, nego se one pre određuju preko njihovih komponenti, a najznačajnije su svakako *sila uzgona*, *sila otpora* i *momenat propinjanja*:

$$R_z = C_z q S; R_x = C_x q S; M_y = C_m q S l \quad (1.3.1)$$

gde postoji sledeća zavisnost koeficijenata:

$$C_z, C_x, C_m = f(\text{napadni ugao, oblik tela, Reynoldsov broj, Mahov broj}) \quad (1.3.2)$$

Kada je u pitanju direktan uticaj na trup, aerodinamičke sile se generalno mogu staviti u red onih od relativno malog značaja (u odnosu na dejstvo nekih drugih sila). Znači, ovde udeo trupa u određivanju *ukupne uzgonske sile* možemo zanemariti. Ipak, obzirom da trup ima značajan udeo u stabilnosti letelice, njegov uticaj na sveukupan *momenat propinjanja* koristimo u proračunu statičke stabilnosti. Generisanje *sile otpora* (uz zanemarivanje kretanja trans/super-soničnim brzinama, pa

samim tim i indukovanoj i talasnoj otpora), se svodi samo na tzv. *parazitni otpor*, koji predstavlja zbir: *čeonog otpora*, *otpora usled trenja* i *otpora usled interferencije* (koji nastaje usled blizine dva susedna tela) tj.:

$$R_x^{TRUPA} = R_x^{\check{C}EONOG_OTPORA} + R_x^{TRENJA} + R_x^{INTERFERENCIJE} \quad (1.3.3)$$

Ipak, obzirom da se preko veza koje ostali segmenti ostvaruju sa trupom, njihove aerodinamičke sile prenose na isti, trup je zbog direktnog ili indirektnog uticaja aerodinamičkih sila izložen dejstvu *aksijalnih opterećenja*, *savijanja*, *smicanja* i *torzije*.

• **gravitacione i inercijalne sile**, koje indukuje postojanje mase tela i promena brzine njegovog kretanja. Kada je u pitanju trup, ove grupe sila na isti deluju dvojako. Sa jedne strane ove sile generiše sam trup, dok sa druge strane one na njega prenesene preko veza sa krilom i repnim segmentom (Ovde se podrazumeva konfiguracija kod koje se opterećenja generisana pogonskom grupom na trup prenose preko krila).

Odlika ovih sila je da deluju na sve tačke tela i da su srazmerne njihovoj masi, obzirom da su u pitanju zapreminske sile. Takođe, uz aproksimaciju da je privlačna sila zemljine teže konstantna, pod gravitacionim silama podrazumevamo težinu tela:

$$F = mg \quad (1.3.4)$$

dok pod inercijalnim silama podrazumevamo sile koje se generišu usled postojanja promene brzine kretanja tela mase m :

$$F = m \frac{dV}{dt} = ma \quad (1.3.5)$$

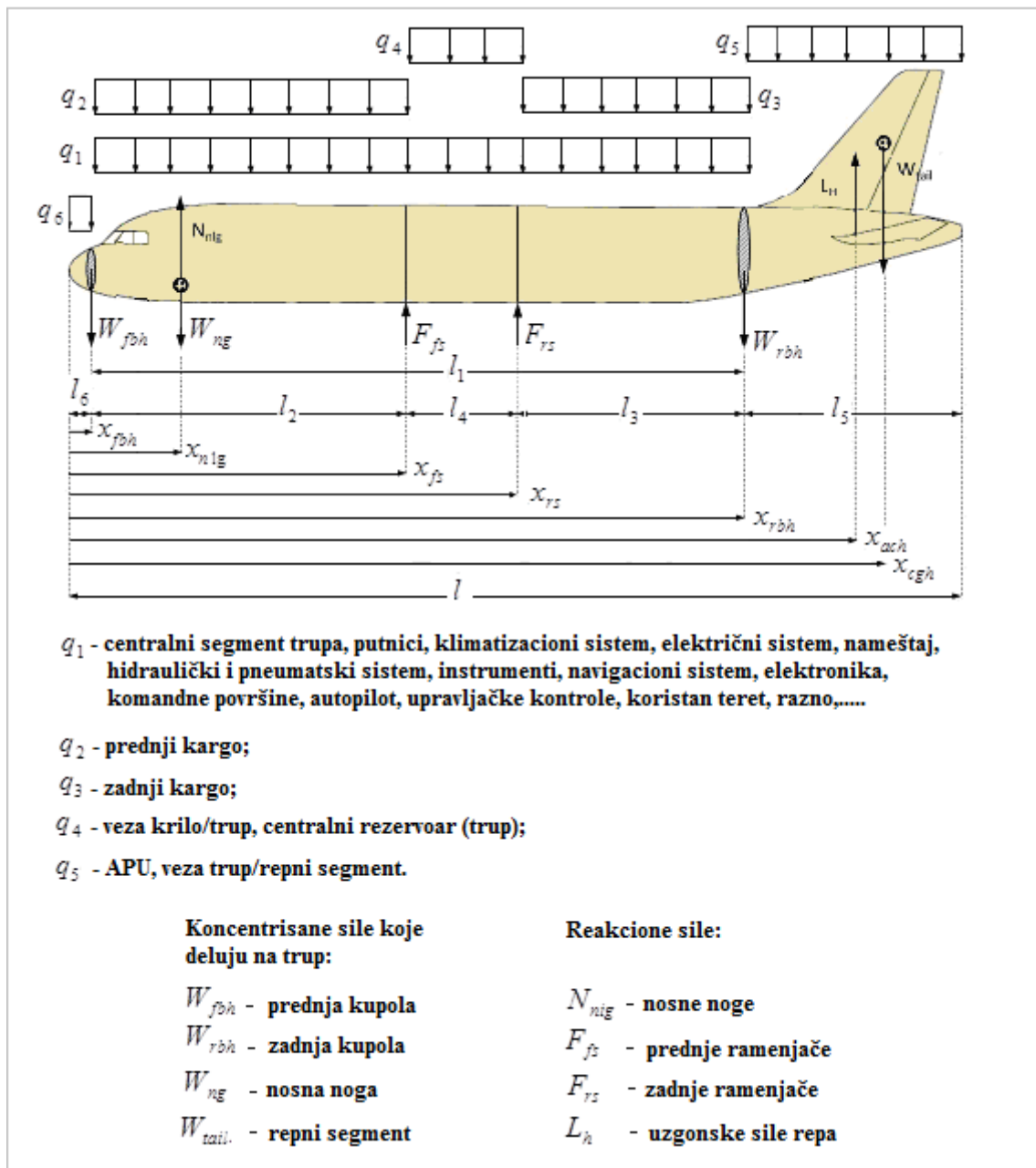
Naravno, ovde se jasno može zaključiti da je letelica izložena najvećim opterećenjima unutar ove grupe u trenutku kada se nalazi u režimima koji podrazumevaju promenu brzine kretanja.

• **reakcione sile na zemlji**, koje se na trup sa nosne noge prenose direktno, a sa stajnog trapa preko prednje i zadnje ramenjače posredno (za slučaj konfiguracije kod koje je stajni trap postavljen unutar krila). Iste se generišu u svakom režimu u kom postoji kontakt letelice sa čvrstom podlogom.

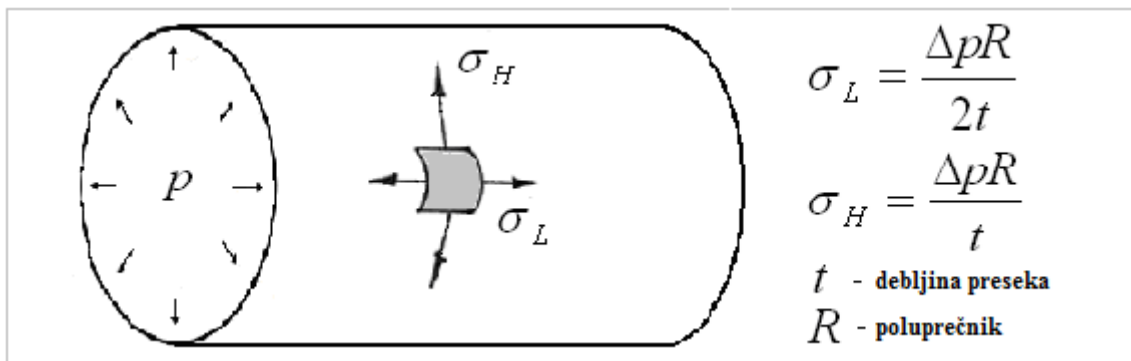
U okviru ove tačke ima smisla i dati jedan krajnje uprošćen analitički proračun reakcija oslonca za slučaj već pomenute konfiguracije koja se danas smatra dominantnom a kod koje je veza stajnog trapa i pogonske grupe ostvarena preko krila. Stoga se prihvata da se ove reakcije veza na trup prenose upravo preko pomenute prednje i zadnje ramenjače krila.

Na *Sl. 14.* su predstavljene koncentrisane sile koje deluju na trup, kao i njihove reakcione sile. Koristeći se dobro poznatim jednačinama ravnoteže sila i momenata (1.3.6), možemo odrediti *reakcije oslonca* (na mestu glavne veze trup-krilo), što su u ovom slučaju *prednja i zadnja ramenjača krila* [20]:

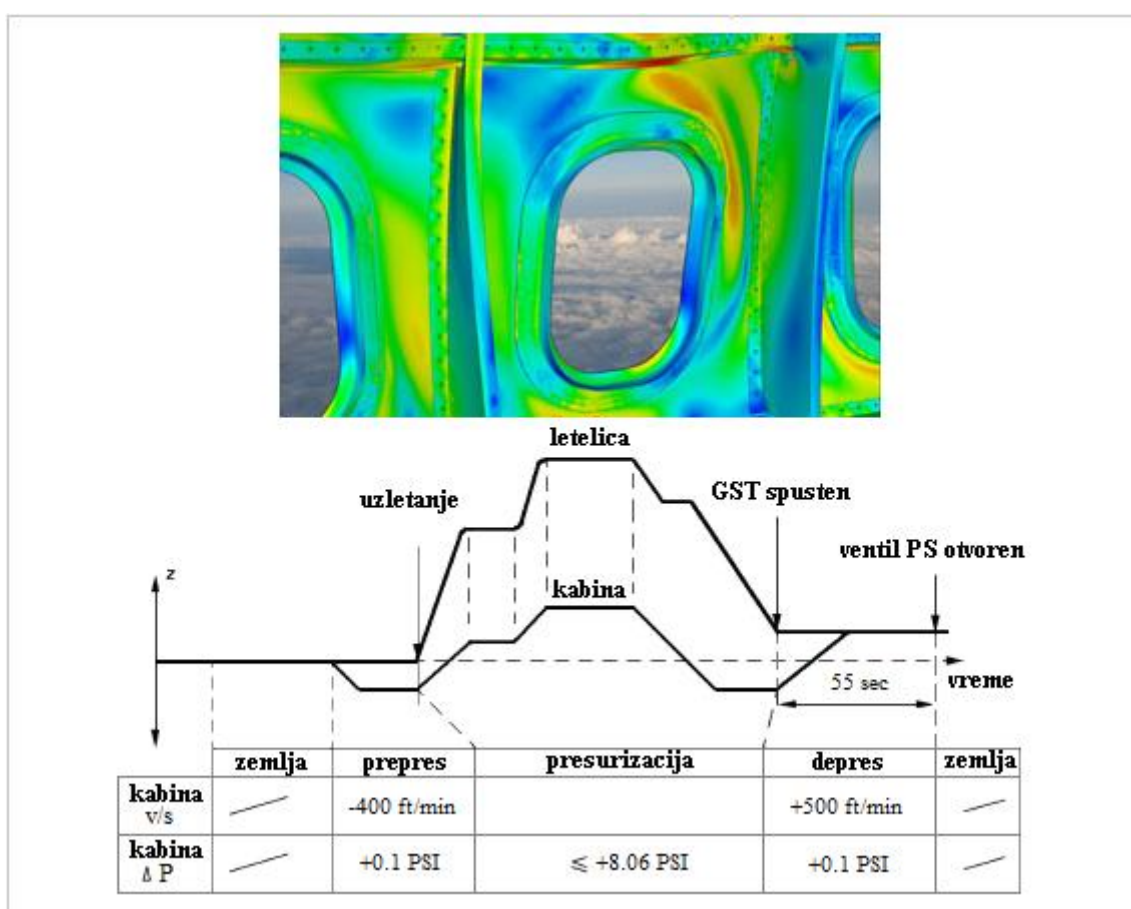
$$\begin{aligned} F_{fs} + F_{rs} + N_{nig} + L_h &= n(q_1 l_1 + q_2 l_2 + q_3 l_3 + q_4 l_4 + q_5 l_5 + q_6 l_6 + \\ &W_{fbh} + W_{rbh} + W_{ng} + W_{tail}) \\ F_{fs} &= \frac{1}{(x_{rs} - x_{fs})} \left(\frac{1}{2} n q_1 l_1^2 + n q_2 l_2 \left(\frac{1}{2} l_2 + l_4 \right) + \frac{1}{2} n q_4 l_4^2 + n q_6 l_6 \left(l_2 + l_4 + \frac{1}{2} l_6 \right) + \right. \\ &n W_{fbh} (l_2 + l_4) + n W_{ng} (x_{rs} - x_{nig}) - \frac{1}{2} n (q_1 + q_3) l_3^2 - n q_5 l_5 \left(l_3 + \frac{1}{2} l_5 \right) - n W_{tail} (x_{cgh} - x_{rs}) - \\ &n W_{rbh} (x_{rbh} - x_{rs}) + L_h (x_{ach} - x_{rs}) \left. \right) \end{aligned} \quad (1.3.6)$$



Sl.14. Raspodela sila unutar trupa [20]



Sl.15. Cirkularna i aksijalna komponenta napona generisana presurizacijom trupa



Sl.16. Presurizacioni ciklus i vizuelizacija napona nastalih usled presurizacije [30]

Pored pomenutih opštih tipova opterećenja, postoje i ona koja se odnose na specijalne namene i vezana su samo za određene grupe letelica. U slučaju ove disertacije, pod ovakvim opterećenjima ćemo podrazumevati ona koja se javljaju kao posledica uslova:

- **ciklične presurizacije**, koja je usled specifičnih uslova pritiska i sastava vazduha na visinama leta savremenih velikih putničkih letelica, obavezna za sve one čije su visine krstarenja preko 4.600m (na osnovu regulativa koje važe unutar SAD). Uslovima presurizacije nisu izloženi samo oni segmenti letelice u kojima se nalaze putnici i osoblje, nego i deo za skladištenje tereta (*kargo*). Ova razlika

pritisaka unutar i izvan strukture trupa generiše napone unutar trupa koji se mogu raščlaniti na *aksijalnu i cirkularnu (hoop) komponentu* (dok se radijalna može zanemariti) (*Sl.15.*). Udeo ove vrste opterećenja u okviru celokupnog opterećenja trupa se smatra visokim i potencijalno kritičnim.

Jasno je da letelica u svakom trenutku mora biti u mogućnosti da nosi sva navedena opterećenja i u tom smislu, za slučaj evropskih zemalja i grupu putničkih letelica, propisi su definisani preko *JAR-25* dokumentacije. Isti jasno navode sledeće *granične slučajeve opterećenja* pri čijem dejstvu strukturalni integritet mora biti potvrđen: simetričan manevar sa udarom vetra, bočni udar vetra, let pod uglom (*side slipping*), let sa konfiguracijom otklonjenog elevatora.... Dalje, pojava udarne sile pri sletanju i rulanju, zatim slučajevi intenzivnog kočenja, kao i momenti savijanja visokog intenziteta koji se prilikom rulanja generišu pri radu jednog motora (čiji uzrok može biti u kvaru istog odn. uobičajenoj pilotskoj praksi koja se sprovodi prvenstveno radi smanjenja potrošnje goriva). Takođe, pomenuti *JAR-25* propis definiše i posebne uslove koje letelica treba da ispuni po pitanju opterećenja presurizovanjem, tj. presurizacija 1.33 puta veća od normalne, kao i uslovi presurizacije koji se kombinuju sa kritičnim slučajevima opterećenja koji su gore već pomenuti.

1.4. Strukturalna analiza elemenata ljske trupa

Na početku ovog poglavlja je već pomenuto da se kao osnovni elementi ljske trupa podrazumevaju oplata, stringeri i okviri, međutim, kada su u pitanju termini koji se koriste u srpskom i engleskom jeziku za definisanje ovih elemenata, izgleda da tu postoji mala zbrka. Stvari izgledaju komplikovanije i kada se zna da pojedini proizvođači koriste svoje interne termine koje ostatak vazduhoplovne struke koristi za opis sasvim drugih elemenata. U skladu sa najprihvaćenijim definicijama, u okviru ostatka ove disertacije, za svaku vrstu horizontalnog nosećeg elementa, biće isključivo korišćen termin "*stringer*" (*uzdužnik*), iako se pod njim podrazumevaju dva termina: stringer i longeron. Razlika između longerona i stringera je u tome što su longeroni duži i nose veće opterećenje, dok stringeri prvenstveno imaju ulogu pružanja dovoljne krutosti trupu i omogućavanja veze sa oplatom. Bazično, i jedni i drugi od oplata preuzimaju *aksijalno naprezanje*, opterećenja uzrokovana *momentom savijanja* trupa, kao i *aksijalnu komponentu naprezanja nastalu usled presurizacije trupa*. Dakle, može se reći da uzdužni elementi trpe samo aksijalna opterećenja, kroz razvijanje napona zatezanja ili pritiska. Mada, iako su oni u nekom malom obimu izloženi i dejstvu opterećenja u ravni normalnoj na oplatu, uticaj sila smicanja na njih se zanemaruje. Takođe, obzirom da stringeri dele oplatu na manje podsegmente, oni vrše i poboljšavanje njene otpornosti na tzv. *ondulaciju*, a takođe unapređuju i njene *F&DT karakteristike* (o čemu će kasnije biti više reči).

Što se vertikalnih elemenata tiče, i tu važi slična priča. Iako se može napraviti jasnija distinkcija u skladu sa njihovim oblikom i namenom, ovde će biti korišćen (u skladu sa praksom) samo termin "*okvir*" (koji će podrazumevati sve vertikalne elemente prstenastog/lučnog oblika koji imaju zadatak da pruže dodatnu potporu horizontalnim nosećim elementima odn. sve prstenaste elemente koji imaju za cilj da prihvate visokokoncentrisana opterećenja). Ako napravimo detaljniju analizu, onda pod okvirima podrazumevamo: frejmove, formere, a nekada je u upotrebi i termin "prsten". Formeri se u odnosu na frejmove razlikuju po tome što oni, geometrijski gledano, imaju oblik luka, dok su frejmovi u obliku prstena. Ponekad se termin "pregrada/kupola" koristi za okvire koji služe za prihvatanje visokokoncentrisanih opterećenja, što u ovoj disertaciji neće biti slučaj, tj. ovde će se taj termin odnositi isključivo na elemente oblika kalote, koji služe kao barijera između presurisanog i nepresurisanog dela trupa. Dakle, okviri održavaju oblik trupa i pružaju dodatnu potporu podužnim elementima i oplati (povećavajući time njihovu otpornost na pojavu izvijanja, odn. ondulacije, respektivno), zatim, zajedno sa oplatom nose cirkularnu komponentu opterećenja nastale usled presurizacije (procena je da kod današnjih putničkih letelica, okviri preuzimaju maksimalno 38% cirkularne komponente ovog napona [192]). Takođe, prihvataju transverzalna visokokoncentrisana opterećenja (za slučaj okvira koji imaju ovu ulogu) i prenose ih na stringere i oplatu (odn. vrše njihovu

redistribuciju), kao i redistribuciju dela napona oko diskontinuiteta npr. otvora za prozore i vrata (nešto kasnije će biti više reči o posebnoj grupi ojačanja oko diskontinuiteta). Okviri su izloženi dejstvu *normalnih sila, momenata savijanja i sila smicanja*. U okviru dva već pomenuta načina povezivanja okvira sa ostalim elementima ljuske, ovde još treba napomenuti da u slučaju *shear tie* veze imamo i prenos sila smicanja na oplatu, dok kod *floating* veze ta mogućnost ne postoji.

Kako je već rečeno, kod polumonokok strukture, **oplata** je primarni nosilac opterećenja i povezana je sa svim navedenim elementima, a njena lokalna debljina je uslovljena intenzitetom i koncentracijom dejstvjućeg opterećenja. Oplata, zajedno sa horizontalnim elementima, preuzima aksijalna opterećenja, kao i ona izazvana savijanjem. Što se opterećenja nastalih usled presurizacije tiče, oplata zajedno sa stringerima preuzima aksijalnu komponentu, dok sa okvirima preuzima cirkularnu komponentu. Oplata takođe preuzima i opterećenja nastala dejstvom momenata torzije i smicajnih sila. Naravno, zadatak oplata je i da letelici obezbedi aerodinamičan oblik, i, obzirom da je izložena direktnom uticaju fluida, samim tim je izložena i dejstvu aerodinamičkih sila, koje prenosi i na stringere i na okvire. Ovde još nije loše napomenuti da se u proračunima složenijih opterećenja često vrše aproksimacije tako da je oplata napregnuta samo na smicanje (naravno, ne u slučaju uslova presurizacije).

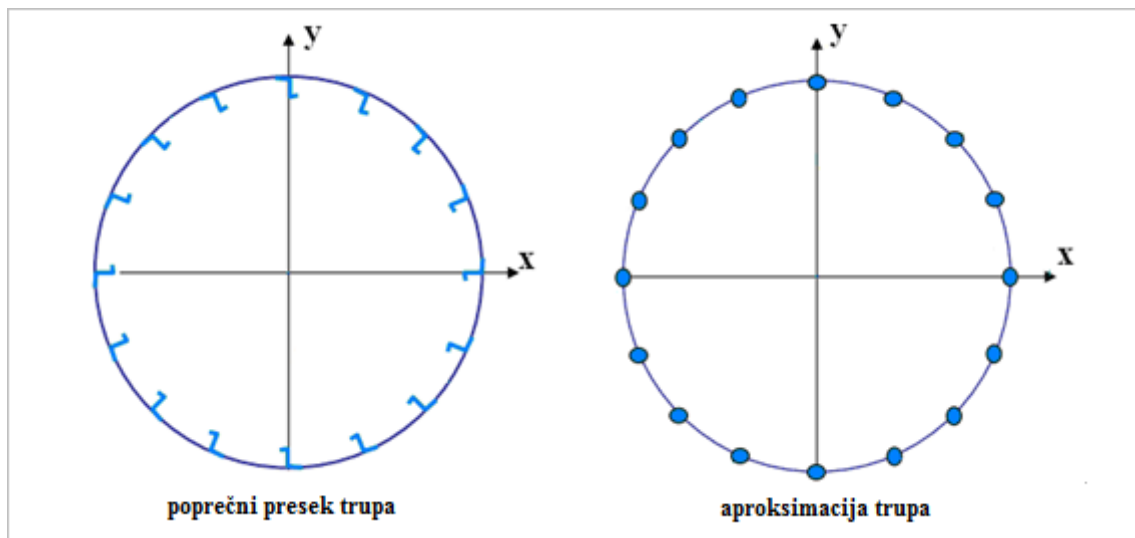
Ovde naravno treba pomenuti i elemente sa spajanje (bilo da su u pitanju zakivci ili specijalni elementi za spajanje), koji su opterećeni na *istezanje i smicanje*.

Pri dimenzionisanju segmenata ljuske, neophodno je voditi računa i o tome šta predstavlja kritičan parametar svakog segmenta ponaosob. Kada su u pitanju strukture izložene istežanju, kritični parametar je napon na granici proporcionalnosti. U slučaju struktura izloženih kompresiji, vodimo računa o eventualnoj pojavi izvijanja, dok kod dejstva sila smicanja vodimo računa o čvrstoći na smicanje, odn. eventualnoj pojavi ondulacije oplata (oplata gotovo u potpunosti jedina nosi napone smicanja). Ograničavajući faktori u slučaju komponenti napona usled presurizacije spadaju u domen koncepta *tolerancije oštećenja*. Takođe, pri projektovanju, pored već pomenutih kritičnih vrednosti, izuzetno je važno voditi računa i o ispravnoj raspodeli napona (kako unutar pojedinačnih elemenata tako i uzimajući celokupnu strukturu u obzir). U tom cilju su definisana tri osnovna tipa nestabilnosti polumonokok struktura:

- **Nestabilnost oplata:** Kako je već pomenuto, oplata je izložena aksijalnim opterećenjima i smicanju i samim tim postoji mogućnost da ona bude izložena pojavi ondulacije, pogotovo na mestima gde je aksijalno opterećenje kompresionog tipa, obzirom na njenu zakrivljenost i malu debljinu. Sa druge strane, u cilju istog treba voditi računa da se usled izbegavanja ovakve pojave oplata ne projektuje sa prevelikom debljinom odn. velikom gustinom stringera.

- **Nestabilnost panela:** Panelom se smatra segment oplata+stringera koji se nalazi između dva okvira. Do ove pojave može doći ako okviri imaju dovoljnu krutost a trup je izložen prekomernom savijanju i tada se otkaz dešava samo unutar panela.

- **Opšta nestabilnost:** Može se reći da je u pitanju slična vrsta otkaza kao kod nestabilnosti panela, s tim da do iste može doći kada okviri nemaju dovoljnu krutost i samim tim ne vrše ulogu potpore stringerima. U svakom slučaju, struktura treba da bude projektovana tako da se, u slučaju otkaza zbog nestabilnosti kao poslednji otkaz desi upravo nestabilnost opšteg tipa.



Sl.17. Aproksimacija trupa

U cilju dalje analize, poslužićemo se idealizacijama koje podrazumevaju da je realan stringer zamenjen *bumovima* (*boom area*) koji su kružnog poprečnog preseka, imaju koncentrisanu masu, kao i konstantnu vrednost napona unutar poprečnog preseka (Sl.17.).

Usled dejstva *momenta savijanja* (kojeg preuzimaju stringeri i oplata), dolazi do razvijanja napona istezanja u gornjem segmentu trupa, odn. kompresivnih napona u njegovom donjem segmentu. Između ove dve zone se nalazi *neutralna linija* koja, poznato je, prolazi kroz težište. Da bismo izračunali napone nastale unutar oplata i stringera usled savijanja trupa, moramo se poslužiti aproksimacijama geometrije stringera (kao i raspodele napona unutar njega) uz napomenu da se dole navedena formula odnosi na čitav segment koji čine *bum* i *segment oplata*:

$$\sigma_z = \left(\frac{M_y I_{xx} - M_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left(\frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (1.4.1)$$

gde su:

M_x, M_y - momenti savijanja;

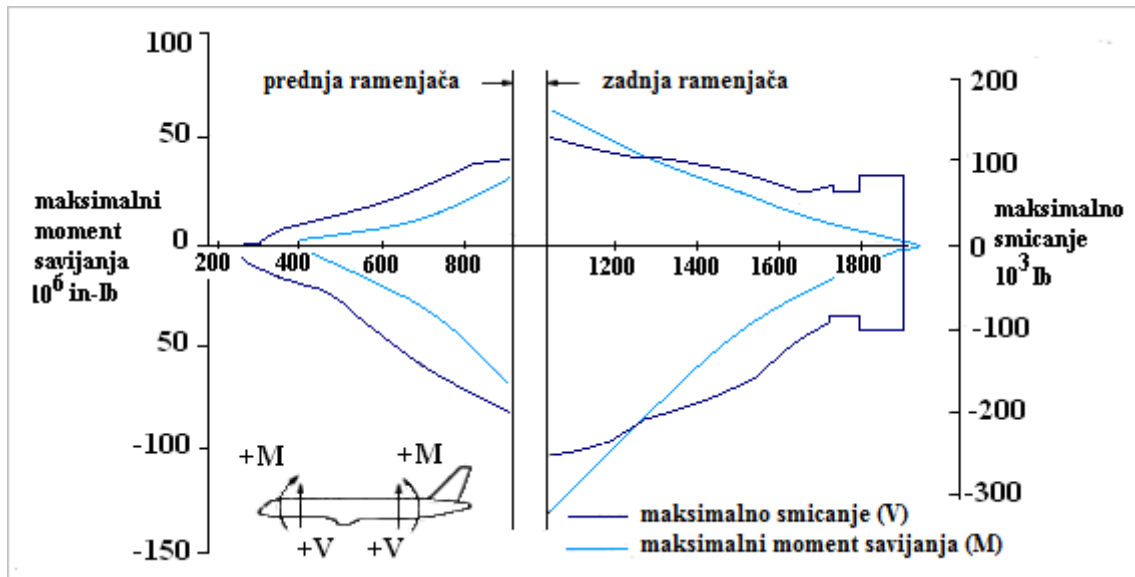
I_{xx}, I_{xy}, I_{yy} - sopstveni (centrifugalni) momenti inercije;

x, y - rastojanja duž osa.

Ova jednačina može biti pojednostavljena uz pretpostavku da su i x i y ose simetrije:

$$\sigma_z = \frac{M_x}{I_{xx}} y + \frac{M_y}{I_{yy}} x \quad (1.4.2)$$

Iz ove formule se dalje određuju vrednosti aksijalnih napona za pojedinačne *bumove*.



Sl.18. Raspodela opterećenja trupa za slučaj B757, najduže uskotrupne letelice [55]

U slučaju određivanja smicanja, tj. **toka smicanja** (koji predstavlja gradijent sile smicanja), ponovo koristimo idealizovanu situaciju trupa koji posmatramo kao gredu zatvorenog tankozidnog preseka koja se sastoji od aproksimiranog stringera i oplata gde smicajne napone nosi samo oplata (i tok istih je konstantan). Formulu toka smicanja za slučaj zatvorenog preseka dobijamo kada istoj za slučaj otvorenog preseka dodamo segment $q_{s,0}$ (tzv. preostali tok smicanja, ali u čije određivanje se ovde neće ulaziti):

$$q_s = -\left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2}\right) \left(\int_0^s t_D x ds + \sum_{r=1}^n B_r x_r\right) - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2}\right) \left(\int_0^s t_D y ds + \sum_{r=1}^n B_r y_r\right) + q_{s,0} \quad (1.4.3)$$

gde su:

S_x, S_y - sile smicanja;

I_{xx}, I_{xy}, I_{yy} - sopstveni (centrifugalni) momenti inercije;

t_D - debljina noseće oplata;

B_r - poprečni presek r -tog buma;

x_r, y_r - koordinate r -tog buma.

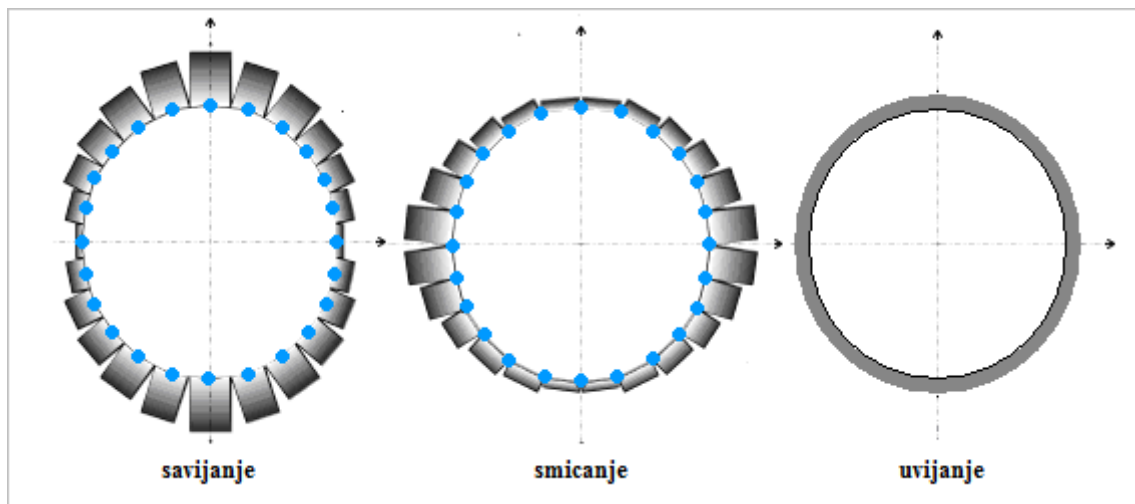
Jednačinu (1.4.3) koristimo u slučaju kada oplata pored sila smicanja preuzima i aksijalna opterećenja. U slučaju kada vršimo aproksimaciju tako da oplata ne preuzima aksijalna opterećenja, imamo da je debljina oplata koja nosi iste $t_D = 0$.

U slučaju kada je zatvorena greda izložena dejstvu čistog uvijanja, tok smicanja mora biti konstantan. Stoga se veza između dejstvjućeg uvijanja i konstantnog toka smicanja dobija iz jednostavne jednačine ravnoteže segmenta grede koja ima krajnji oblik:

$$T = 2Aq \quad (1.4.4)$$

gde je:

A - površina posmatranog segmenta.



Sl.19. Raspodela napona poprečnog preseka trupa usled savijanja, smicanja i uvijanja

Obzirom da stringeri ne preuzimaju ovu vrstu opterećenja, aproksimacija istih ovde ne igra nikakvu ulogu.

Već je pomenuto da je jedan od glavnih zadataka okvira trupa da prihvata koncentrisano opterećenje. Ovde je prikazan jedan takav slučaj (pri dejstvu koncentrisane sile S), a određivanje toka smicanja se tada vrši na sledeći način... U formulu toka smicanja (1.4.4) ćemo uneti aproksimacije da oplata ne preuzima aksijalna opterećenja $t_D = 0$ (ova situacija je već pomenuta u slučaju razmatranja jednačine (1.4.3), kao i objašnjenje pojma preostalog toka smicanja $q_{s,0}$, koja ovde neće biti računata), zatim da je Oy osa simetrije ($I_{xy} = 0$), kao i da smicajne sile neposredno ispred i iza okvira imaju samo komponente u pravcu y -ose (Q_1, Q_2), tako da sa koncentrisanim opterećenjem S formiraju jednačinu ravnoteže:

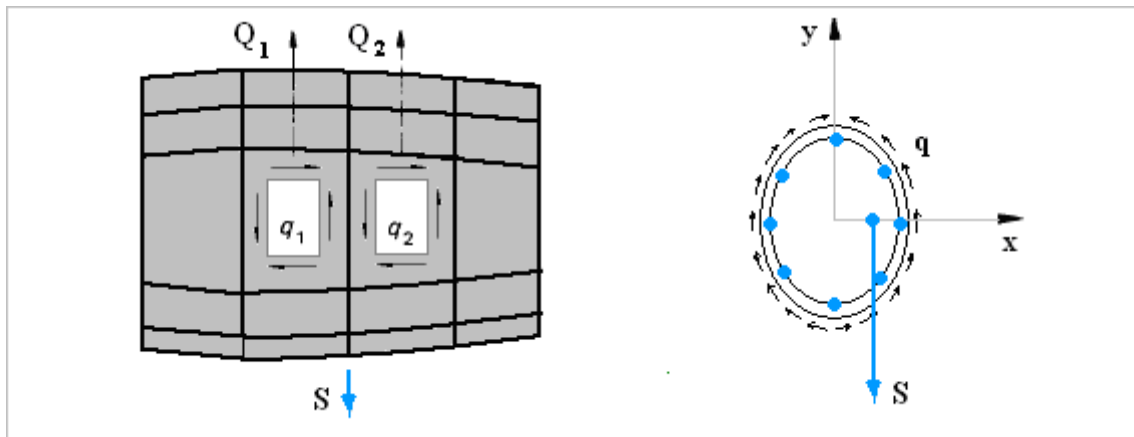
$$Q_2 = Q_1 - S \quad (1.4.5)$$

dok je tok smicanja po ivici okvira jednak razlici toka smicanja unutar oplata :

$$q = q_1 - q_2 \quad (1.4.6)$$

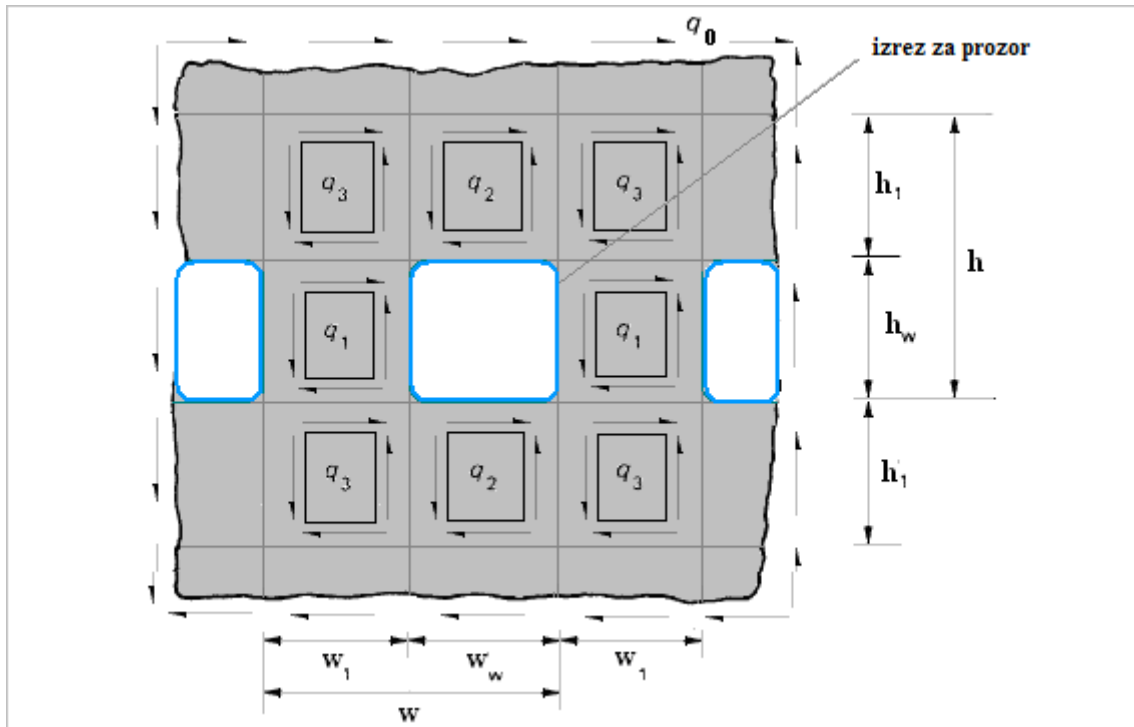
Zamenom u jednačinu (1.4.3) dobijamo da je:

$$q_{okv} = \frac{-S}{I_{xx}} \sum_{r=1}^n B_r y_r + q_{s,0} \quad (1.4.7)$$



Sl.20. Dejstvo koncentrisane sile na okvir

Poseban problem u okviru analize opterećenja ljuske trupa predstavljaju razni iseći odn. diskontinuiteti koji mogu imati značajan uticaj na raspodelu napona kontinualne i zatvorene grede (kakvom je trup smatran u prethodnim proračunima). Jasno je da oko ovakvih vrsta otvora moraju biti postavljena posebna ojačanja koja će imati za ulogu vršenje preraspodele opterećenja, a koja, neminovno, utiču na povećanje težine trupa. U daljem tekstu je dat proračun za slučaj otvora za prozor, gde je za srednju vrednost toka smicanja za slučaj kontinualne ljuske uzeta vrednost q_0 .



Sl.21. Segment trupa sa izrezima za prozore

Dakle, koristeći se jednačinom za tok smicanja (možemo uzeti i vertikalnu i horizontalnu sekciju) (Sl.21) imamo:

$$q_3 w_1 + q_2 w_w = q_0 w \quad (1.4.8)$$

gde je:

$$w = w_1 + w_2 \quad (1.4.9)$$

$$h = h_1 + h_w$$

$$q_2 \cdot h_1 = q_0 \cdot h$$

iz čega se dobija da je:

$$q_3 = q_0 \left(1 - \frac{h_w}{h_1} \frac{w_w}{w_1}\right) \quad (1.4.10)$$

Ovde još treba napomenuti i da poseban problem predstavljaju isečci za vrata obzirom da zbog ograničenog prostora unutar putničkog dela nije moguće postaviti klasične okvire nego njihovu ulogu u tom slučaju preuzimaju *doorframe*-ovi koji su odgovorni za prihvatanje opterećenja usled smicanja izazvanih prisustvom navedenog diskontinuiteta, što ih izlaže dejstvu torzije i momenata savijanja.

Sada ćemo se ponovo vratiti na jednačinu *cirkularne komponente napona* generisane usled presurizacije trupa:

$$\sigma_H = \frac{\Delta p R}{t} \quad (1.4.11)$$

i navesti da ista važi za slučaj oplata bez prisustva ojačavajućih elemenata. U slučaju prisustva istih, koristimo formulu *Flugge*-a (1952) i ona se odnosi na segment oivičen sa dva stringera i dva okvira (tzv. *bay*):

$$\sigma_H = \frac{t_x p R + v(t_\phi - t) p R / 2}{(1 - v^2) t_\phi t_x + v^2 t(t_\phi + t_x - 1)}$$

$$t_x = t + A_S$$

$$t_\phi = t + A_F / L \quad (1.4.12)$$

gde je:

A_S - poprečni presek stringera;

A_F - poprečni presek okvira;

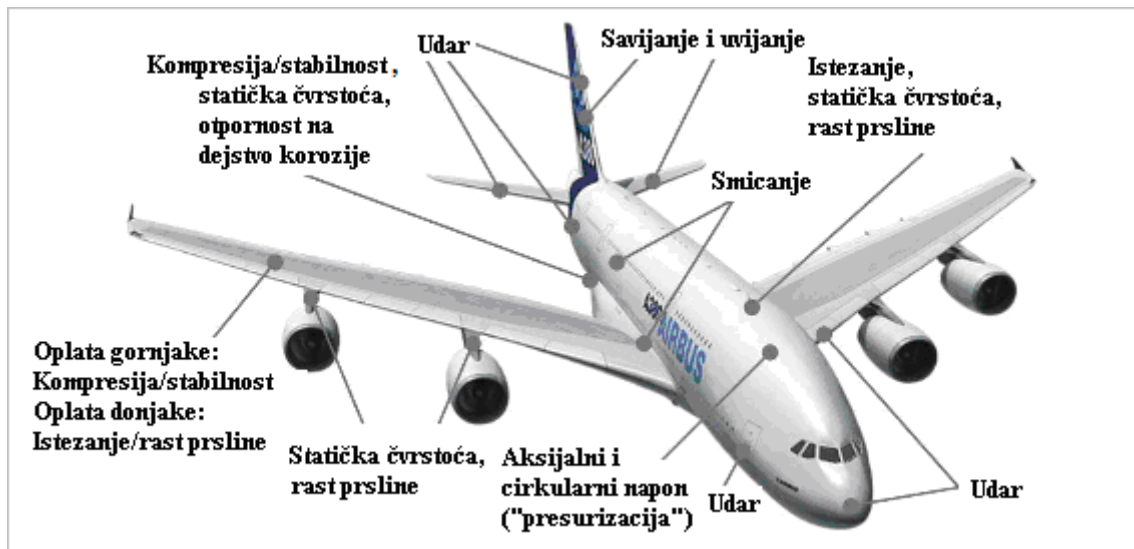
S – rastojanje između dva stringera;

L – rastojanje između dva okvira.

Takođe, uzimajući u obzir jednačinu za *aksijalnu komponentu napona* (Sl.15) i njegovu vezu sa cirkularnom komponentom:

$$\sigma_L = \frac{\Delta p R}{2t} = \frac{\sigma_H}{2} \quad (1.4.13)$$

vidimo da je njegova vrednost dvostruko manja u odnosu na cirkularnu komponentu i stoga zaključujemo da je *podužni spoj panela oplata daleko ugroženiji usled delovanja ciklusa presurizacije nego poprečni*. Prema [37], raspon cirkularne komponente napona je 80-110 MPa, računajući da je uopšteno pravilo da se nivo presurizacije kabine poklapa sa pritiskom koji vlada na visini od 8.000ft (2,438m). Uz to, u slučaju preklopnog spoja zbog postojanja ekscentriciteta dolazi i do generisanja *sekundarnog savijanja* koje ima izrazito negativan uticaj na zamorne karakteristike strukture [52].

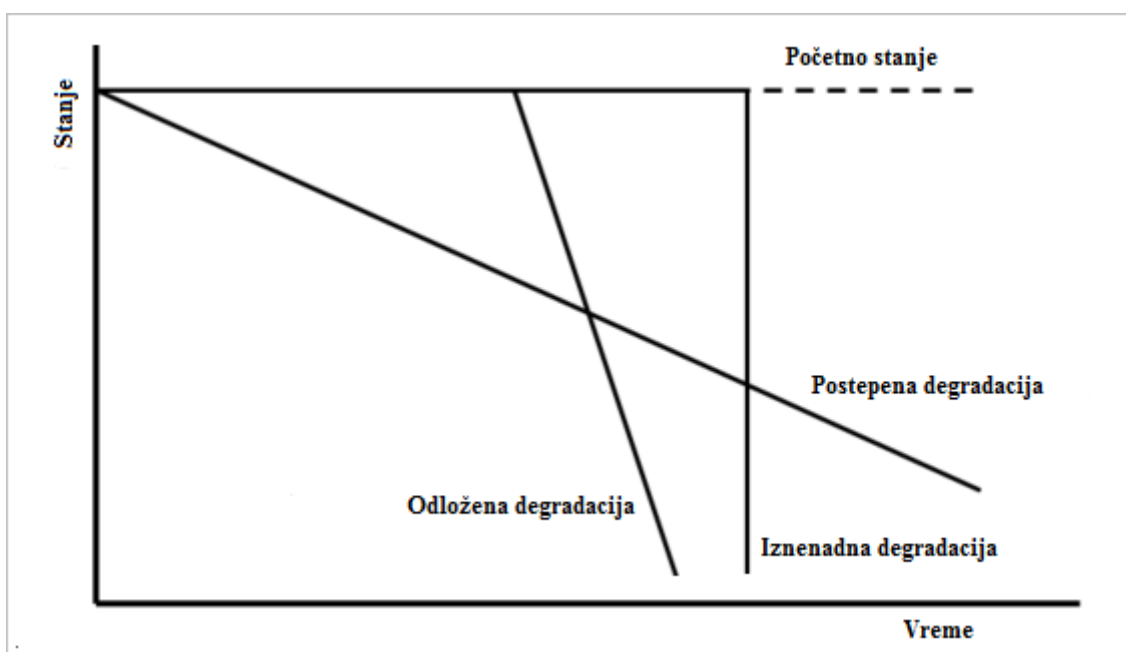


Sl.22. Kritična opterećenja i vodeći projektni kriterijumi centralnih segmenata letelice [51]

2. TIPOVI DEGRADACIONIH PROCESA KOJIMA JE IZLOŽENA STRUKTURA LJUSKE TRUPA

Usled udruženog delovanja radnog okruženja i opterećenja (prvenstveno) mehaničko-termičkog tipa, svaka konstrukcija sa vremenom neizbežno razvija različite tipove degradacionih procesa koji dovode do gubitka njenih početnih strukturalnih odlika. Takođe, do pojave određenih vidova degradacija može doći i usled dejstva nekog vida ekscesivnog opterećenja čije dejstvo može biti samo trenutno.

Uticajni faktori koji određuju nastanak odn. stopu razvitka ovih promena će tokom narednih poglavlja biti detaljnije razrađivani, dok će tipovi degradacionih procesa koje isti mogu razviti, biti ovde klasifikovani na osnovu modela predloženog u izvoru [204] kao: *Postepeni*, *odloženi* i *iznenadni*. (Mada je danas trend da se ova podela svodi na dve grupe: *Environmental/Discrete event*).



Sl.23. Osnovni vidovi degradacionih procesa strukture [204]

2.1. Gubitak integriteta kao posledica pojave postepene i odložene degradacije (*starenje*)

Postepena degradacija, kako i samo ime kaže, podrazumeva onu vrstu procesa čiji negativan uticaj ima relativno stabilan gradijent. Stoga u ovu grupu možemo svrstati pojave kao što su: Korozija, habanje, degradacija usled prisustva visokog stepena vlage/UV zračenja/temperaturnih gradijenata, erozija, puzanje,..... *Odložena degradacija* podrazumeva procese kod kojih devalvacija integriteta strukture nema stabilan gradijent, odn. u dužem (početnom) vremenskom periodu nema očigledan negativan uticaj po integritet strukture, nakon čega dolazi do njegovog bitnijeg rasta. U ovu grupu prvenstveno spadaju zamor i izuzetno opasna pojava koja se zove *naponska korozija*, a koja će kasnije biti detaljnije razmatrana.

Razlog iz kog je u okviru ove disertacije napravljena podela na postepenu i odloženu degradaciju je baziran na različitom ponašanju koje pokazuju zamorno i korozivno opterećene strukture. Tako na osnovu *Wanhill et al., (2001)*, kod preklopnih spojeva ljuske trupa (*lap splices*),

koji se smatraju jednim od najugroženijih segmenata strukture po pitanju zamornog dejstva, na inicijalizovanje prsline otpada čak 75% od celokupnog zamornog veka ovakvih spojeva, što se znatno razlikuje od ponašanja korozivno opterećenih struktura.

Sveobuhvatno gledano, ove dve grupacije degradacionih tipova, čija je glavna odlika da se razvijaju tokom dužeg vremenskog perioda u uslovima manje-više očekivanih operativnih uslova, se danas najčešće obuhvataju jedinstvenim terminom - *starenje (aging)*. Pojam starenja, u obliku u kom se danas koristi u vazduhoplovnom mašinstvu, je koncept skorijeg datuma i isti prvenstveno označava letelice koje su dostigle stepen u kom njihova ploidbenost više ne može biti održavana primenom redovnih (početno definisanih) rasporeda održavanja, nego se iste oslanjaju na primenu modifikovanih programa. Neka od kasnijih poglavlja se bave upravljanjem ovim konceptom i detaljno opisuju šta on tačno podrazumeva i na koji način omogućava produženje veka ovakvih letelica. Naravno, sam pojam starenja nije tako jednostavno definisati obzirom da on obuhvata čitavu paletu pojava raznih tipova degradacije struktura, kao i niz problema koje oni posledično izazivaju. Ipak, jasno je da se pod starenjem podrazumeva svaki degradacioni proces koji je uzrokovan samom dugotrajnom eksploatacijom letelice u okviru (relativno) očekivanih radnih uslova i okruženja.

U slučaju metala, on prvenstveno podrazumeva procese kao što su zamor i korozija. Takođe, od velikog značaja su i pojave koje podrazumevaju udruženo dejstvo dva ili više uticajnih faktora od kojih, ako je jedno korozivno okruženje, dobijamo koroziju koja je naponsko/zamorno/frikciono/erozivno/kavitacionog tipa, dok u slučaju kombinacije visokog opterećenja i povišene temperature dobijamo uznapredovalije puzanje.

Kod kompozita nemamo ovu vrstu devastacionih scenarija, tj. njihova degradacija se ne javlja u onom obliku u kom nam je ona poznata kod metala, što se upravo i smatra jednim od glavnih argumenata za njihovu izraženiju primenu, naročito kad je poznato da su zamor i korozija dva najproblematičnija (i najskuplja) degradaciona procesa vazduhoplovnih struktura. Dakle, moglo bi se reći da su u slučaju kompozitnih struktura dva centralna problema gotovo eliminisana. Ipak, i kompoziti imaju svoje slabosti, pa kada su u pitanju očekivani radni uslovi, kod njih najveću stopu (dugotrajnog) razaranja indukuje negativan uticaj dejstva okruženja kroz povišenu vlažnost vazduha/temperaturu/koeficijent UV zračenja. Ovde svakako treba posebno izdvojiti njihovu izraženu osetljivost na uticaj značajnijeg broja fluida, počevši od dobro poznate opšte slabe otpornosti na već pomenutu vlagu, pa dalje i na prisustvo svih vidova drugih fluida (raznih ulja, lubrikanata, goriva i *Skydrol*-a - hidraulične tečnosti). Osetljivost određenih tipova kompozita na dejstvo erozije se takođe ne sme zanemariti, zbog čega oni nisu dobar kandidat za izradu površina koje su izložene direktnom uticaju vazdušnih struja, ali se za iste ipak koriste, uz obavezno nanošenje antierozivnih prevlaka. Takođe, iako kompoziti, gledano u odnosu na metale, ne pokazuju preteranu sklonost ka pojavi koja je ovde sveobuhvatno nazvana starenjem, ipak treba navesti da kod njih, (u slučaju prisustva dovoljno velikog oštećenja), pre postoji opasnost od naglih otkaza usled njihove dosta visoke krutosti.

2.1.1. Dejstvo korozije i degradacionih procesa koji se javljaju kao posledica korozivnog sadejstva

Pojava korozije predstavlja ozbiljan problem protiv kog uopšte nije lako boriti se, obzirom da, kada se metal nađe u za to pogodnom okruženju, on prirodno teži razlaganju na jedinjenja kao što su oksidi, hidroksidi ili sulfati [31,32] dovodeći time do negativne promene mehaničkih karakteristika metala. Drugačije rečeno, metal (legura) se vraća u svoje prvobitno stanje [31].

Hemijski posmatrano, korozija predstavlja vid relativno spore elektrohemijske degradacije metala koji se javlja kao posledica hemijske interakcije samog metala i okruženja. Korozija se može pojaviti u različitim formama, zavisno od vrste metala, konstruktivnih karakteristika, uslova održavanja, kao i spoljnih uticajnih faktora čijem je dejstvu struktura izložena.

Samo u SAD, korozija letelica predstavlja problem koji godišnje košta 2.2 milijarde dolara, gde se 0.2 mlrd \$ odnosi na projektovanje i izradu, 1.7 mlrd \$ na održavanje i 0.3 mlrd \$ na *downtime*. Kod nekih vojnih letelica broj sati održavanja zbog korozije može biti i veći nego broj sati leta. [33]

Izvor [22] je objavio da pojava strukturalne korozije u okviru održavanja letelica predstavlja najveći trošak kad je u pitanju održavanje starih letelica (*aging aircraft*). Ovako velik iznos troškova je prvenstveno posledica znatnog produžavanja i usložnjavanja procesa održavanja, odn. vremena koje letelica zbog toga mora da provede van operativne upotrebe (*downtime*). Ovde još svakako treba naglasiti i to da iako su savremeni materijali sve otporniji na koroziju, oni su, s druge strane, izloženi sve agresivnijem uticaju i operativnih uslova i okruženja.

Uzrok pojave korozije može biti hemijskog ili elektrohemijskog porekla. U prvom slučaju imamo direktnu izloženost dejstvu određenih hemijskih materija (kao što je to npr. slučaj kod izloženosti dejstvu kiselina iz baterija i njihovim isparenjima, kao i raznim vrstama sredstava za čišćenje), dok u drugom slučaju do pojave korozije elektrohemijskog porekla dolazi kroz ispunjenost sledećih uslova:

- Prisustvo metala odn. legure koja je sklona koroziji (anoda);
- Prisustvo različitog konduktivnog materijala koji ima slabiju tendenciju ka korodiranju (katoda) tj. materijala višeg električnog potencijala;
- Prisustvo elektrolita;
- Kontakt između anode i katode.

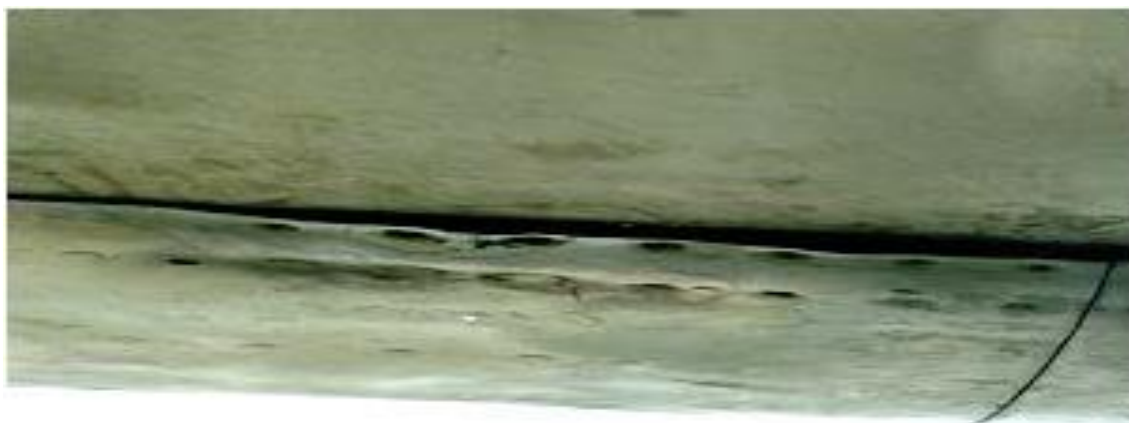
Ovde je potrebno napomenuti da svi metali (i legure) imaju određeni električni potencijal, što znači da će u određenim uslovima lakše ili teže korodirati. Nivo električnog potencijala se naziva plemenitost metala. Metali koji imaju manju plemenitost će brže korodirati. U stvari, kada se dva metala različitog potencijala nađu u blizini (uz prisustvo elektrolita), što je veća razlika njihovih potencijala, to će biti agresivnija stopa korozije.

Postoje razni načini na koje se tipovi korozije mogu klasifikovati. Tako npr. imamo vrste korozije koje se javljaju na velikim površinama, nasuprot onim koje deluju strogo lokalizovano. Takođe, imamo i vrste korozija koje se javljaju u kombinaciji sa dodatnim podsticajnim faktorima (različit temperaturni gradijent, ciklično opterećenje, bakterijski uticaj...). U tom smislu, ovde će biti navedena klasifikacija koju koristi NASA [82], a biće navedeni samo oni oblici koji se javljaju na segmentima letelice koji su direktno ili indirektno tema ove disertacije. Dakle, u okviru vazduhoplovnih materijala koji se koriste za izradu trupa, podela je sledeća:

Uniformna (opšta) korozija: Kako i samo ime kaže, ovo je najuobičajenija forma korozije. Ne smatra se posebno opasnom, obzirom da se pre pojave iste javljaju uočljive promene na površini metala, odakle ona i kreće da deluje, stoga ista može biti uočena i tretirana mnogo pre nego što postane opasna po integritet strukture.

Galvanska korozija: Uzrok njene pojave leži u kontaktu dva metala različitog električnog potencijala u prisustvu elektrolita. Ova vrsta korozije stvara prilično uniformno oštećenje i ne napreduje velikom brzinom. Mera njenog razaranja može biti merena kroz gubitak težine ili dubinu penetracije. Što metal ima niži električni potencijal, to je skloniji pojavi ove vrste korozije. Specijalna vrsta ove korozije se naziva **termogalvanska korozija** i kod nje do razaranja metala dolazi usled prisustva toplotnih gradijenata, tj. topliji deo metala predstavlja katodu, a hladniji anodu. Razaranje je obično lokalnog tipa i u funkciji je raspodele temperature. Inače, iako su kompozitni materijali označeni kao otporni na dejstvo korozije, oni se mogu ponašati kao izvor iste. Npr. karbonski kompoziti *CFRP* (*Carbon Fiber Reinforced Polymers*), koji predstavljaju apsolutno najdominantniji kompozit u izradi trupa kod najsavremenijih letelica, su elektrohemijski aktivni i visokoplemeniti, stoga, kada je metal niže plemenitosti u kontaktu sa istim, u uslovima određenog okruženja lako može doći do pojave galvanske korozije na metalu. Ova aktivnost je posebno izražena u slučaju kombinacije *CFRP*-a i aluminijuma. U slučaju kontakta sa nerđajućim čelicima postoji donekle mogućnost pojave lokalizovanih vrsta korozija (npr. tačkaste korozije i korozije u zazorima, dok u slučaju kontakta sa titanijumom, ne postoji nikakva električna aktivnost među njima [137]).

Korozija u zazorima: Postoji više vrsta ove korozije, stoga ih neki autori razdvajaju kao zasebne tipove a neki ih svrstavaju u jedinstvenu grupu (što je i ovde slučaj). Ovaj tip razaranja metala predstavlja najtipičniji oblik korozije vazduhoplovnih struktura i njenoj pojavi su prilično sklone veze sa navojima, odn. oni mehanički spojevi koji sadrže neki tip zazora, obzirom da ovakve veze pružaju fizičke preduslove da metalna površina bude izložena jednom rastvoru koji u različitim tačkama sadrži različite koncentracije metalnih jona (odn. kiseonika), što je dovoljan uslov za ostvarivanje električne aktivnosti. Dakle, metal u okolini spoja u kom je zarobljen fluid sadrži veću koncentraciju metalnih jona i samim tim ima niži potencijal (predstavlja anodu) što dovodi do njegovog korodiranja, za razliku od spoljne strane metala višeg potencijala koja u tom slučaju predstavlja katodu. Analogna situacija se javlja i u uslovima povišene koncentracije kiseonika. Razlika između galvanske korozije i korozije u zazorima je u tome što kod prve imamo kontakt dva metala unutar jednog fluida, dok kod drugog imamo jedan metal koji je u prisustvu dva okruženja unutar jednog fluida. Ova vrsta korozije je poznata kao prilično agresivna i sklona je prelasku u tačkastu i lisnatu koroziju. Razvijena forma korozije u zazorima se zove *klobučenje*.



Sl.24. Slučaj preklopnog spoja kod kog je došlo do uznapredovale pojave korozije u zazorima tzv. *klobučenje* [4]

Tačkasta korozija (pitting): Najčešće nastaje na mestima oštećenih prevlaka i nečistoća. Deluje prilično lokalizovano i ne razara velike površine metala, ali se zato širi u dubinu stvarajući šupljine cilindričnog oblika. Ista može biti opasna po integritet strukture, obzirom da deluje analogno formi koncentracije napona, stoga je lokacija njene pojave od izuzetnog značaja. Pojavi tačkaste korozije su skloni metali koji inače dobro podnose dejstvo uobičajenih korozivnih agenasa i koji su u tom smislu prilično pasivni (npr. nerđajući čelici), ali, navedeno nije tačno kada se isti izlože dejstvu hloridnih jona u prisustvu kiseonika.

Končasta korozija (filiform): Nastaje usled visoke vlažnosti u okolini spojeva i sklopova odn. oštećenja u prevlakama, što dovodi do aktiviranja elektrolitičkih procesa. Kako joj i ime kaže, javlja se u vidu oštećenja u obliku sitnih, končastih kanala, nepravilnog usmerenja, koji se šire iz jednog izvora.

Intergranularna korozija: Do pojave iste dolazi usled velikih razlika potencijala u unutrašnjosti zrna i njegove granice, a javlja se na granicama istih. Intenzitet ove vrste korozije zavisi od mikrostrukturnih karakteristika materijala, kao i od načina organizacije zrna unutar metala, a njenoj pojavi su posebno sklone Al-legure, pogotovo u uslovima prisustva povećane koncentracije rastvorenog kiseonika ili jona hlora.

Takođe, proces poznat kao *lisnata korozija* se može smatrati vrstom intergranularne korozije, obzirom da pri širenju prati granicu zrna i predstavlja jednu od dve najopasnije forme korozije. Njena

pojava je karakteristična za *Al*-legure visoke čvrstoće. Ime je dobila po načinu na koji razara metal, odvajajući se od njega u vidu listova.

Frikciona korozija: Do pojave ove vrste korozije dolazi kada dve površine koje su pod dejstvom opterećenja i čiji kontakt nije projektno predviđen dođu u međusobni dodir usled delovanja vibracija ili nekog drugog faktora. Kao posledica toga nastaje oštećenje na površini metala ili na njegovom zaštitnom sloju. Stalna mehanička interakcija ostavlja ove površine bez zaštite i tako otvara put ka dejstvu štetnih (korozivnih) uticaja koji će najverovatnije dovesti do pojave duboke tačkaste korozije (ako pojava nije primećena u začetku).

Bakterijska korozija: Izaziva je prisustvo bakterija, gljivica ili kvasnih materija u kontaminiranim motornim gorivima. Pogotovo je prisutna u integralnim rezervoarima za gorivo.

Eroziona korozija: Javlja se kao posledica zajedničkog dejstva erozije i korozije. Pri erozionoj koroziji nastaje povećanje brzine korozivnog razaranja metala usled prisustva erozije.

Kavitaciona korozija: Nastaje kao posledica zajedničkog dejstva korozije i kavitacije. Uklanjanjem metalnog filma i čupanjem metalnih čestica sa površine metala, kavitaciono oštećenje može ubrzati koroziju i prouzrokovati habanje površine.

Kada se dejstvo cikličnog opterećenja udruži sa dejstvom okruženja, korozivni uticaj postaje još intenzivniji. U tom smislu, jedna od najproblematičnijih pojava je sveobuhvatno definisana kao *lom usred uticaja okruženja (environmental cracking-EC)*. Isti može biti intergranularnog ili transgranularnog tipa. Često se uočavaju oba oblika na mestu nastalog loma. Intergranularni lom prati granicu zrna metala, dok se transgranularni dešava preko zrna. Ipak, morfologija prsline može biti različita za slučaj istog materijala a različitog okruženja [26]. U svakom slučaju, on dovodi do krtog loma materijala koji je po svojoj prirodi žilav. Na osnovu definicije koja se u okviru problematike metalnih struktura najčešće sreće [26], pod *EC*-om se, u stvari, podrazumeva korozioni lom čiji uzrok nastanka leži u nizu raznih međusobno isprepletanih uticaja, a kome prethodi pojava jednog od sledećih tipova korozionog oštećenja:

- zamorne korozije,
- naponske korozije (*stress corrosion cracking-SCC*);
- vodonične krtosti.

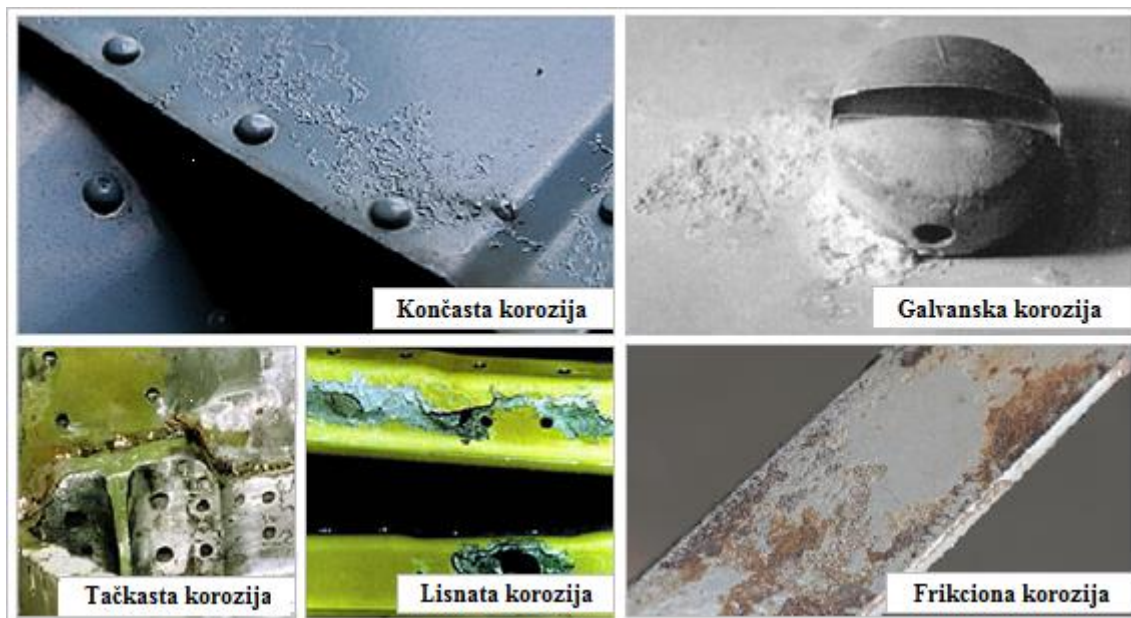
Zamorna korozija predstavlja vid degradacije materijala koji nastaje kao rezultat kombinovanog dejstva cikličnog opterećenja i uticaja okruženja. Njena početna forma je u obliku tačkaste korozije, koja dalje, ako nije na vreme tretirana, obavezno vodi ka lomu.

Naponska korozija se javlja pri interakciji okruženja i pretrpljenog naponskog (tenzionog) opterećenja. Dakle, iako pomenuta dva pojma fenomenološki gledano nisu u potpunosti ista, kada se mehanički bazično interpretiraju, imaju suštinske sličnosti.

U slučaju pojave naponske korozije, često se dešava da je neko lokalno prisustvo unutrašnjih napona uzrokovano primenom određenog tehnološkog procesa. Takođe, okidač za njenu pojavu može biti i izloženost radnom opterećenju odnosno silama koje nastaju kao posledica povećanja nusprodukata korozije. U oblasti u kojoj se nivo napona približava vrednosti napona na granici elastičnosti, pojava ove vrste korozije je najverovatnija. Interakcija sa nepovoljnim spoljašnjim okruženjem će dodatno pospešiti ovu vrstu korozije, dok posebnu opasnost predstavlja uticaj morske vode, pogotovo kod čelika visoke čvrstoće i termički tretiranih legura aluminijuma, mada i magnezijum ima dobro poznatu osetljivost na vlagu i naponski će korodirati ako nije adekvatno zaštićen. ***Ova vrsta korozije se danas smatra najozbiljnijom korozijom nastalom usled mehaničkog uticaja upravo zbog njenog najpogubnijeg dejstva***, mada se pojava svake vrste korozije mora ozbiljno uzeti u obzir [37].

Kada je u pitanju grupa starih letelica, posebnu osetljivost na pojavu naponske korozije pokazuju *Al*-legure koje kao legirajuće elemente sadrže *Co*, *Zn* i *Mg*, (*2024-T3*), pogotovo one legure koje su bile izložene termičkoj obradi (*7075-*, *7079-*, *7178-T6*) [28], a koje su bile čest izbor u izradi trupa. Takođe, ovde nije redak slučaj pojave loma koji se dešava unutar materijala i po granici zrna, što isti čini značajno slabije uočljivim. Problem pojave naponske korozije je nekad bio slabije izražen

obzirom da je životni vek strukture bio mnogo kraći a oplata tanja. Danas, kada se teži što većem produženju životnog veka strukture koja je uz to i značajno kompleksnija, **naponska korozija je počela da preovladava kao vrsta korozije.**

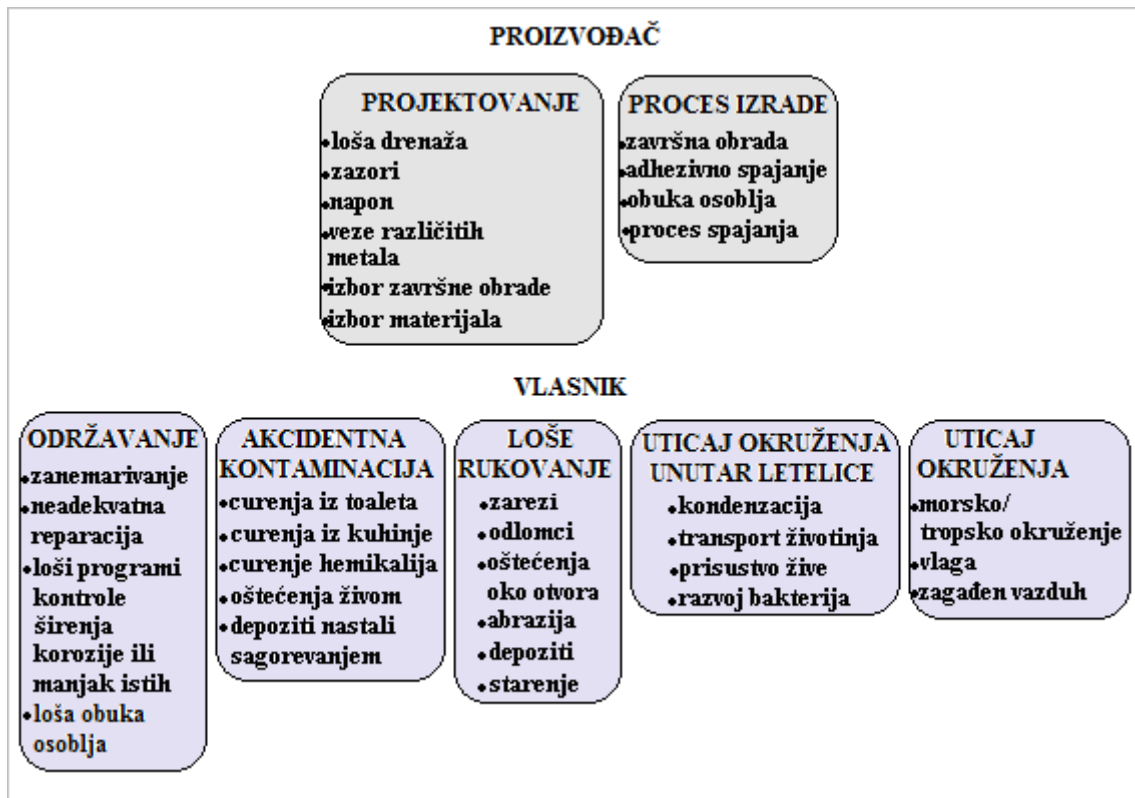


Sl.25. Tipovi korozija kojima su izložene metalne vazduhoplovne strukture [82, 83, 84]

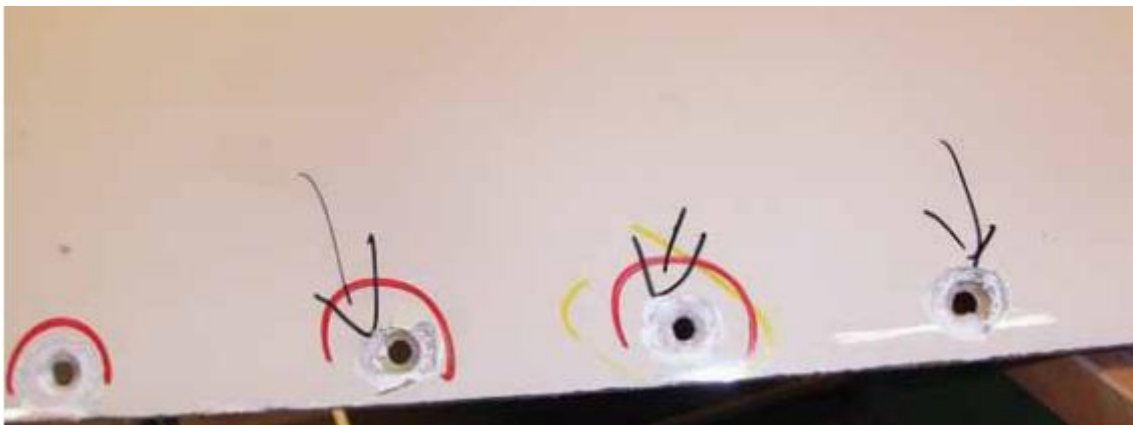
Vodonična krtost se javlja kao posledica kombinovanog dejstva korozivnog okruženja u obliku prisustva vodonika udruženo sa zaostalim naponima unutar strukture. Tačnije, usled akumuliranja vodonika u zoni vrha prsline dolazi do lokalnog slabljenja materijala (usled formiranja šupljina ili gubitka kohezione čvrstoće), što dodatno pospešuje širenje prsline.

Što se tiče sveukupnih uzroka pojave korozije, *Boeing* je na svojoj zvaničnoj stranici definisao njene glavne pokretače (Sl.26). Naravno, pojedine ovde navedene faktore nije moguće u potpunosti eliminisati, ali u svakom slučaju nivo kontrole nad istim ima uticaja na pojavu, obim i tip nastale korozije.

Kompozitne materijale, u principu, možemo smatrati otpornim na dejstvo zamora i korozije. Ipak, kako je već rečeno, kada se kombinuju sa izvesnim metalima, oni mogu postati uzročnici korozivnog dejstva na metalnim površinama (a to je unutar ove disertacije pomenuto kroz primer karbonskih vlakana koja pokazuju katodno dejstvo u kontaktu sa metalima manje plemenitosti). Inače, kombinacije metala i kompozita uopšte nisu retke i iste su, pored već pomenutog, zastupljene i kroz postojanje metalnih veza ili usled nanošenja aluminijumskih prevlaka u cilju povećanja električne konduktivnosti za slučaj udara munje (Sl.27), dok kod sendvič struktura možemo imati različite kombinacije materijala jezgra i spoljnog laminatnog sloja. Takođe, metali i kompoziti se mogu na sve moguće načine kombinovati i u procesu reparacije oštećenih površina (o čemu će kasnije biti više reči).



Sl.26. Boeing: Uzroci pojave korozije [84]



Sl.27. Slučaj korozije aluminijumske prevlake na kompozitnoj strukturi [1]

2.1.1.1. Tačke na trupu koje su posebno osetljive na pojavu korozije

Na osnovu zvaničnog izveštaja koji je objavio *Committee on Aging of U.S. Air Force Aircraft* [116], u najvećem procentu slučajeva, pojava korozije na strukturi je izazvana:

- primenom Al-legura, (odn. legura koje su osetljivije na pojavu korozije);
- primenom sistema zaštite koji su neadekvatni u datom slučaju;
- izloženošću korozivnom okruženju (vlaga, soli, curenje fluida....)

Usled izlaganja strukture trupa dejstvu negativnih uticajnih faktora, korozija se može pojaviti na svakom delu letelice. Ipak, moguće je izdvojiti određene zone koje su posebno sklone pojavi iste:

- **Dodirne površine (uopšteno).** Pod ovakvim vrstama površina najčešće podrazumevamo **čitavu zonu duž linije spojeva panela odn. vezu između zakivaka i otvora.** U slučaju kada su dva panela napravljena od različitih materijala, logično je da je generalno najzastupljenija pojava galvanske korozije, mada, ova zona često pokazuje sklonost i ka pojavi ozloglašene lisnate korozije. Što se tiče aluminijuma, materijala koji je najčešći izbor u izradi panela, obzirom na njegovu nisku plemenitost u odnosu na druge metale, tj. izraženu sklonost da se u spoju ponaša kao anoda, galvanska korozija je procentualno najzastupljeniji tip korozije kod pomenutog materijala [23]. Takođe, po pitanju verovatnoće pojave korozije, veze između zakivaka i njihovih otvora su uvek visoko kotirane na toj neslavnoj listi. Već pomenuta galvanska korozija je i ovde česta, pogotovo kada ova veza nije adekvatno zaštićena. Mada, ovde se sa priličnom izvesnošću, pogotovo u slučaju neadekvatnog održavanja, može očekivati i velika osetljivost na pojavu naponske korozije, dok se svaki strukturalni detalj kod kog postoji zazor između dva susedna elementa, a u kome može da se nađe zarobljen fluid, smatra potencijalno korozivno ugroženim, pogotovo na pojavu korozije u zazorima, do koje inače, kako je već rečeno, dolazi tako što se voda nađe "zarobljena" između dva sloja metala. Korozija u zazorima lako prelazi u tačkastu ili lisnatu koroziju (zavisno od vrste legure). Takođe, i kombinacija sa zamorom nije retka pojava, što naravno može da vodi ka pojavi zamorne korozije.

Inače, sve ove velike površine **na kojima je došlo do oštećenja zaštitne prevlake ili ista nije adekvatno nanešena,** se smatraju potencijalno ugroženim. U tom slučaju pojava končaste korozije može predstavljati izvestan scenario, obzirom da se ona često javlja upravo ispod ovakvih površinskih prevlaka a njena pojava zavisi prvenstveno od uticaja okruženja i kvaliteta pripreme površine pre nanošenja prevlake. Ipak, ova vrsta korozije spada u grupu manje opasnih jer se širi relativno sporo [29].

- **Strukture izložene dejstvu motorskih izduvnih gasova.** Obzirom na njihovu visoku korozivnost, isti mogu predstavljati značajnu opasnost po integritet strukture letelice. Naime, pored problema visokih temperatura, čestice koje se nalaze u struji mogu zapasti unutar šavova, šarnira, spojeva na oplati...tj. na mesta gde se obično čišćenje može pokazati neefikasnim. Zone oko glava zakivaka takođe mogu biti sklone skupljanju štetnih depozita izduvnih gasova. Zatim, nisu samo površine koje su direktno izložene ovakvim uticajima ugrožene, nego i one udaljene čija konfiguracija omogućava bilo kakva taloženja, naročito ako ove zone nisu lako uočljive, što pruža dodatnu verovatnoću da će duži vremenski period biti izložene njihovom nepovoljnom dejstvu. Takođe, ako se izduvni gasovi nađu u kombinaciji sa vlagom, oni postaju još korozivniji.

- **Zone strukture izložene dejstvu kiselina i isparenja iz baterija** takođe pokazuju osetljivost na pojavu korozije, obzirom da pregrejani elektroliti baterija u tom smislu predstavljaju teško rešiv problem jer je njihova isparenja gotovo nemoguće kontrolisati i stoga je pojava korozije u zonama koje su izložene uticaju istih u visokoj meri izvesna, sem ako su izuzetne mere preduzete protiv toga. Curenje kiselina iz istih takođe može izazvati ozbiljnu korozivnu reakciju.

- **Najniže zone segmenta trupa, drenažne tačke i segmenti ispod toaleta i kuhinje** su korozivno ugroženi obzirom da dejstvo gravitacije teži da u njima akumulira sve moguće vrste kontaminata koji nisu adekvatno drugačije sprovedeni ili su se tu našli iz nekog drugog razloga a u pitanju mogu biti sve moguće vrste nečistoća. U stvari, svaka zona, koja se može smatrati nekom vrstom korita odn. dna, predstavlja problematičnu oblast iz razloga što je mehanički gledano, tačka skupljanja različitih vrsta ulja, hidrauličkih fluida, vode, prljavštine i drugih vrsta nečistoća i otpada. Naravno, poseban problem predstavlja pristupačnost ovakvim zonama, odn. jasna uočljivost kontaminata o kojima je reč, obzirom da postoji mogućnost da jedni maskiraju prisustvo drugih (npr. da sloj ulja zamaskira sloj vode). Dakle, sve tačke u kojima dolazi do zarobljavanja tečnosti mogu biti kritične. Drenažni otvori koji se nalaze na najnižim tačkama strukture i služe za odvođenje fluida i vlage u redovnim uslovima ne predstavljaju problem sem kada dođe do njihovog zapušavanja usled čega oni ne mogu da vrše svoju funkciju. Segmenti strukture ispod toaleta i bifea takođe predstavljaju problem zbog

prisustva otpadnih materija, pogotovo njihovo dno tj. površine koje se nalaze ispod njih. Ove zone se generalno smatraju visokokritičnim.

- **Stajni trap, prostor za uvlačenje točkova i otvori sistema za klimatizaciju** su, obzirom na svoju poziciju, sigurno najviše od svih segmenata strukture letelice potencijalno izloženi uticaju soli, vode, zemlje i drugih nečistoća, a takođe mogu biti ugroženi i prisustvom stranih tela koja potiču sa piste, a koja mogu da izazovu i značajna mehanička oštećenja. Navedene negativne korozivne procese, unutar zone stajnog trapa pospešuje i visoka temperatura usled primene kočenja.

- **Bondline zone spojeva**, koje podrazumevaju ivične zone adhezivno spojenih (bondovanih) veza. Iste, ako nisu pravilno izvedene, mogu biti izvor korozivnog dejstva obzirom da su sklone sakupljanju vlage. Ovo se posebno odnosi na proces tzv. *hladnog bondovanja* čija će problematika biti detaljno razrađena u okviru slučaja *Aloha*.

- **Zona oko zadnje presurizacione kupole** predstavlja ugroženu zonu zbog akumulacije fluida ispod donjih površina. U tom smislu su problematična i mesta spojeva iste sa strukturom. U slučaju ozbiljnije nedetektovane korozije u ovoj zoni može doći i do pada kabinskog pritiska [31], ali i otkaza cele letelice.

2.1.1.1 Primeri iz prakse slučajeva uznapredovale korozije

Let *British European Airways Flight 706 (Vickers Vanguard, 1971.)* (izveštaj istrage AIB-a [81]), predstavlja jedan od poznatijih primera dekompresije koju je izazvala uznapredovala korozija spoja donjeg dela zadnje presurizacione kupole i oplata, što je dovelo do ozbiljne rupture na kupoli i depresurizacije trupa, izazivajući time odvajanje repnog dela, a što je direktno vodilo ka gubitku kontrole nad letelicom i njenoj dezintegraciji. Kako je u izveštaju istrage navedeno, uzrok pojave korozije je najverovatnije kontaminacija fluidima koji su poticali iz toaleta. Istraga beleži da je tokom održavanja pronađeno prisustvo leda, vode i hidrauličkog fluida u zadnjem repnom delu letelice (*tail cone*), kao i da su postojali nedovoljno identifikovani problemi sa presurizacijom unutar kabine i curenjem iz kontejnera toaleta. Ipak, obzirom na lošu pristupnost zoni na kojoj je inicirana korozivna degradacija, ista je teško mogla biti uočena tokom prethodnih redovnih pregleda, ali, obzirom da je degradacija kritične zone prerasla u korozivni zamor, prslina je eventualno mogla biti uočena.

Iako je o slučaju *Far East Air Transport Flight 103 (B737, 1981.)* (detalji [103]), dostupno iznenađujuće malo podataka, obzirom da su istragu zajedno sa tajvanskim CAA vršili i američki NTSB i Boeing, ostaje zabeleženo u okviru zvaničnog dokumenta istrage slučaja *Aloha* "da se sličan slučaj desio" na nebu iznad Tajvana, čiji je istražni tim (CAA) doneo sledeći zaključak [59]: "Ekstenzivna korozivna oštećenja na donjem segmentu trupa su nastala dejstvom intergranularne i lisnate korozije i, potencijalno, zamorne prslina, obzirom da je letelica imala prilično velik broj GAG ciklusa (33.313). Interakcija ovih uticaja je dovela do eksplozivne dekompresije, što je izazvalo urušavanje podnih greda u okviru putničkog kompartmenta presecajući tako vitalne vodove, što je na kraju dovelo do gubitka kontrole nad letelicom, kao i celokupne dezintegracije u vazduhu."

Svakako, ovde posebno treba naglasiti da korozija ne napada samo navedene metalne segmente letelice, nego, u kombinaciji sa kontaminacionim depozitima može vremenom da dovede i do pojave kratkih spojeva između električnih vodova i izazove požar unutar rezervoara, što predstavlja najverovatniji scenario onoga što je danas poznato kao slučaj *TWA Flight 800 (B747, 1996.)* (izveštaj istrage NTSB-ja [102]), a koji je i posle tolikog broja godina i dan danas predmet raznih teorija. Iako ova vrsta problematike nije direktna tema ove teze, ovde ipak nije suvišno pomenuti ovaj javnosti izuzetno dobro poznat slučaj, koji je bio povod za dotad najveću i najdugotrajniju istragu na teritoriji SAD koja je tokom četiri godine trajanja više puta zapadala u ćorsokak. Ono što je bio jedan od ključnih momenata ove istrage koji je istu sa primarnih sumnji da se radi o terorističkom aktu (na čemu je FBI insistirao) okrenuo ka drugom smeru, je bio pregled instalacija unutar ove (ali i ostalih kontrolnih 747-ica), što je šokiralo istražitelje obzirom da je do tog trenutka pojava starenja instalacija

(tzv. *aging wiring*) bila prilično neprepoznata. Dodatnu potvrdu ove teorije je pružio naknadno uočen detalj na snimku iz *crne kutije* (FDR-u), koji je jasno pokazao dva kratka prekida električnog napajanja par sekundi pre eksplozije, što je predstavljalo jasnu indiciju da je navedena sumnja bila gotovo siguran scenario ove katastrofe. Upravo nakon ovog akcidenta je i uvedena direktiva [196] o obavezi punjenja tankova za gorivo inertnim gasom (što će u okviru ove teze još biti pominjano).

2.2.1. Dejstvo zamora i uznapredovalih zamornih procesa WFD/MSD/MED

Postoji više tipova zamora materijala. U slučaju izlaganja strukture dejstvu ponavljajućeg cikličnog opterećenja, možemo govoriti o *cikličnom zamoru*. Zatim, već pomenuti *korozioni zamor*, podrazumeva da je dejstvo cikličnog opterećenja udruženo sa korozivnim uticajem. *Zamor usled habanja* podrazumeva pojavu abrazivnog dejstva između dva susedna elementa koje je izazvano njihovim relativnim (ponavljajućim) kretanjem usled dejstva neke vrste opterećenja. *Toplotni zamor* je izazvan fluktuacijama napona unutar strukture koji je posledica toplotnog širenja/skupljanja, a *akustični (sonični) zamor* izazivaju vibracije visoke učestalosti.

U okviru nauke o materijalima, ciklični zamor je definisan kao progresivno, lokalno i trajno strukturalno oštećenje koje se javlja kada je materijal izložen dugotrajnom dejstvu cikličnog opterećenja čija je nominalna vrednost značajno manja od statičke čvrstoće definisane za taj materijal. Stoga, u navedenim uslovima, kao posledicu možemo imati pojavu zamornog loma i za relativno niske vrednosti napona, ako je materijal dovoljno dugo bio izložen dejstvu istih. Takođe, pored tipa i intenziteta opterećenja, postoji još čitav niz parametara koji utiču na pojavu i razvoj zamora, a koji su često u vrlo složenoj korelaciji, što znatno otežava mogućnost jasnog predviđanja ponašanja konstrukcije u datim uslovima, a samim tim i pojave loma. Danas postoji veliki broj teorija koje se bave procenom zamornih parametara, ali se rezultati svih njih, usled neminovnog prisustva raznih vidova neodređenosti, moraju prihvatati sa neophodnim oprezom.

Proces nastanka zamornog loma se može definisati kao pojava koja ima nekoliko uočljivih celina. Tako npr. u početnoj fazi imamo pojavu cikličnih plastičnih deformacija na mestima najvećih vrednosti lokalnih koncentracija napona tj. na zarezima, diskontinuitetima oblika, odn. na mestima bilo kakvih grešaka unutar samog materijala, kao i mestima gde postoje lokalne nehomogenosti raspodele napona zbog anizotropnosti materijala (što može biti slučaj npr. kod izlaganja elemenata mehaničkoj, termičkoj, hemijskoj ili nekoj drugoj vrsti obrade). Ista dalje vodi neprekidnom klizanju slojeva materijala, što inicira stvaranje mikroprslina, a što opet izaziva dalje povećanje lokalne koncentracije napona na njihovim krajevima, dovodeći konačno do njihovog međusobnog povezivanja, stvarajući time prslinu veličine nekoliko prečnika zrna materijala. Ovim se prva faza, tj. proces stvaranja prsline završava, i nastupa druga koju karakteriše njeno dalje širenje, sve do pojave loma, tj. završne faze, kada preostali materijal više nije u stanju da podnese dejstvo cikličnog opterećenja kome je izložen. Inače, zamorni lom se može prilično lako razlikovati od drugih vrsta lomova po tome što su na mestu njegovog nastanka jasno vidljiva dva tipa površina. Prva je glatka, usled dužeg kontakta dve površine i odnosi se na fazu širenja prsline, a druga je granulastije teksture usled brzog loma preostale strukture. Dakle, mehanizam zamora materijala se grubo može podeliti u tri faze. Prvu predstavlja **iniciranje prsline**, kada dolazi do pojave iste u zoni koncentracije napona. Zatim sledi **širenje prsline**, usled progresivne primene cikličnog napona. Poslednju fazu predstavlja **lom**, jer materijal više nije u stanju da izdrži primenjeni napon, i ova faza traje veoma kratko. Svakako, ovde treba napomenuti da, kada je ciklični napon dovoljno male amplitude (npr. u slučaju čelika i titanijuma), postoji granica ispod koje u tom slučaju na elementu neće doći do pojave loma bez obzira na obim dejstvjućeg opterećenja i stoga takav elemenat faktički može imati beskonačno dug zamorni vek. Ipak, u slučaju Al legura, ovako jasno definisana granica ne postoji.

Nažalost, praksa je pokazala da strukturalni otkazi letelica koje su izložene zamornom dejstvu nastaju bez upozorenja, izazivajući pri tome veliku štetu i neretko završavajući potpunim otkazom

iste. Naime, kriva zamora materijala pokazuje da se zamorna degradacija ne dešava uravnoteženim gradijentom, nego se, kada je zamorni vek elementa pri kraju, lom dešava naglo i bez najave. Takođe, pojava zamornog loma je i dalje relativno nepredvidljiva. Dok laboratorijski testovi i *FEM* proračunske metode mogu (u kontrolisanim uslovima) zadovoljavajuće precizno da odrede zamorne parametre složenih elemenata, na pojavu zamornog loma i dalje u velikoj meri mogu da utiču nepredviđene situacije (npr. oštećenje pri izradi, propusti u održavanju, neadekvatno postavljene elementi za spajanje, nepredviđeno visoki spektri opterećenja, uticaj okruženja...). Ipak, i pri eksperimentima se javljaju izvesna odstupanja jer čak i epruvete koje su ispitivane u potpuno identičnim uslovima, u dobijenim zamornim testovima pokazuju izvesno rasipanje rezultata. Razlozi za ovo su jasni obzirom da nije moguće obezbediti niti identične uslove ispitivanja, niti identične epruvete, jer uticajni faktori zamornih karakteristika jedne strukture počinju još od grešaka u njenoj mikrostrukturi, stoga čak i potpuno novi elementi u sebi sadrže izvesna inicijalna oštećenja, što se svakako mora uzeti u obzir.

Dakle, kao što je to već više puta rečeno, faktori koji utiču na zamorno ponašanje su ne samo mnogobrojni i međusobno zavisni, nego ih je nemoguće u potpunosti i predvideti i obuhvatiti. Stoga će procesu zamorne degradacije materijala uvek biti imanentno određeno stohastičko ponašanje, pa pri proceni zamornog oštećenja uvek moramo operisati sa nekim stepenom sigurnosti koji treba da obuhvati ovakve neodređenosti, i biti svesni da sama vrednost neizbežno ima probabilističku prirodu.

Inače, zamorni lom može biti niskocikličnog i visokocikličnog tipa. Samo ime jasno upućuje na razliku između njih, tj. kod prvih će do pojave loma doći pri manje od 10000 ciklusa i uglavnom uz izraženo lokalno plastično ponašanje. Ovde će akcenat biti stavljen na drugu grupu, tj. visokociklični zamor kod kog je intenzitet napona značajno niži a deformacija mahom u elastičnoj zoni.

Tipove zamora možemo klasifikovati i na druge načine. Tako npr. na osnovu podele koja je navedena u izvoru [169], postoje tri osnovna tipa zamorne degradacije strukture:

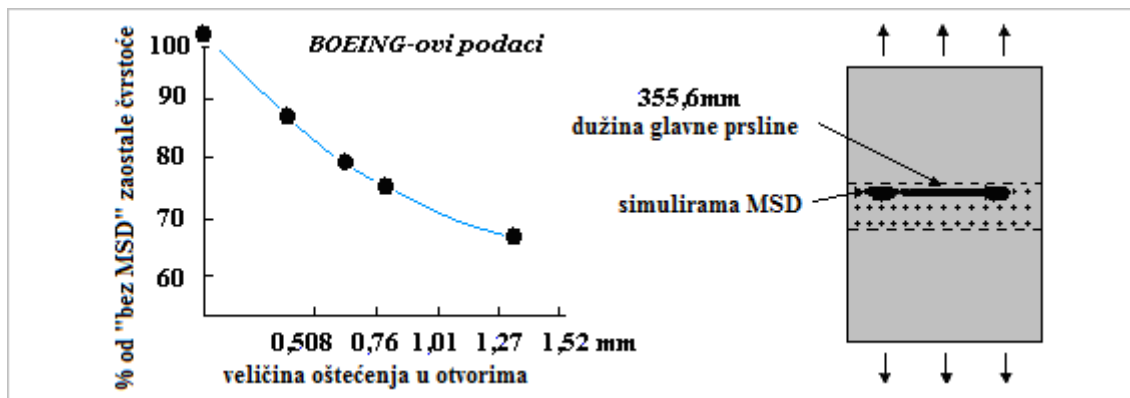
- *Normalni zamor*, koji se može smatrati očekivanim, neizbežnim i relativno predvidivim;
- *Anomalijski zamor*, koji je posledica postojanja nekog nepravilnog fizičkog stanja (npr. neadekvatno izbušenih otvora). Ovaj tip zamora je neočekivan i nepredvidiv, a od karakteristika same strukture zavisi i stepen njene osetljivosti na isti;
- *Neočekivani normalni zamor*, koji je najčešće posledica loše procene dejstvujućih opterećenja odn. raspodele napona ili neadekvatne eksploatacije letelice.

Iako danas, kako je već pomenuto, postoje analitičke/numeričke metode za procenu zamornog veka, empirijski pristup je i dalje nezaobilazan i svaka letelica mora na naveden način biti testirana, i to na svim nivoima, od pojedinačnih epruveta pa do kompletnog sklopa. Današnja pravila nalažu da svaka letelica mora kroz ovaj test ostvariti svoj dvostruki propisani radni vek.

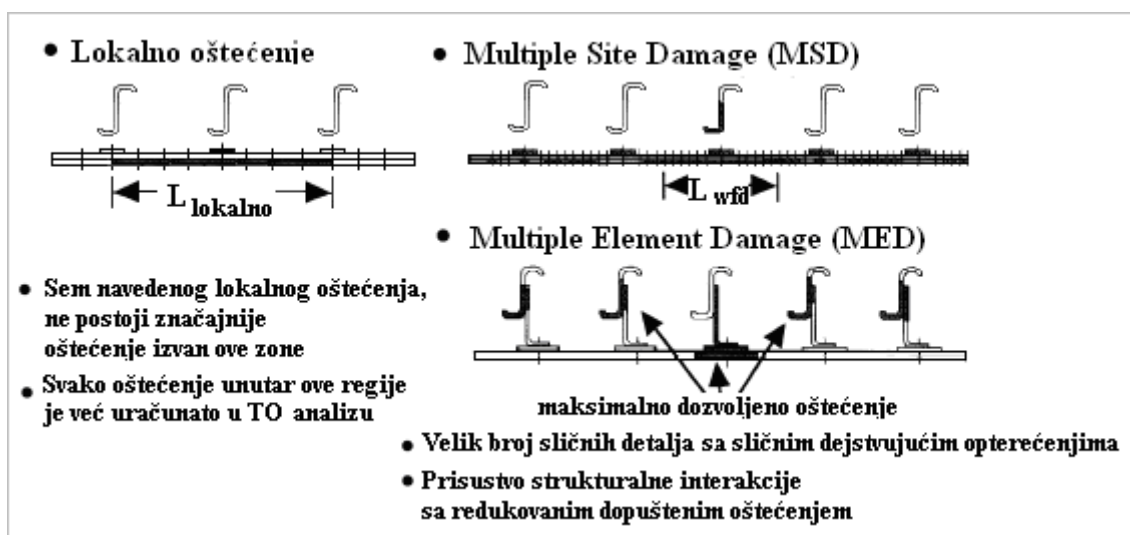
Ovde još treba napomenuti i da se zamorno oštećenje može manifestovati u obliku lokalnog oštećenja, koje je ovde već pomenuto, ali takođe može, u svojoj poodmakloj fazi, imati i sveobuhvatniji tip koji je poznat pod nazivom *širokorasprostranjena zamorna oštećenja WFD (Widespread Fatigue Damage)*, što predstavlja jedan od vodećih problema koji se javlja prilikom starenja letelica, a definiše se kao pojava velikog broja oštećenja na lokacijama koje su jedna drugoj blizu i sa međusobnim uticajem. Poznate su dve vrste uzroka ovakvih oštećenja. Prvi slučaj predstavljaju tzv. širokorasprostranjene zamorne prsline koje se nalaze u okviru jednog strukturalnog elementa (*Multiple Site Damage-MSD*), dok drugi slučaj podrazumeva prisustvo tzv. širokorasprostranjenih zamornih prsline koje se javljaju u okviru više susednih strukturalnih elemenata (*Multiple Element Damage-MED*). Dakle, obe grupe, *MSD* i *MED* su izvori pojave širokorasprostranjenih zamornih oštećenja (*WFD*) koja se dešavaju u trenutku kada *MSD* ili *MED* dostignu određenu veličinu i gustinu tako da struktura više ne ispunjava minimalne uslove po pitanju kapaciteta nosivosti.

Sl.28. opisuje uticaj *MSD*-a na jednu prslinu i pokazuje da se u slučaju njenog prisustva u blizini iste, njena kritična dužina i preostala čvrstoća drastično smanjuju. Na osnovu istraživanja koje je

sproveo *Boeing*, preostala čvrstoća, u slučaju glavne prsline dužine 356 mm koja je pod uticajem prisustva susedne *MSD* prsline dužine 1,27 mm, će biti redukovana za čitavih 30%! Ovaj primer pokazuje koliko dramatičan uticaj može imati prisustvo *MSD*-a, čak i kada su u pitanju prsline čije je prisustvo teško detektovati klasičnim metodama.



Sl.28. Boeing: Uticaj *MSD*-a na preostalu čvrstoću [111]



Sl.29. Razlika između lokalnog i sveobuhvatnog oštećenja [188]

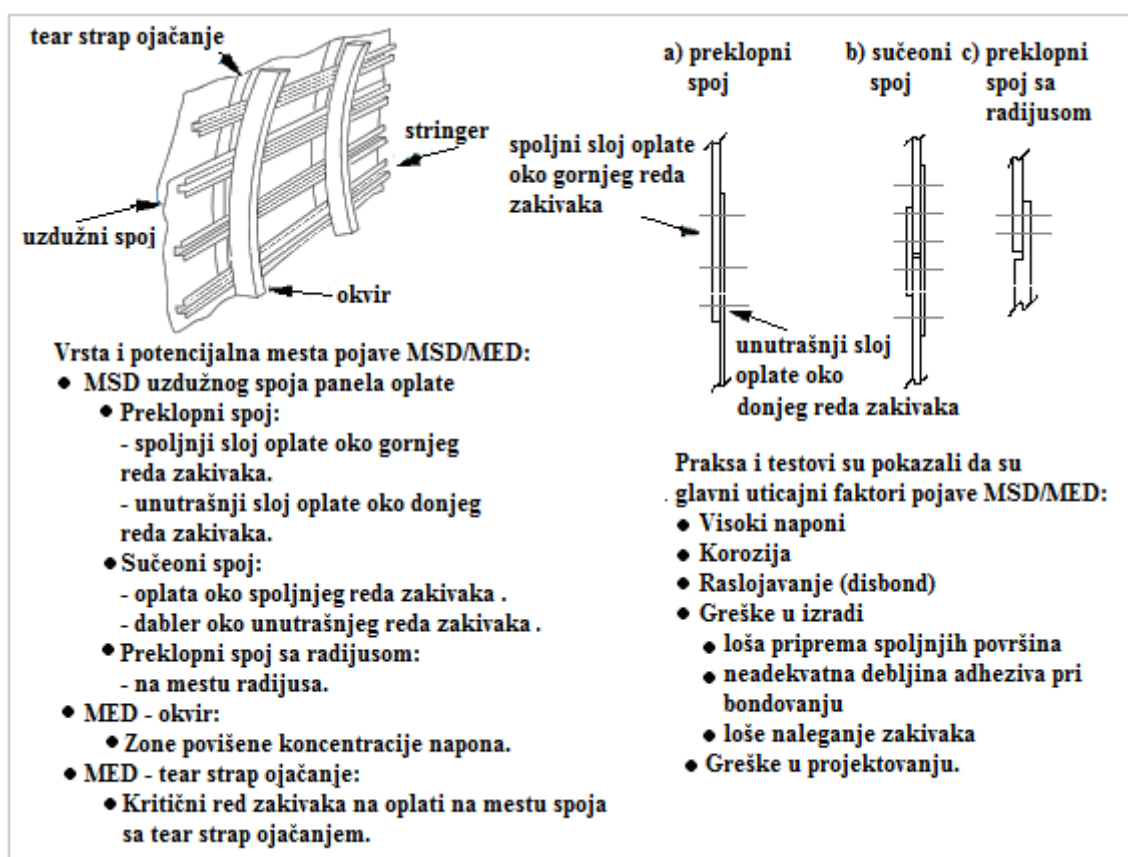
U poređenju sa svim ostalim segmentima letelice, trup procentualno doživljava najveći broj problema iz domena zamornog oštećenja [53]. Trup letelice je posebno osetljiv na pojavu zamora obzirom da je, usled presurizacije, izložen dodatnom cikličnom opterećenju koje i te kako može doprineti razvoju zamornih prsline koje se primarno javljaju na mestima koncentracija napona (otvorima za zakivke, velikim izrezima,...). U slučaju da iste prođu nedetektovano, njihovo širenje će se nastaviti, spajajući ih međusobno, što može dovesti do dezintegracije čitave letelice u vazduhu, tzv. *eksplozivne dekompresije*. Naime, velika energije sabijenog vazduha unutar trupa ljskastog tipa, čini njeno ponašanje sličnim naduvanom balonu, stoga čak i mala prsline usled zamora materijala može potencijalno inicirati razaranje čitavog trupa. Problematika zamora materijala je sa pojavom presurizacije kabine posebno dobila na značaju. Upravo iz tog razloga letelice koje su izložene kraćim letovima, imaju potrebu za kraćim inspekcionskim intervalima.

2.2.1.1. Tačke na trupu koje su posebno osjetljive na dejstvo uznapredovalih formi zamora (MSD/MED)

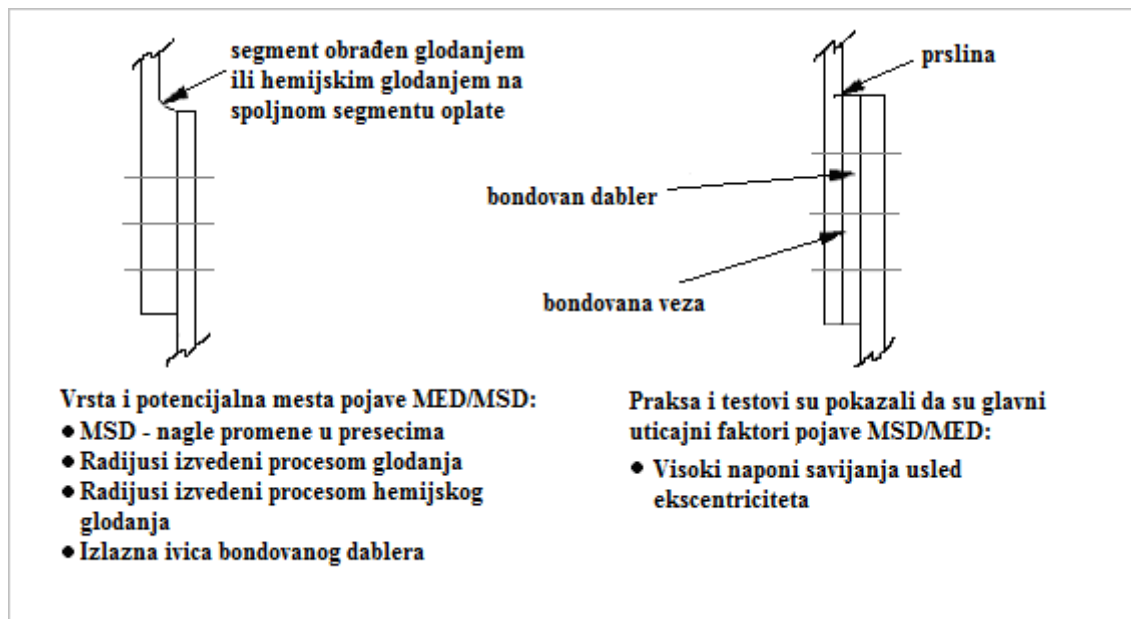
Kako je to već ovde pomenuto, *MSD/MED* predstavljaju uznapredovale forme zamornog oštećenja i kao takve su ozbiljna pretnja po integritet strukture. U okviru propisa koje je definisalo evropsko vazduhoplovno zakonodavno telo *EASA*, a koja se tiču određivanja i tumačenja istih, strukture koje su osjetljive na pojavu *MSD/MED* su definisane kao "one koje imaju karakteristike višestrukih sličnih detalja, koji su izloženi sličnim vrstama opterećenja, uz uslov da njihova nosivost može biti ugrožena interakcijom ovako nastalih višestrukih oštećenja" [89].

Verovatnoća pojave ovakvog tipa degradacije raste sa vremenom i stoga se dovodi u vezu sa letelicama koje su neko duže vreme izložene eksploataciji. U principu, njihova pojava nije očekivana u ranim stadijumima, kada je potencijalno zamorno dejstvo isključivo lokalnog tipa.

Na osnovu zaključaka do kojih je 1993. godine došla grupa *Industry Committee on Widespread Fatigue Damage* [27] (ovo pitanje će biti dodatno razrađeno u okviru koncepta starih letelica), uz, naravno, dodatne podatke dobijene od drugih relevantnih tela (a prvenstveno iz praktičnih iskustava), definisana je lista zona koje pokazuju posebnu osjetljivost na pojavu *MSD/MED*-a. Ovde su navedene samo one strukture koje se odnose na segment trupa (*Sl.30-42.*).



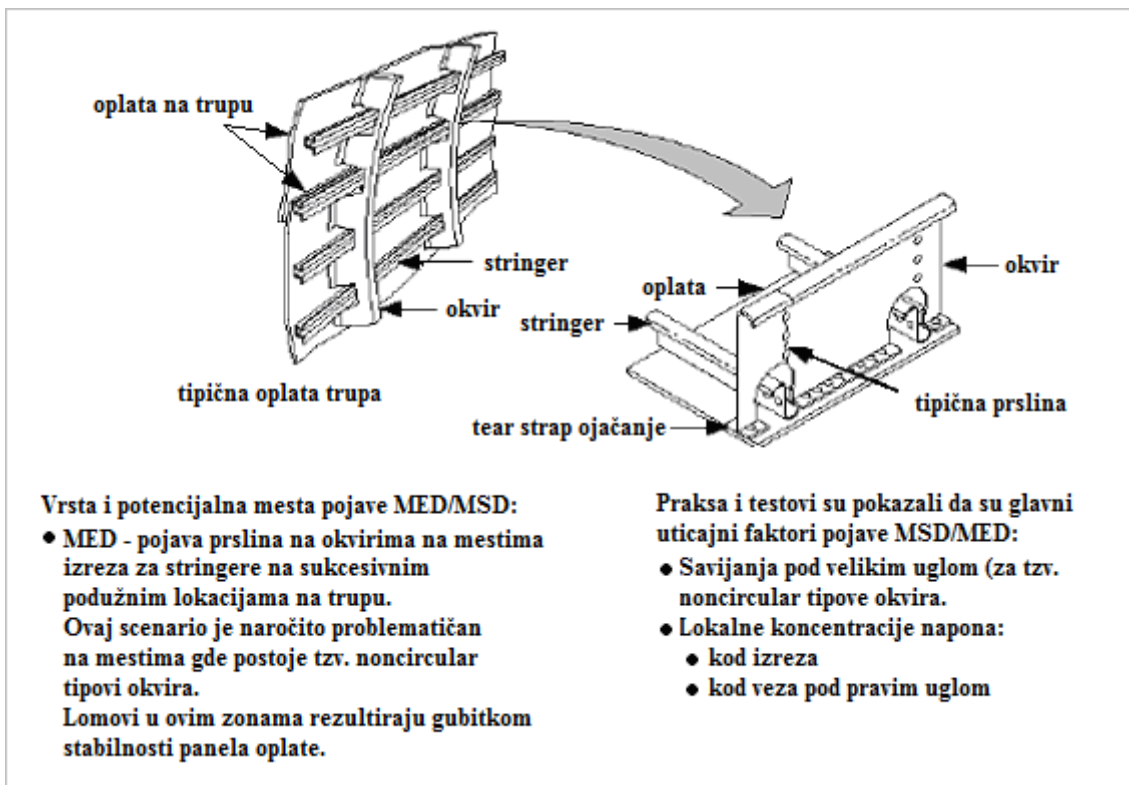
Sl.30. Uzdužni spojevi, okviri i tear straps-ovi (MSD/MED) [27]



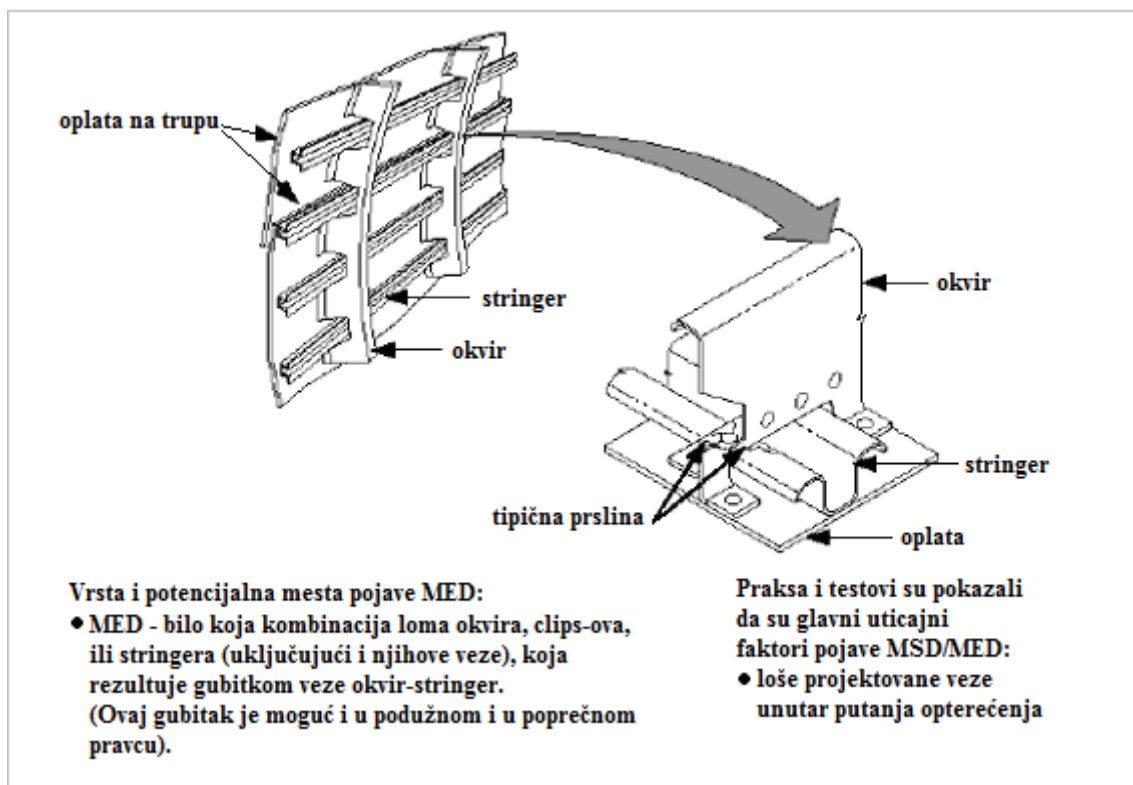
Sl.31. Preklopni spoj sa radijusom koje je izveden glodanjem/ hemijskim glodanjem ili sa prisustvom adhezivne veze (MSD) [27]



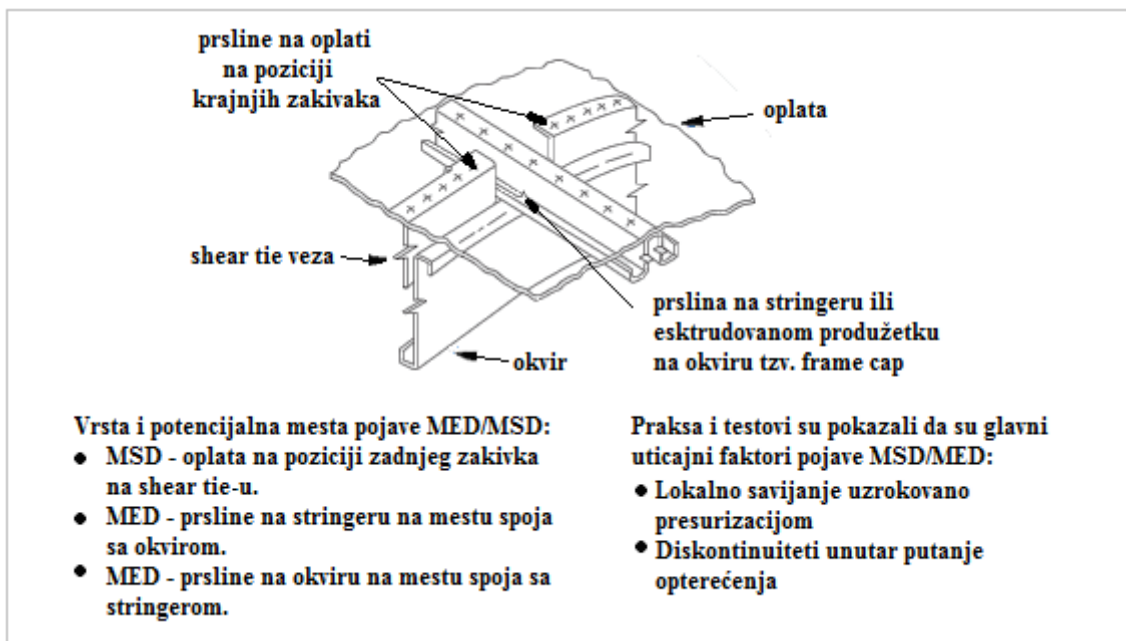
Sl.32. Veze stringera i sučeonih spojeva (MSD/MED) [27]



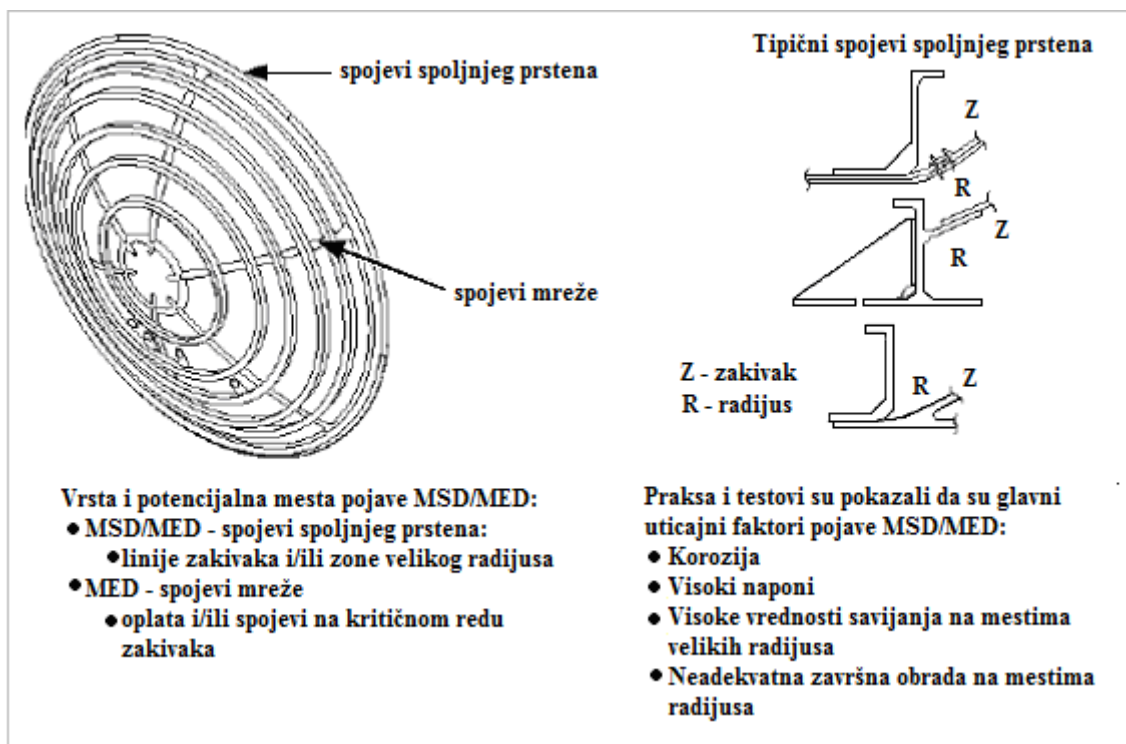
Sl.33. Okviri trupa (MED) [27]



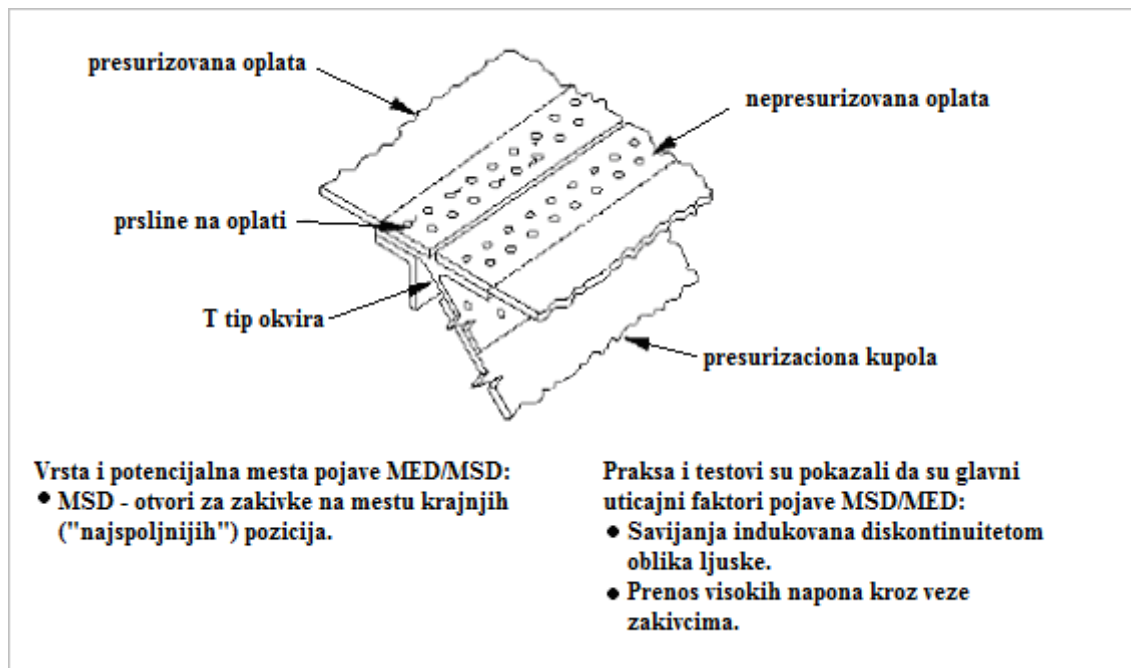
Sl.34. Veze okvira i stringera (MED) [27]



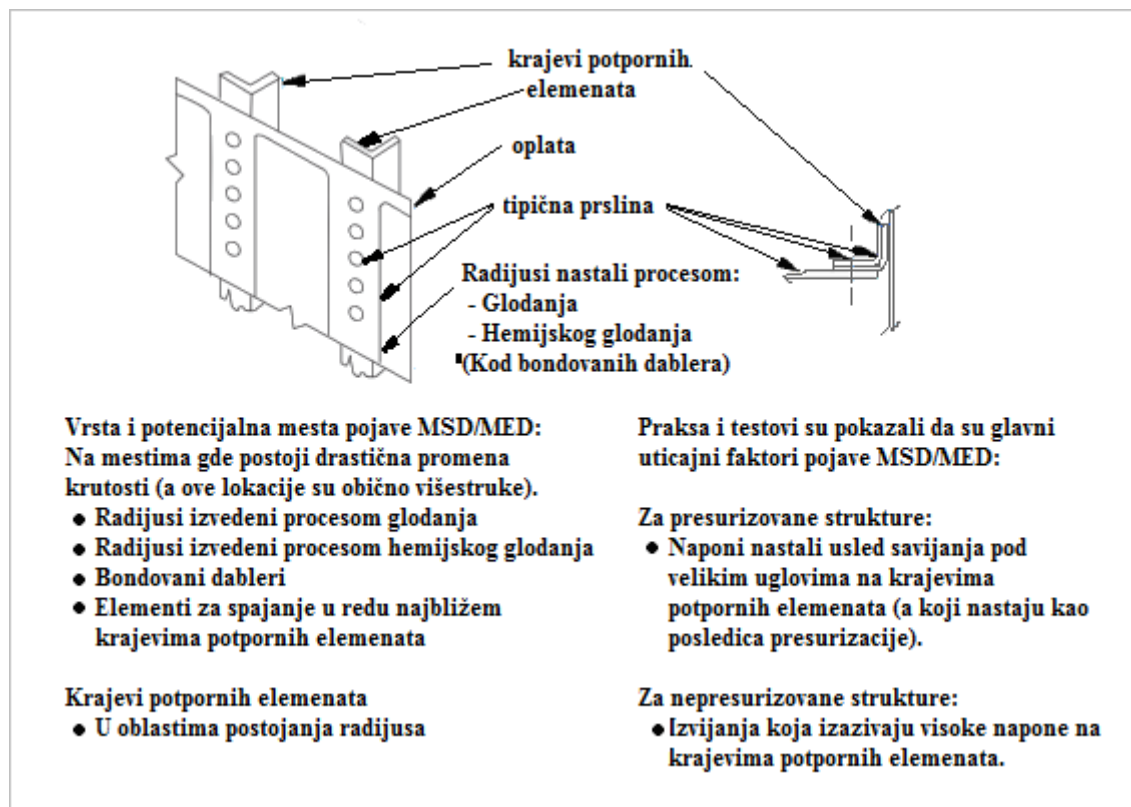
Sl.35. Zakivci na krajnjim pozicijama shear tie-a (kod okvira trupa sa shear tie tipom veza) (MSD/MED) [27]



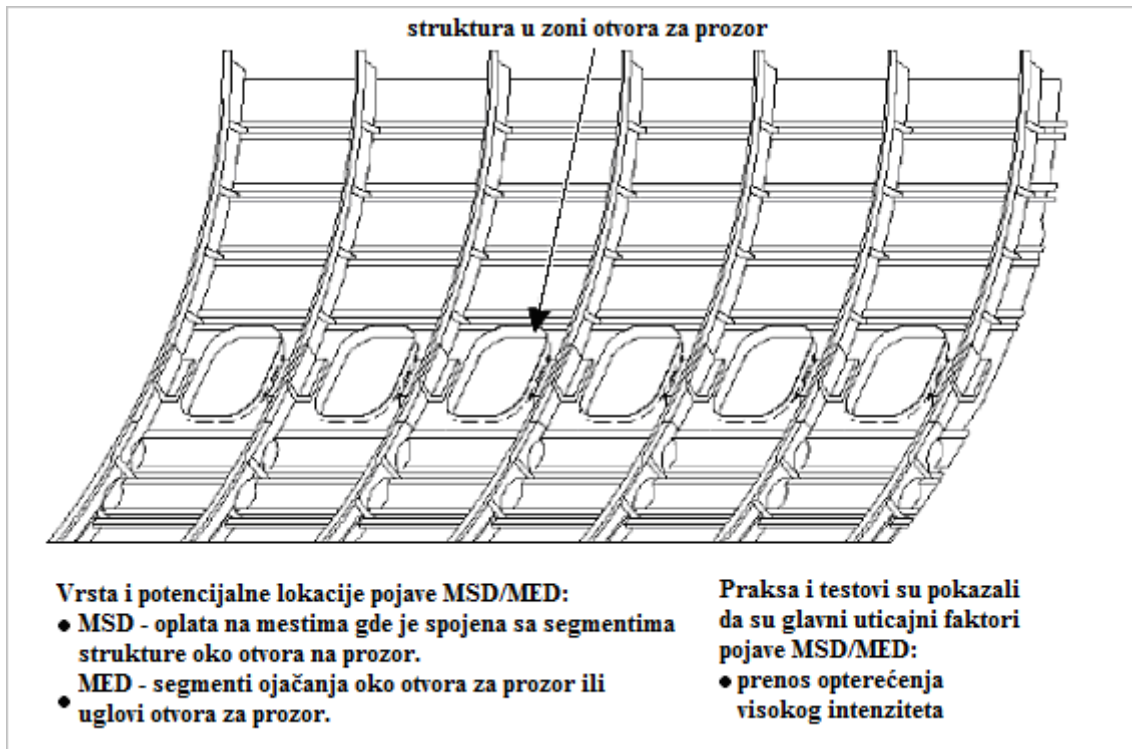
Sl.36. Spojevi spoljnog prstena i mrežnog (web) segmenta zadnje presurizacione kupole (MSD/MED) [27]



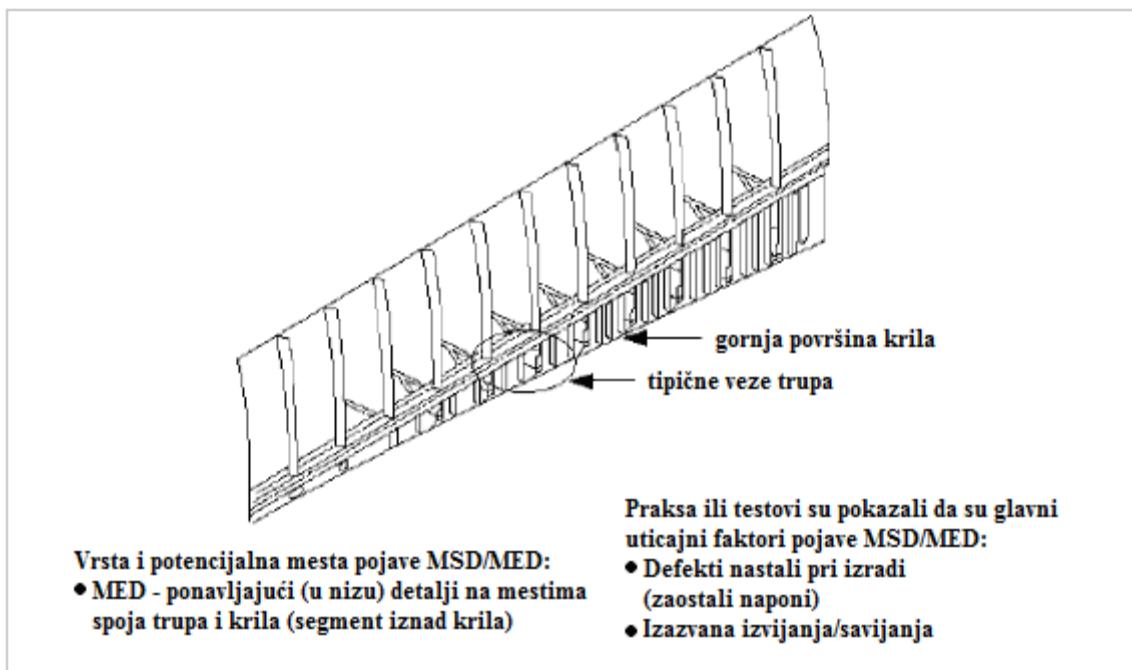
Sl.37. Mesto veze oplata i presurizacione kupole (MSD) [27]



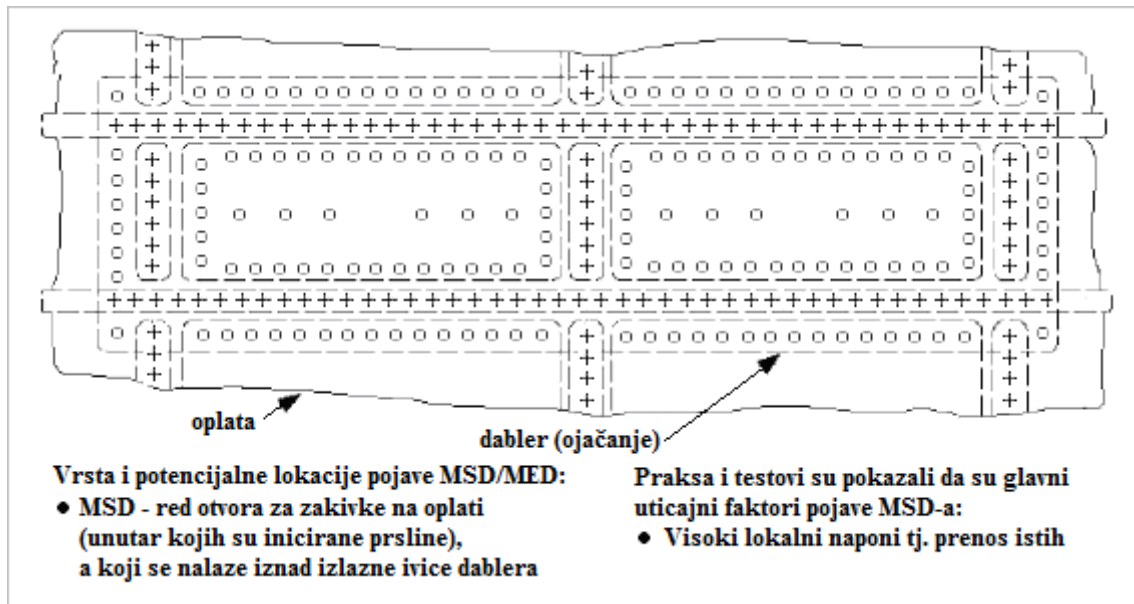
Sl.38. Drastične promene debljine oplata ili tzv. web elemenata- Presurizovana ili neprerizovana struktura (MSD/MED) [27]



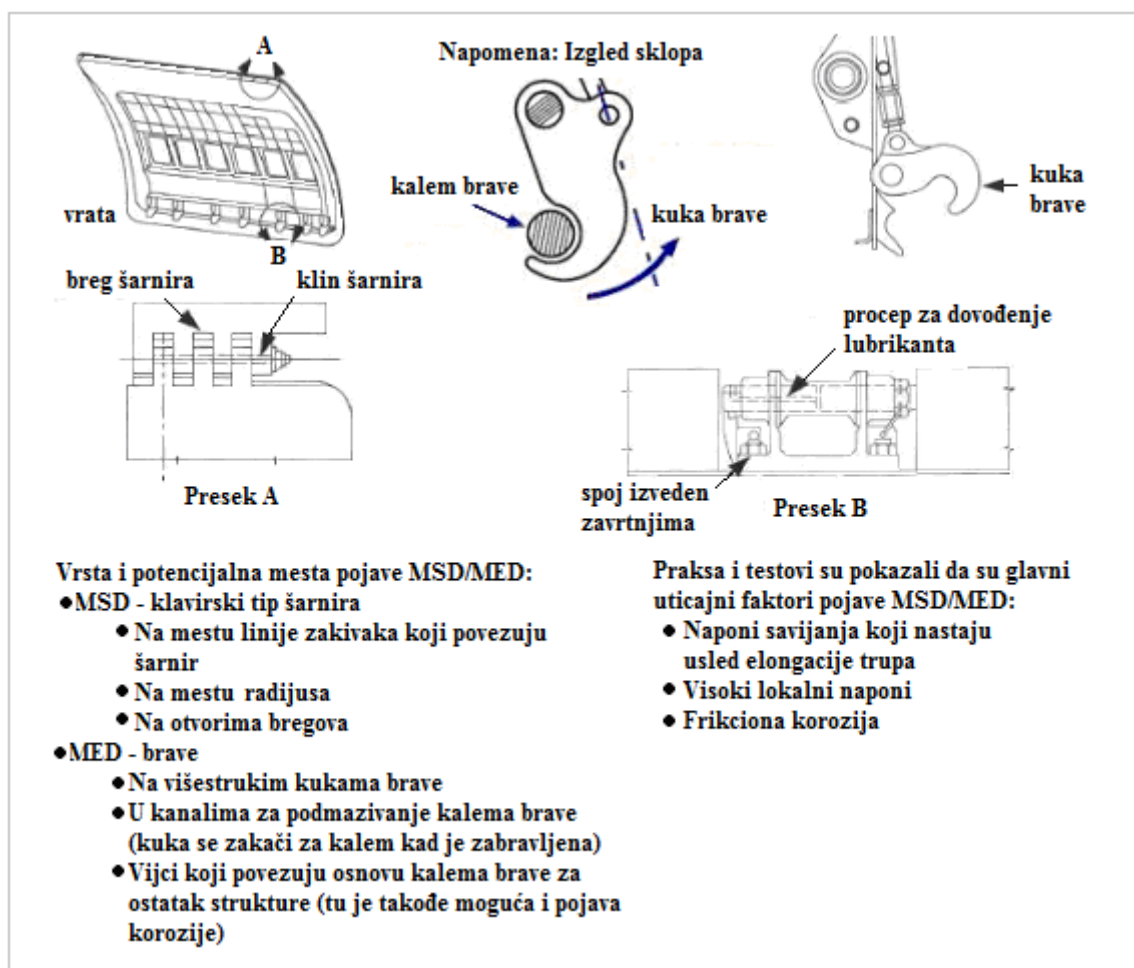
Sl.39. Zona oko otvora za prozor (MSD/MED) [27]



Sl.40. Spojevi trupa u segmentu iznad krila (MED) [27]



Sl.41. Oplata na mestu iznad izlazne ivice velikih dablera (ojačanja) (MSD) [27]



Sl.42. Kuke i šarniri kod non-plug tipa vrata (MSD/MED) [27]

2.2. Gubitak integriteta kao posledica pojave iznenadne degradacije

Pod slučajeve iznenadne degradacije možemo da podvedemo sve one u kojima je struktura bila izložena uticaju nekog scenarija čija je sama pojava ili ekstremni obim delovanja izazvao bitnije oštećenje (u ovom slučaju) strukture trupa letelice. Generalno gledano, uzrok ovakvih pojava može ležati u određenom uticaju iz neposrednog okruženja letelice (mehanička sila, meteorološki uslovi, termičko dejstvo...), zatim, u neadekvatnoj eksploataciji letelice od strane pilota ili u kvaru nekog sistema letelice. Naravno, ovi uticaji često mogu biti i kombinovani.

Negativni mehanički uticaji za posledicu mogu imati oštećenja pri: Opsluživanju ili održavanju letelice, udaru ptica, delovanju stranih tela na pisti ili vozila na stajanci,.... Kao takvi mogu dovesti do različitih stepena oštećenja, od minornih koja je moguće rešiti na licu mesta do onih koja mogu u potpunosti ugroziti vitalnost letelice. Kompozitni materijali pokazuju daleko veću osetljivost na ovakav tip uticaja, što može da vodi do većeg broja potencijalnih vidova degradacije, već u zavisnosti od tipa kompozita. U slučaju udara većeg intenziteta, oštećenje će najverovatnije biti vidljivo spolja, međutim, ono što predstavlja prilično problematičnu karakteristiku kompozita je da pri niskom udarnom opterećenju nemamo nikakve vidljive površinske indikacije oštećenja, dok je unutar iste možda došlo do raslojavanja (delaminacije) ili oštećenja pojedinačnih vlakana (što nikako nije slučaj sa metalima), a što prvenstveno ugrožava vrednost čvrstoće pri dejstvu kompresionog opterećenja [183]. Generalno gledano, najveći problem kompozitnih struktura trupa se svodi na pojavu perforacije i delaminacije oplate, odn. delaminacije i disbondovanja stringera, a svakako se kao posebno osetljive površine smatraju i sve granične zone (npr. otvori za zakivke i ivice panela). Naravno, različiti tipovi i forme kompozitnih struktura pokazuju i različit nivo osetljivosti. Tako se generalno najranjivijim smatraju *sendvič strukture* zbog tankog spoljnog sloja (koje u najvećem broju slučajeva imaju tzv. *honeycomb* jezgro) a koje se najčešće koriste za izradu komandnih površina, raznih vrsta vratanaca, kao i obloga koje povezuju krilo i trup (tzv. *fairings*), ali oni nisu tačka razmatranja ove teze. Usled već pomenute generalne osetljivosti kompozita na udarna opterećenja, udar ptica po iste može da predstavlja veliki rizik, što je ovde kasnije i predstavljeno kroz nekoliko primera.

U **grupu meteoroloških uticaja** prvenstveno ubrajamo oštećenja nastala udarom grada ili munje. U oba slučaja, naravno, imamo veći rizik kada je struktura koja je izložena njihovom delovanju napravljena od kompozitnog materijala. Dodatna negativna okolnost pri udaru groma se odnosi i na loše karakteristike provodljivosti statičkog elektriciteta kompozita koje se moraju naknadno poboljšavati. Pored delovanja meteoroloških uticaja koji mogu izazvati mehaničko/termičko oštećenje trupa jedne letelice, postoje i ona koja mogu izazvati nekontrolisano ponašanje čitave letelice i time dovesti u opasnost njenu vitalnost. U njih prvenstveno možemo svrstati nekoliko formi pojave poznate kao *smicanje vetra*, koja može predstavljati izuzetno visoku pretnju a koja će biti kasnije detaljnije razrađena kroz izvestan broj primera iz prakse.

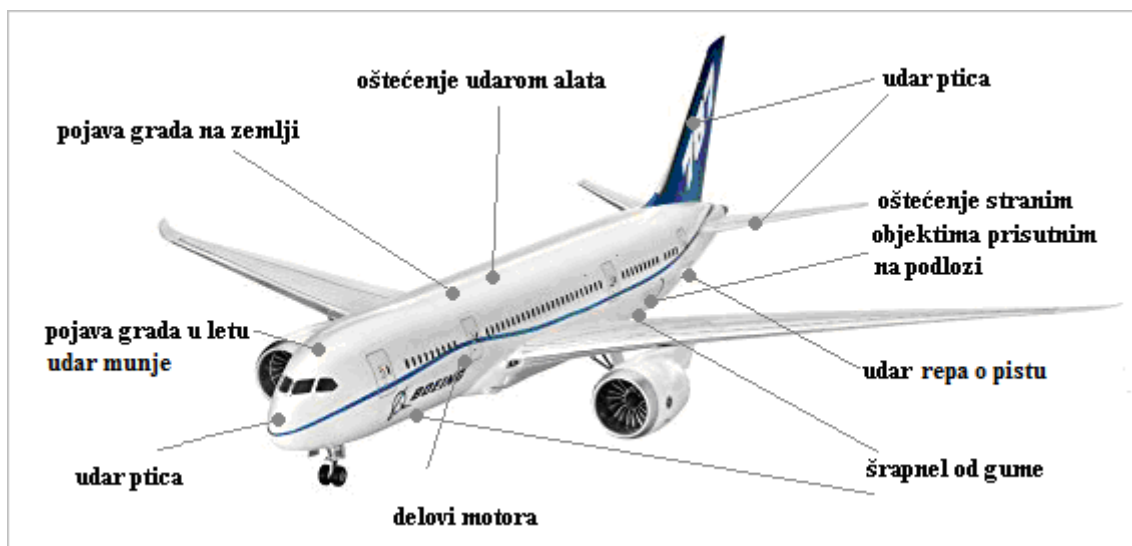
Što se tiče **termičkog uticaja**, ovde svakako najopasnijim smatramo delovanje vatre. U slučaju kompozitnih struktura, delovanje vatre je problematično ne samo zbog toga što su organske smole prilično zapaljive, nego i zbog teško procenljivog stepena oštećenja koje tako visoka temperatura može da izazove. Iako vatra predstavlja značajno izraženiju opasnost po pitanju vitalnosti kompozitnih struktura, ona može, već u zavisnosti od obima i trajanja, da negativno deluje i na metale.

Kada je u pitanju **negativan uticaj pilotske odluke**, ista može biti doneta usled delovanja nekih ometajućih faktora, ili pak usled njegove nedovoljne obučenosti. Npr. neka od procenutalno zastupljenijih scenarija su uzrokovana delovanjem visokih opterećenja prilikom značajno tvrđeg sletanja, ili npr. usled udara repa o pistu prilikom poletanja. U primerima iz prakse koji su opisani u okviru ove disertacije je prilično detaljno predstavljeno nekoliko ovakvih slučajeva koja, ako dovedu do oštećenja, ista se najčešće ogledaju u pojavi ondulacije, delaminacije, prekomerne elastične ili

plastične deformacije, odn. pojave statičkog loma. Takođe, i neadekvatan odgovor pilota na problematične meteorološke uslove može dovesti do strukturalnog otkaza, ali takva scenarija, procentualno gledano, obično predstavljaju veću opasnost po krilo nego po trup.

Naravno, ni pojedinačni sistemi koji su sastavni delovi letelice nisu imuni na otkaze i indirektno mogu izazvati oštećenja drugih delova letelica. U nekom od narednih poglavlja su opisani slučajevi iz ove grupe, kao što je javnosti dobro poznata (jedina) nesreća koja se desila *Concorde*-u, kada je usled udara šrapnela gume, koja je prethodno eksplodirala, cela letelica doživela potpun otkaz, ili, slučaj *Quantas*-a, koji se može nazvati čak i potpuno bizarnim, kada je uzrok kompletnog otkaza strukture trupa bio izazvan eksplozijom boce sa kiseonikom. Takođe, moguća su i scenarija odvajanja određenih delova strukture tokom leta, koja posledično mogu izazvati oštećenja, u ovom slučaju, trupa. Iz prakse je poznato nekoliko primera odvajanja motora, oplata krila, delova stabilizatora ili vetrobrana na pilotskoj kabini.

Sumiranjem zaključaka izvedenih iz prethodne dve tačke, može se jasno zaključiti da, kad se izvrši poređenje ponašanja metalnih i kompozitnih struktura, prvopomenuti pokazuju jasniju sklonost ka procesima degradacije koji su posledica dugotrajne eksploatacije u uslovima koji se mogu smatrati očekivanim, dok su kompoziti najviše problematični po pitanju delovanja neočekivanih scenarija, prvenstveno udara.



Sl.43. Tipični uzroci nastanka iznenadne degradacije trupa [55, 172]

3. FAKTORI KOJI U NAJVEĆOJ MERI ODREĐUJU STEPEN DEGRADACIJE LJUSKE TRUPA

3.1. Izbor materijala

Osnovne vodilje pri projektovanju trupova letelica podrazumevaju prvenstveno izbor onih materijala koji će mu omogućiti što manju težinu, uz što duži radni vek, sa što manjom učestalošću održavanja. Odnosno, uopšteno rečeno, pri izboru primenjenih materijala, težimo onim koji imaju visoku *statičku čvrstoću i krutost, uz izraženu otpornost na dejstvo korozije*, kao i odlične *zamorne karakteristike*. Inače, zamorne karakteristike se danas najčešće obuhvataju akronimom *F&DT*, koji treba da definiše dobra zamorna svojstva u slučaju kada je unutar strukture trupa prisutna zamorna prslina ili ne. Takođe, od visokog značaja je i da pomenuti materijali u što većoj meri omogućavaju jednostavnu obradu, imaju što nižu cenu, kao i da su dostupni i prihvatljivi po pitanju ekoloških standarda.

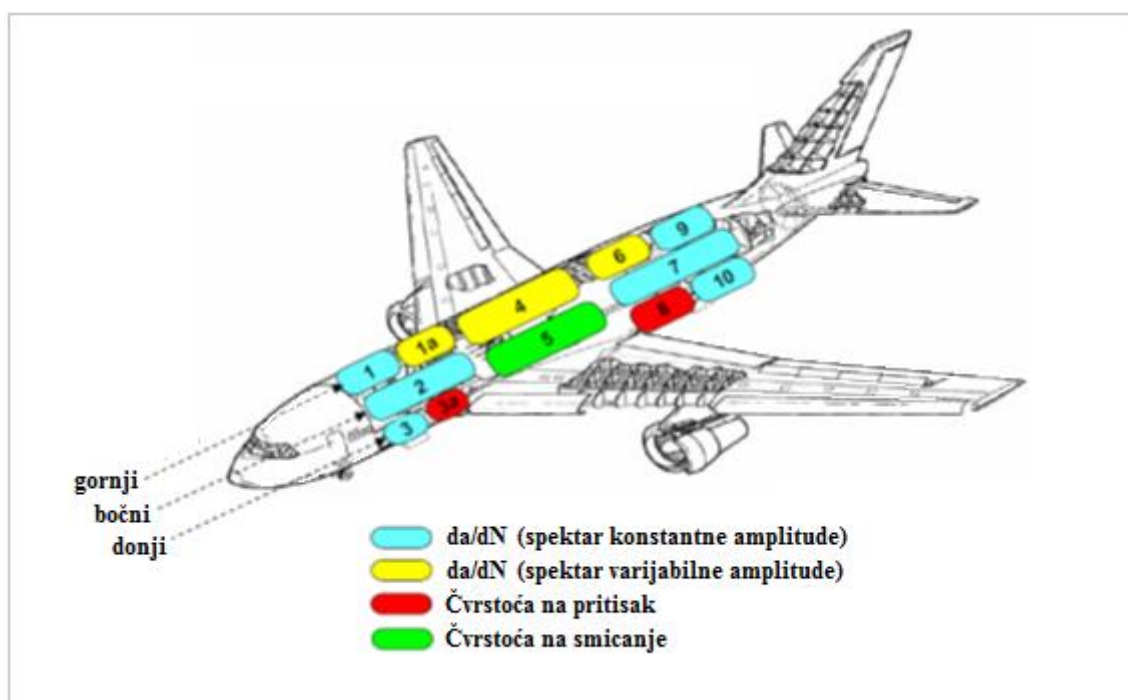
Naravno, treba imati u vidu i da svaki segment strukture ima različit poredak željenih osobina. U slučaju projektovanja trupa, primarni zahtevi pri izradi istog nisu identični za sve njegove segmente, stoga je potrebno voditi računa o tome da je izvesna optimizacija neophodna. Najopštije rečeno, (mada je finija podela po tom pitanju predstavljena na *Sl.44.*), pri izradi gornje ljuske, osnovni zahtev predstavljaju dobre *F&DT* karakteristike, zatim, donji segment prvenstveno zahteva visoku krutost i otpornost na koroziju, dok bočni segment (oko neutralne ose) zahteva visoku statičku čvrstoću (odn. čvrstoću na smicanje). Ovi zahtevi su postavljeni na osnovu dominantne vrste opterećenja za svaki segment trupa, obzirom da je gornji najizloženiji istezanju, donji kompresiji, a bočni smicanju. Takođe, segmenti oko velikih otvora zahtevaju udruženu dobru statičku čvrstoću i dobre *F&DT* karakteristike. Iz tog razloga, dobro optimizovan trup treba da predstavlja hibrid pojedinačno optimizovanih panela (moguće i od različitih materijala) usled potrebe za prilagođavanjem lokalnim uslovima opterećenja.

Što se tiče materijala koji se trenutno koriste u izradi strukture letelica, aluminijum još uvek možemo smatrati dominantnim, prvenstveno kroz primenu klasičnih serija 2000 (*Al/Cu*) i 7000 (*Al/Zn/Cu/Mg*). Legura 2024-T3 je čest izbor kada je u pitanju izrada oplata trupa zbog svojih odličnih *F&DT* karakteristika, (u poređenju sa npr. serijom 7XXX, bez obzira što ona ima veću čvrstoću), odn. kada je u pitanju izrada gornjeg segmenta trupa (oplate i stringeri), obzirom da tu dobre *F&DT* karakteristike odnose prevagu. Pri izradi donjeg segmenta trupa, koji je izložen kompresiji, najčešći izbor je predstavljala legura 7075 zbog potrebe za visokom krutošću, pošto je ovaj segment trupa potencijalno izložen pojavi ondulacije (*buckling*). Izbor materijala za izradu oplata oko neutralne linije, kako je već pomenuto, vrši se na osnovu visoke statičke čvrstoće/čvrstoće na smicanje (npr. 7475). Legura 2524-T3, koja je izvedena iz legure 2024-T3 (i koju je kasnije nasledila u izradi gornjeg segmenta trupa), pruža znatne prednosti u odnosu na svoju prethodnu verziju kroz npr. poboljšanje čvrstoće i lomne žilavosti, kao i kroz znatnu otpornost na rast prsline [110]. Takođe, aluminijum je našao svoju primenu i kroz napredne *Al-Li* legure, a od metala se u izradi strukture trupa još koriste i nerđajući čelici i titanijumske legure.

U okviru teorijskog poređenja sa metalima, kompoziti pokazuju višestruke prednosti koje se prvenstveno ogledaju kroz značajno bolji odnos čvrstoća/težina, zatim, kroz visoku otpornost na koroziju i zamor, kao i izuzetno visoku fleksibilnost pri "krojenju" željenih karakteristika. Zbog navedenih svojstava, ovakve letelice bi teorijski trebalo da provode manje vremena u okviru planiranog održavanja [189].

Udeo primene kompozitnih materijala se sa vremenom sve više povećava, bilo kao čisto kompozitni materijal ili kroz primenu hibridnih metalno-kompozitnih materijala (*GLARE*), koji je sa 3% učestvovao u izradi oplata gornjeg segmenta trupa kod A380 (uz 7349-T7 i 7055-T7 stringere)

[190], a koji je poznat po svojim izuzetnim *F&DT* karakteristikama (pogotovo po izuzetnoj otpornosti na rast prsline). U izradi strukture letelice A320, aluminijumske legure su učestvovala sa oko 80%, dok su kod A340 zastupljene sa do 70% [2]. Kod A380, imamo dalji pad učešća legura Al sa 61% , i prvi put manjinski udeo Al legure sa 31% kod A350 XWB [190]. Ovde treba imati u vidu da se navedeni procenti odnose na celokupnu strukturu, kao i da je za ovako uočljiv gradijent pre zaslužna masovna primena kompozita u izradi strukture krila, nego trupa. U slučaju izrade letelica u okviru generalne avijacije, već imamo one čija je struktura u potpunosti izrađena od kompozitnih materijala, dok se kod putničke avijacije kompoziti u izradi strukture primenjuju sa znatno većim oprezom. Dobro poznati B787 predstavlja prvu putničku letelicu čija je struktura većinski izrađena od karbonskih vlakana [5]. Ovakvu projektnu filozofiju je koju godinu kasnije usvojio i Airbus preko poboljšane serije A350 XWB, napravivši svoju prvu većinski kompozitnu strukturu sa težinskim udelom od 53%, ali uz nešto konvencionalniji pristup [8] (o čemu će kasnije biti više reči).



Sl.44. Centralni kriterijumi za izbor materijala ljuske trupa [207]

Primena kompozitnih materijala u okviru avioindustrije nije novijeg datuma. Isti su polako ulazili u upotrebu još od '60-ih godina, ali, ono što je novijeg datuma je njihova primena u izradi prvo krila a zatim i trupa letelice. Kompoziti se sastoje iz kombinacije različitih materijala u cilju postizanja određenih karakteristika koje su bolje od onih koje poseduju pojedinačni materijali. U okviru istih, konstitutivni materijali ne gube svoje prvobitne karakteristike nego u sadejstvu sa ostatkom pružaju zbirno kvalitetnije odlike.

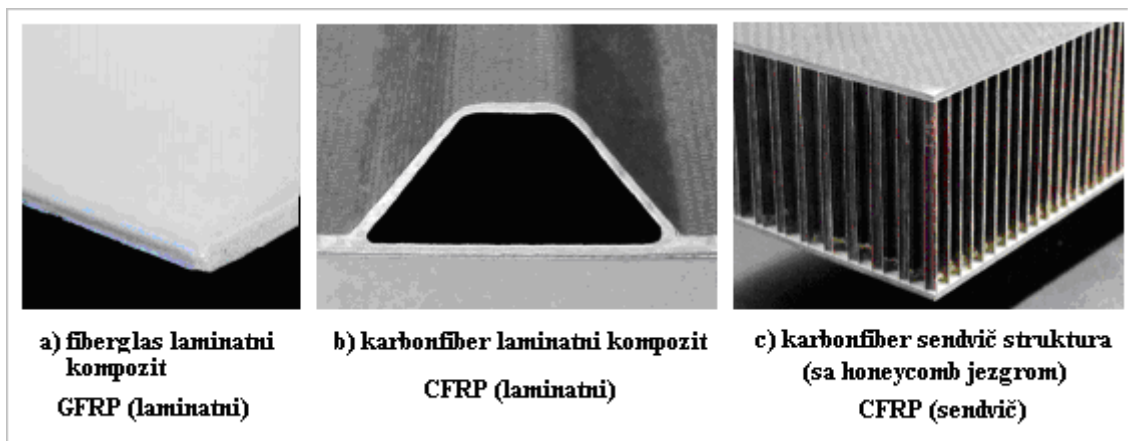
Kompoziti se najopštije mogu podeliti na *laminatne* i *sendvič strukture*. Laminatni kompoziti se sastoje od pojedinačnih slojeva koje čine vlakna uronjena u matricu (smolu). Vlakna predstavljaju noseći element unutar laminata i upravo njihova orijentacija određuje karakteristike materijala u različitim pravcima, što se i koristi u cilju krojenja željenih osobina. U tom smislu, delimo ih na unidirekionalna i bidirekionalna (koja mogu biti pletena koristeći različite "mustre"), kao i na multiorijentisana (koja nisu pletena kao bidirekionalna, nego slagana višeslojno sa raznim međusobnim orijentacijama i kao takva povezivana predivom). Orijetacija vlakana ima za cilj da pruži najoptimalnije karakteristike u pravcu dejstva opterećenja. Jasno je da kompozitni materijali

nemaju osobinu izotropnosti (kao što je slučaj sa metalima), stoga, po potrebi, kompoziti sa multiorijentisanim vlaknima imaju upravo za cilj postizanje nekog vida kvaziizotropnosti. Najčešći tip vlakana su: *fiberglas* (koja se koriste u izradi sekundarnih struktura), zatim *kevlar* (čija je glavna karakteristika otpornost na udar, ali je izrazito higroskopan i težak za oblikovanje), *karbonska/grafitna vlakna* (koja poseduju izuzetnu čvrstoću i krutost i koriste se za izradu primarnih struktura krila i trupa), *boronska vlakna* (čija je glavna primena u izradi zakrpa na *Al* strukturama, obzirom da poseduju izuzetnu čvrstoću i krutost ali su upravo zbog toga problematična za oblikovanje a i izuzetno skupa), *keramička vlakna* (koja se koriste za izradu delova izloženih izuzetno visokim temperaturama, npr. unutar gasnih turbina) i *vlakna koja se koriste radi zaštite strukture od udara munje*. Što se primenjenih matrica tiče, one se u najopštijem smislu dele na *termoreaktivne* i *termoplastične*. Danas je u izradi trupa apsolutno dominantan kompozit koji se sastoji od karbonskih vlakana uronjenih u epoksi matricu (termoreaktivni tip), poznat kao *CFRP*, i od istog je i napravljena već pomenuta većinska struktura trupa dve najnovije putničke letelice *B787* i *A350XWB*. Njegove glavne odlike su izuzetno visoka specifična čvrstoća i krutost, mala gustina (tj. specifična težina), povećana otpornost na dejstvo povišenih temperatura (uz nizak stepen ekspanzije pri dejstvu istih) i nisko habanje, ali uz još uvek visoku cenu (koja je prvenstveno posledica skupog procesa proizvodnje).

Postoje dva osnovna oblika u kom se kompozitni (laminatni) materijali isporučuju. Prvi je tzv. *prepreg* koji, kako mu ime kaže, predstavlja vlakna koja su preipregnirana u matrici i mogu biti raznih tipova tkanja kao i kombinacija vlakana i smola. Odlika ovakvih smola je da je kod njih već pokrenut hemijski proces formiranja poznat kao *cure*, koji je u nekom trenutku zaustavljen skladištenjem preprega na niskim temperaturama. Daljim zagrevanjem (u autoklavama, pećnicama ili primenom toplog pokrivača), se reakcija ponovo može pokrenuti, što dovodi do njegovog konačnog formiranja. Prednost ovog oblika je što je sam proces "uredniji" i što daje bolje mehaničke karakteristike krajnjeg proizvoda. Drugi oblik je tzv. *dry fiber*, koji je, može se reći, vrsta platna koja se natapa smolom neposredno pre nanošenja i ovaj proces se naziva *wet layup*. Prednost ovog oblika u odnosu na prethodni je što se on može izvoditi i na sobnoj temperaturi (ili povišenoj, radi ubrzavanja procesa), kao i uz duže vreme skladištenja (uz manje specijalne uslove). Ipak, forma *prepreg*-a je danas dominantna u slučaju izrade vazduhoplovnih struktura velikih površina, u koju naravno spada i ljuska trupa.

Adhezivi koje koristimo radi spajanja kompozitnih struktura mogu biti u obliku *filma*, *paste* i *pene*.

Već pomenuti *sendvič kompoziti* se sastoje iz dva tanka spoljna sloja (aluminijum, fiberglas, kevlar ili karbonfiber) za koje je adhezivom vezano unutrašnje punjenje koje je znatno veće debljine. Punjenje je najčešće tipa *honeycomb* (koje može biti sačinjeno od raznih vrsta materijala, uključujući i metale) ali se može sastojati i od tzv. *pene*. Ovaj tip kompozita se, kako je to već pomenuto, ne koristi za izradu primarne strukture trupa i zato dalje neće biti posebno razrađivan.



Sl.45. Najčešće korišćeni tipovi kompozita kod savremenih letelica [129]

Dakle, u izradi strukture trupa trenutno koristimo tri tipa materijala: *Metale*, koji su homogeni i izotropni, odn. *kompozite* i *hibride*, koji su visokosloženi heterogeni i kvaziizotropni/anizotropni materijali. Obzirom na njihovu bazičnu različitost, razumljive su i međusobne velike razlike koje se javljaju tokom procesa: Izrade, restoracije inicijalnih karakteristika, načina (i uspešnosti!) procene trenutnog stanja i dugoročnih karakteristika. Sve ovo naravno podrazumeva i prilično različit stepen osetljivosti na određene uticajne faktore, što za posledicu ima i sklonosti ka razvijanju različitih tipova degradacionih procesa koji se mogu javiti tokom njihove eksploatacije.

	PREDNOSTI	MANE
METALI (Al-legure)	<ul style="list-style-type: none"> Veliko iskustvo Jednostavna reparacija Statičke karakteristike Potencijal za unapređenje 	<ul style="list-style-type: none"> Visoka gustina Zamorne karakteristike Korozivne karakteristike Isključivo zakovane veze
KOMPOZITI (CFRP)	<ul style="list-style-type: none"> Korozivne/zamorne odlike Visoka trajnost Odnos čvrstoća/težina Redukovanje broja zakovanih veza 	<ul style="list-style-type: none"> Ponašanje pri dejstvu udara Visoka krutost Reparacija Reciklaža
HIBRIDNI (FML)	<ul style="list-style-type: none"> Poboljšane zamorne karakteristike Jednostavnije "krojenje" Specifična težina Niža korozivnost (u poređenju sa Al legurama) 	<ul style="list-style-type: none"> Niža krutost Veća gustina Manje uhodan proces izrade (u poređenju sa CFRP)

Sl.46. Poređenje karakteristika metala, kompozita i hibrida

U okviru prethodnih poglavlja je veliki prostor posvećen analizi glavnih manjkavosti metala koja se ogleda u njihovoj sklonost ka razvijanju dva najdevastacionija procesa struktura, zamora i

korozije, ne samo kroz pitanje ugrožavanja bazičnog integriteta jedne strukture, nego takođe i po pitanju materijalnih troškova koje za sobom nosi njihova prevencija odn. blagovremeno otkrivanje. Takođe, pomenuto je i nekoliko oblika njihovih zajedničkih formi, koje mogu biti izuzetno opasne. Stoga je, obzirom na značaj koji oni imaju u odnosu na sve ostale procese, njihovom izučavanju posvećen najveći deo ove disertacije.

Do pre nekoliko decenija korozija i zamor su predstavljali vodeći uzrok svih fatalnih otkaza letelica, što danas više nije slučaj, mada u statistici potpunih otkaza (*hull loss*) u poslednje dve decenije strukturalni problemi (doduše, sveukupni) drže visoko drugo mesto [206]. Naravno, po pitanju procentualnog udela unutar svih strukturalnih otkaza, korozija i zamor i dalje prednjače.

U slučaju analize mana kompozita, pominjana je njihova sklonost ka krtom lomu, naglim otkazima, osetljivosti na uticaj okruženja i opasnosti od delovanja udarnog opterećenja. Sem toga, jedan od današnjih centralnih problema u radu sa kompozitima je to što se ovde još uvek oslanjamo na visok stepen empirije. Prvenstveni razlozi za to su njihova visoka heterogenost i manjak iskustva koje imamo sa njima, što dalje posledično izaziva neke druge grupe problema.

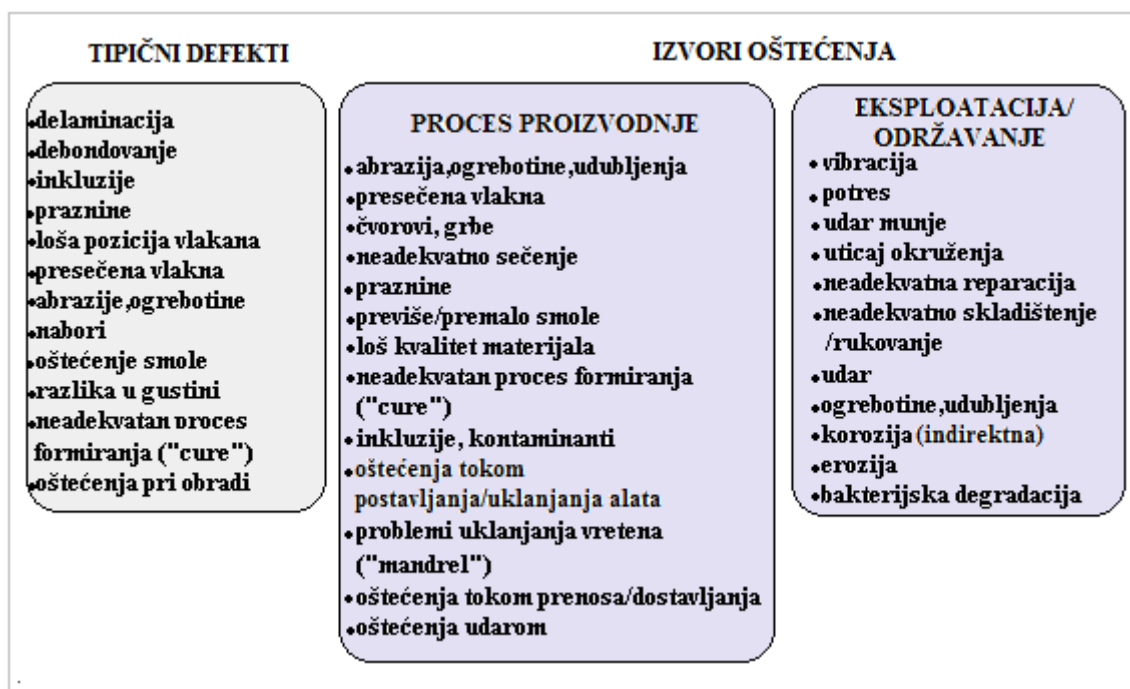
Stoga, pored pomenutih neospornih mana koje imaju metali zbog sklonosti ka pojavi zamora i korozije, treba uzeti u obzir i činjenicu da je istovremeno njihova velika prednost što su oni, u odnosu na kompozite i hibride, po svojoj prirodi homogeni i znatno duže u upotrebi. Samim tim je i njihovo trenutno stanje a i dugotrajno ponašanje u uslovima realnog okruženja moguće daleko preciznije predvideti. Kompoziti se tek od pre par decenija koriste u izradi primarne strukture letelice (prva serijska primena kompozita u izradi primarne strukture subsonične letelice je izvedena kod A320 na delovima repnog segmenta krajem osamdesetih [195]).

Dakle, iako kompozitni materijali neosporno pokazuju izuzetne karakteristike, od kojih je sigurno najuočljiviji odnos čvrstoće i težine, argumenti koji se sa pravom potežu protiv njihove ekscesivne upotrebe se prvenstveno tiču nedovoljnog poznavanja degradacionih procesa u uslovima realnog okruženja i dugotrajnije operativne upotrebe. U slučaju procene (većinski kompozitnog) trupa u uslovima dugotrajne eksploatacije, takvih iskustava ni nema, obzirom da su prvi ovakvi modeli tek pre par godina ušli u primenu i stoga se po tom pitanju trenutno oslanjamo na testove i iskustva sa nekim drugim strukturama primarnog (ali i sekundarnog) reda, tako da se može reći da je, u slučaju trupa, trenutno ovde na snazi jedan vid *in vivo* testa. Upravo zbog toga, danas i u vodećim inženjerskim krugovima možemo naići na jako puno suprotnosti u tvrdnjama po pitanju istinskih prednosti kompozita u odnosu na metale uz optužbe da je njihova primena više nego ishitrena [10].

Takođe, posledica već pomenute heterogenosti, odn. složenosti kompozitnih (i hibridnih) materijala, automatski dovodi i do sveobuhvatno izraženije osetljivosti na daleko veći broj faktora, ne samo tokom procesa proizvodnje, nego i eksploatacije i održavanja. Tako, između ostalog, veliki problem predstavlja veća mogućnost nastanka defekata pri njihovoj proizvodnji, što neizbežno dovodi i do izvesne oscilacije kvaliteta. Dobro su poznati problemi koje ovakve strukture stvaraju pri vršenju statičkih i zamornih testova jer pokazuju visoko rasipanje dobijenih rezultata i stoga su i faktori sigurnosti koji se kod istih primenjuju ovde znatno viši nego u slučaju metala. Dalje, kada se npr. već pomenuti problem udruži sa *de facto* manjkom adekvatnih analitičkih/numeričkih metoda koje se koriste u cilju procene i predviđanja njihovih karakteristika, ovaj tip procena postaje još neadekvatniji. Tako izvesna istraživanja [205] pokazuju da je posledica ovog još značajnije odstupanje numeričkih modela u odnosu na rezultate eksperimenata jer takva struktura, između ostalog, čak i kada se izloži dejstvu simetričnog opterećenja po pravilu se deformiše prilično nesimetrično što automatski znači i realno slabiju strukturu.

Ipak, složenost heterogenih materijala sa druge strane istima omogućava daleko bolje prilagođavanje zahtevima izrade složenih oblika, što omogućava i manji broj klasičnih (zakovanih) veza, što pruža višestruke benefite. Takođe, kada su u pitanju propisi unutar putničke avijacije, i kod kompozita i kod hibrida imamo prisutne čisto adhezivno ostvarene veze kod primarnih struktura, što nikako nije slučaj kod metala, što takođe automatski pruža mogućnost smanjenja broja veza koje se ostvaruju zakivcima.

Bez obzira na sve navedene probleme sa kojima se po pitanju kompozita možemo sresti u praksi, kompozitni materijali poslednjih decenija doživljavaju neverovatnu ekspanziju, a njihov udeo, posmatrajući samo strukturu trupa najnovijih letelica (*B787*, *A350XWB*), sada već postaje preovlađujući. Stoga će ovde biti navedeno sigurno najpoznatije i najznačajnije istraživanje na kome se bazira jedan od centralnih dokaza da kompozitni materijali na duge staze u uslovima operativnog okruženja ipak pokazuju visoku trajnost i izuzetnu otpornost na procese degradacije tokom dugotrajne upotrebe. Pomenuti eksperiment je sprovedla NASA unutar svog programa *ACEE (Aircraft Energy Efficiency)* [200] radi podsticanja proizvođača letelica da u izradu istih u većoj meri uvrste kompozitne materijale, a sve prvenstveno u cilju postizanja veće efikasnosti u potrošnji goriva. Pomenuti eksperiment je sproveden u saradnji sa vodećim proizvođačima letelica tog vremena (eksperiment je pokrenut 1977. godine), i u isti su ušli sledeći modeli: *DC-10*, *L-1011*, *B727* i *B737* (sa različitim delovima sekundarne ili srednjeprimarne strukture). Ovde će u tom smislu biti pomenut samo slučaj *B737* kod koga je grafit/epoksi horizontalni stabilizator bio implementiran kod 5 letelica, koje su se 1984. godine našle u operativnoj upotrebi. Nakon 18 godina, sprovedeni su detaljni pregledi (metodama sa/bez razaranja) nad istim, a zaključci o ovom eksperimentu se mogu u punom obliku naći u već pomenutom izvoru [200]. Ovde će biti navedeno samo da je istraživanje utvrdilo da je stabilizator bio u odličnom stanju, sa parametrima koji su bili u granicama teorijski procenjenih, s tim da je jedini problem uočen kroz lokalnu pojavu delaminacije, čije uzrok je ležao u neadekvatno sprovedenom postupku održavanja, a ne u samoj operativnoj upotrebi. Stoga, obzirom na fantastične rezultate koji se i u tom slučaju postižu u uštedi na težini i u okviru povećanja trajnosti, cilj se i u takvim okolnostima može smatrati postignut.



Sl.47. Izvori oštećenja i tipični defekti kompozita [183]

Što se tiče analize hibridnih materijala, isti su trenutno izuzetno malo zastupljeni u izradi trupa putničkih letelica (samo u obliku *GLARE*-a i zasad kod jedne letelice), i smatraju se najnovijom grupom, koja je, jasno, trebala da spoji najbolje karakteristike i jednih i drugih, stoga su njihove mane i prednosti na Sl.46. i predstavljene upravo kroz poređenje sa metalima i kompozitima. *GLARE* je fibermetalni laminat, koji se sastoji od naizmenično slaganih tankih *Al* listova (*2024-T3*) i

fiber/adhezivnih slojeva, i koji, u odnosu na *Al* legure, prvenstveno karakteriše otpornost na pojavu korozije, zatim, niska specifična težina, a svakako pokazuje i prednosti u okviru zamornih karakteristika (naročito usled izuzetno sporog širenja zamorne prsline). U poređenju sa kompozitima bolje karakteristike pokazuje po pitanju: udarnih opterećenja (što podrazumeva veoma bitnu karakteristiku obzirom da, između ostalog, ako do oštećenja dođe, isto je zbog spoljnog metalnog sloja lakše za uočavanje), električne provodljivosti, apsorpcije vlage, otpornosti na visoke temperature, ali zato i dalje imaju veću gustinu i manju krutost. Takođe, kao i u slučaju kompozita, i njima možemo pripisati značajan deo problema čiji uzrok leži u njihovoj složenosti i nedovoljnom praktičnom iskustvu. Pogotovo što ovde u nekim situacijama imamo još složeniju priču nego u slučaju kompozita (npr. pri izradi zamornog spektra za *full-scale test*, pri procesu sertifikovanja ovakve strukture, pri proceni devastacionih faktora...). Naravno, ovde treba i posebno napomenuti da hibridni materijal nije isto što i *hibridna struktura* (o čemu će kasnije biti reči).

3.2. Delovanje okruženja

3.2.1. Elektrohemijsko dejstvo atmosfere na strukturu

Letelice koje su u redovnoj operativnoj upotrebi provode značajan broj sati u vazduhu i stoga su u velikoj meri izložene dejstvu uticaja okruženja. Ovo je posebno tačno kada su u pitanju letelice sa dugim radnim vekom. Postoji veliki broj faktora koji se mogu podvesti pod uticaj okruženja, a svakako među najvažnije od njih spadaju: sastav vazduha, vlažnost, temperatura, delovanje vetra, blizina morske površine, itd....

Takođe, poseban problem, (koji imaju letelice u poređenju sa ostalim mašinama), predstavlja njihova izloženost okruženju koje je izrazito dinamično. Prilikom leta, u relativno kratkom vremenskom periodu, letelica funkcioniše na drastično različitim vertikalnim i horizontalnim pozicijama, što podrazumeva intenzivnu promenu temperature, vremenskih prilika, sastava vazduha,...Samim tim je i uticaj okruženja često jako teško proceniti, odn. analitički definisati. Kao posledicu ovoga imamo i manjak softverskih kodova koji mogu adekvatno da uključe i ovaj parametar u procenu životnog veka, iako je njegov udeo značajan, pogotovo što uzajamno dejstvo okruženja i termo-mehaničkih opterećenja može izuzetno puno uticati na stanje strukture, odn. na dužinu njenog radnog veka.

Okruženje ima veliki uticaj i na to kako letelica stari. To je naročito uočljivo pri detaljnom remontu sa potpunim rasklapanjem letelice (*teardown phase*), jer tek pri ovoj fazi održavanja možemo imati detaljan uvid u to u kakvom okruženju je letelica zaista funkcionisala i koliko značajan ovaj faktor može biti. Takođe, na osnovu onoga što je dosad rečeno, možemo zaključiti da se glavnom degradacionom pojavom koja nastaje usled dejstva okruženja danas smatra korozija. S tim da nije zgoreg ponovo reći da svi njeni oblici nisu podjednako opasni, odn. mnogi od njih, ako se detektuju u ranoj fazi, neće imati značajniji uticaj po vitalnost letelice. Ovo sve se naravno ne odnosi na one vrste korozije koje su produkt udruženog dejstva okruženja i radnog opterećenja i koje predstavljaju ozbiljnu pretnju, između ostalog, i zbog toga što su u velikom broju slučajeva prilično nedetektibile jer ne nastaju uvek na površini strukture.

Što se tiče uticajnih faktora koji potiču iz okruženja, a koji imaju visok uticaj na ponašanje strukture trupa, kao najvažnije možemo navesti sledeće:

Atmosferski sastav, koji može značajno da varira usled promenljivog nivoa prisustva različitih kontaminirajućih jedinjenja. Na osnovu nivoa njihovog prisustva, može se napraviti gruba podela atmosfera na: ruralne, urbane, industrijske i morske [23], T.2. :

<i>Tip okruženja</i>	<i>Opis</i>
ruralni	<ul style="list-style-type: none"> ▪ uopšteno gledano, najmanje korozivno okruženje ▪ ne sadrži nikakav značajniji procenat zagađenja ▪ glavni korodirajući elementi su kiseonik i vlaga
urbani	<ul style="list-style-type: none"> ▪ slično ruralnom, ali sa prisustvom sumpornih i azotnih oksida
industrijski	<ul style="list-style-type: none"> ▪ glavni zagađivači su sumpor-dioksid, hloridi, fosfati i nitrati koji nastaju kao nusprodukt rada industrije ▪ u posebnim slučajevima prisutni su kontaminanti kao što su: sumpor-vodonik, hlorovodonik i hloridi koji su visokokorozivna jedinjenja
morski	<ul style="list-style-type: none"> ▪ uopšteno gledano, visokokorozivno okruženje ▪ karakteriše ga prisustvo hloridnih partikula ▪ so koja se koristi zimi radi odleđivanja stvara uslove slične onima u morskom okruženju

T.2. Klasifikacija tipa okruženja i njihove karakteristike [23]

Uopšteno gledano, najkorozivnijim okruženjima se smatraju ona koja sadrže značajan procenat polutanata (među kojima su najopasniji: sumpor dioksid (SO_2), sumpor trioksid (SO_3), vodonik sulfid (H_2S), amonijak (NH_3), hloridni joni, čađ, kao i morsko i tropsko okruženje). Smatra se da su generalno najproblematičnijem okruženju izložene letelice na nosačima aviona. Sa jedne strane to je tzv. *slani sprej* koji se smatra izuzetno agresivnim, a sa druge strane su to produkti sagorevanja motora koji se sastoje od korozivnih gasova i partikula, a koji su u tom slučaju prisutni u značajnijem procentu. Poseban problem predstavlja deo atmosfere koji se nalazi iznad slanih vodenih površina zbog svog izuzetno jakog razarajućeg dejstva usled prisustva soli hlorida odn. vodenih kapljica zasićenih soli (iako i obična voda može biti jednako razarajuća kao i morska usled prisustva fluora i hlor). Količina i vrsta rastvorenih minerala, gasova i organskih nečistoća će odrediti nivo korozivnog uticaja i elektrolitičkih karakteristika. [31].

Soli su dobro poznate po svojoj sposobnosti da izazovu pojavu korozije kod velikog broja materijala koja je zasnovana na njihovom svojstvu da služe kao vanserijski elektrolit. Iako neki nerđajući čelici imaju sposobnost da se odupru njihovom korozivnom uticaju, meki čelici kao i jedinjenja magnezijuma i aluminijuma vrlo brzo korodiraju pod njihovim uticajem. Takođe, veliki broj drugih legura koje se koriste u vazduhoplovstvu su izrazito osetljive na dejstvo soli.

Pustinjsko (peščano) okruženje se isto može smatrati značajno nepovoljnim jer izlaže letelicu dejstvu erozione korozije, prvenstveno na napadnoj ivici krila i uvodniku vazduha [23].

Uticaj vlažnosti i padavina je takođe od velikog značaja. Vlaga iz vazduha deluje kao elektrolit, i što je veći stepen vlažnosti, to je veći intenzitet korozivnog dejstva. Na osnovu [23], kritična vrednost usled koje dolazi do ozbiljne korozije (u slučaju odsustva ostalih elektrolita) je 60%. Naravno, ova kritična vrednost će varirati u zavisnosti od prisustva ostalih korozivnih agenasa u atmosferi. Takođe, usled dejstva padavina može doći do lokalnog nakupljanja i zadržavanja tečnosti, što može dovesti do pojave lokalne korozije, mada, sa druge strane, kiša može izazvati i spiranje korozivnih materija i na taj način umanjiti korozivno dejstvo. Negativan uticaj vlage je posebno izražen kod kompozita. *Boeing*-ova istraživanja upućuju na to da neadekvatni udruženi uslovi vlage i visoke temperature, mogu da smanje čvrstoću kompozita i za do 20% (u poređenju sa uslovima

sobne temperature i suvog vazduha) [50]. Takođe, poznato je i da negativan uticaj kombinacije kiseonika i vlage može imati izraženo nepovoljno dejstvo.

Dejstvo vetrova, u slučaju da ga razmatramo samo u okviru elektrohemijskog uticaja, dovodi do disperzije atmosferskih kontaminanata, a njihov uticaj zavisi i od udaljenosti potencijalnih korozivnih elemenata (npr. blizina morske vode, industrijskih zona...).

pH vrednost svih voda na zemlji obično varira između 4.5 i 8.5 [24]. Ova vrednost ima najveći uticaj na bakar, s obzirom da je on jedini metal kod koga sklonost koroziji raste u kiseloj sredini. U tom slučaju dolazi do taloženja bakra na susednim metalnim površinama izazivajući kod npr. aluminijuma pojavu tačkaste korozije.

Temperatura, generalno gledano, utiče na stepen korozije, obzirom da prisustvo kiseonika i nivo saliniteta vazduha zavise od nje. Takođe, povišena temperatura (pogotovo u uslovima povišene vlažnosti) ubrzava elektrohemijske procese tj. korozivno dejstvo [83].

Naravno, nisu svi metali u jednakoj meri osetljivi na uticaj okoline, tj. različiti metali pokazuju različitu osetljivost na dejstvo pojedinih jedinjenja koja se nalaze u okruženju. Na osnovu [25], na T.3. predstavljen je uticaj okruženja na određene vrste materijala koji su pronašli primenu u izradi trupa (za slučaj nastanka izuzetno problematične naponske korozije).

<i>Materijal</i>	<i>Okruženje</i>
Al-legure	NaCl-H ₂ O ₂ rastvori NaCl rastvori morska voda
obični čelici	vazduh, vodena para NaOH rastvori NaOH-Na ₂ SiO ₂ rastvori kalcijum-, amonijum-, natrijum-nitratni rastvori kombinacija kiselina (H ₂ SO ₄ -HNO ₃) HCN rastvori kiselni rastvori H ₂ S morska voda rastopina Na-Pb legura
nerđajući čelici	rastvori hlorne kiseline NaCl-H ₂ O ₂ rastvori morska voda H ₂ S NaOH-H ₂ S rastvori kondenzovana isparenja iz hlornih voda
Ti-legure	nitritna kiselina, morska voda, metanol-HCl

T.3. Negativan uticaj okruženja na materijale koji se koriste u izradi trupa koji mogu izazvati pojavu naponske korozije [25]

3.2.2. Uticaj ekstremnih meteoroloških uslova

Letelice su sigurne, višestruko obezbeđene mašine, čije bezbedno functionisanje predstavlja apsolutno najvažniju premisu. Ipak, bez obzira koliko pažljivo bile projektovane, korišćene i održavane, uvek postoji mogućnost da se nađu unutar nekih nepredviđenih scenarija koja im mogu naneti ozbiljna oštećenja. Već je pomenuto da je tokom poletanja i sletanja letelica u daleko ranjivijoj poziciji nego tokom faze krstarenja, između ostalog i zbog toga što tokom istih nema visinu na kojoj

bi eventualno mogle biti izvršene korekcije njene pozicije, pogotovo u trenucima kada to može biti fatalno po nju. U slučaju razmatranja ekstremnih vremenskih uslova, sigurno je da danas imamo daleko bezbedniju situaciju, obzirom da je dijagnostika vremenskih prilika daleko sofisticiranija a piloti znatno bolje obučeni i sa mogućnošću obaveštavanja o lošim vremenskim prilikama iz većeg broja izvora. Radarska dijagnostika danas omogućava jasnije prepoznavanje zona najozloglašenije pojave na radaru tzv. *oblaka kumulonimbusa* (koji sa sobom nose pojavu ozbiljnih turbulencija, munja, zaleđivanja, magle i intenzivnih padavina), a takođe su i piloti kvalitetnije obučeni u očitavanju i, u skladu sa tim, donošenju odluka. Ipak, ono što i dalje predstavlja problematičan segment u korišćenju klasičnih 2D radara je nedostajuća treća dimenzija koja na pilote može delovati tako što ih u prvom trenutku problematična zona može zavarati svojom malom površinom, a zatim, u narednih par sekundi, se ista može uvećati do neprepoznatljivih razmera. U cilju isključivanja ovakvog vida greške, danas na tržištu postoje i 3D radari, koji, pored eliminisanja navedenog problema, takođe pružaju i znatno poboljšanu detekciju šireg spektra turbulencija [125], iako njihova masovnija upotreba još nije uzela maha. Ipak, ono što ostaje ključno u očitavanju radara je da i dalje viđenje celokupne slike vremenskih prilika na ruti zavisi od pilotske procene, obzirom da radarska slika predstavlja vid vizuelne aproksimacije određene vremenske situacije. Stoga, oprez je i dalje prekopotreban, pogotovo kad se zna da radari i dalje ne detektuju sve potencijalno opasne prilike odn. da imaju ograničenja na koja se mora računati. Ovo je posebno tačno u slučaju padavina velike gustine, obzirom da tada radar može da "vidi" na mnogo manju daljinu. Stoga su i danas moguća scenarija gde se nenajavljeni kumulonimbus krije obavijen u npr. beznačajni cirus ili, usled pojave tzv. *radarske senke*, gde usled suviše loših vremenskih uslova elektromagnetni talasi nisu u stanju da se probiju na veću daljinu, što se na ekranu odražava kao zona sa dobrim vremenskim uslovima (što je bio uzrok nesreće *Garuda International Flight 421 (737-300, 2002)*, zvaničan izveštaj istrage NTSC-ja [130]). Radari mogu da detektuju padavine (određene gustine), a neke pojave uočavaju samo ako su udružene sa njima (npr. turbulenciju, smicanje vetra), dok neke uočavaju tek ako premašuju određeni promer i nivo vlažnosti (grad). Generalno, vlažne padavine su daleko uočljivije nego one koje sadrže zaleđene čestice. Takođe, radari ne uočavaju pojave kao što su munje, magla i vetar, dok samo *dopler radari* mogu da očitavaju *smicanje vetra (windshield)*, koje karakterišu nagle promene i brzine i pravca kretanja vazdušnih struja, a danas su svi putnički avioni opremljeni istim. U svakom slučaju, kumulonimbusi su definitivno najopasnija i najnepoželjnija slika na radaru svake letelice. Naravno, ovde je apsolutno nezaobilazno i pominjanje tzv. *mikroslapova (microbursts)* koji spadaju u grupu već pomenute pojave zvane *smicanja vetra*. Pojava mikroslapa podrazumeva postojanje vazdušnog stuba koji se velikom brzinom kreće nadole, i može biti naročito opasan po letelicu u fazi sletanja i poletanja obzirom na već pomenutu malu visinu. Na svu sreću, ova pojava danas više ne predstavlja toliku opasnost, obzirom da se ona može detektovati dopler radarom.

Što se tiče procene pojave smicanja vetra i mikroslapa u zoni aerodroma, danas se one vrše ili samo uz pomoć TDWR-a (*Terminal Doppler Weather Radar*) ili udruženo sa LLWAS (*Low Level Shear Alert System*) koji se sastoji od 6 do 33 *anemometra* koji su postavljeni oko piste i imaju zadatak da prikupljaju podatke o pravcu i brzini vetra, koje obrađuje računar i donosi odluku o proceni opasnosti. Naravno, ovde treba napomenuti da dopler radari imaju svoja ograničenja, obzirom da oni mogu da detektuju kretanje samo neposredno, tj. prateći kretanje čestica koje ipak moraju biti određene veličine. Stoga se danas, u zonama velikih aerodroma koji su procentualno mnogo češće na udaru ovakvih pojava danas koristi tzv. *LIDAR*, koji funkcioniše na principu laserskih zraka i sposoban je da detektuje kretanje čak i čestica prašine koje se inače nalaze u atmosferi. Ipak, aerodromi koji danas poseduju iste su jos uvek izuzetno retki (jedan od njih je npr. aerodrom u Hong Kongu).

U grupi avio nesreća čiji je direktan uzrok bila prisutnost mikroslapa, sigurno da najpoznatiji i najfatalniji predstavlja *Delta Flight 191 (Lockheed L-1011, 1985)* (zvaničan izveštaj istrage NTSB-ja [67]), gde je kao uzrok nesreće, pored prisustva pomenutog mikroslapa, definisan još niz drugih okolnosti (loša procena pilota, nedostatak adekvatnih procedura i metoda detekcije mikroslapa, loša

koordinacija sa kontrolom leta...). U svakom slučaju, ova nesreća je uvela niz krupnih izmena, među kojima je sigurno najznačajnija obaveza ugradnje dopler radara i dodatnog zvučno-vizuelnog upozorenja u slučaju prisustva istog, u sve putničke letelice. Ovde takođe treba još navesti i slučaj **BOAC Flight 783 (de Havilland DH.106 Comet 1, 1953)** (detalji: [65]), koji je predstavljao prvi od tri slučaja dezintegracije u vazduhu letelice *de Havilland Comet* koje su se desile u roku od manje od dve godine. Iako istrage vazduhoplovnih nesreća u to doba nisu bile ni približno sprovedene u obliku i obimu koji danas poznajemo, ista je utvrdila da je neposredan uzrok nesreće bio let u krajnje nepovoljnim atmosferskim uslovima usled čega je letelica bila izložena preopterećenju verovatno usled dejstva udara vetra odn. izazvanom preopterećenju od strane pilota (tzv. *over-controlling*). Druga dva slučaja predstavljaju tipičnu sliku zamora materijala i u okviru te teme će i biti razrađeni.

Jedan od najpoznatijih slučajeva kobnog uticaja negativnih vremenskih prilika je svakako i **AIRES Flight 8250 (B737-700, 2010)** (zvaničan izveštaj istrage AC-a [99]), kod kog je pri sletanju došlo do raspada letelice na tri dela prilikom udara o pistu, a koji je zvanično zatvoren zaključkom da je kobni pad bio posledica pilotske greške. Ipak, ovaj slučaj je zvanično i nezvanično imao različit tok, obzirom da je istraga kao uzrok pada navela isključivo lošu procenu i brzine i visine pri sletanju, čiji je uzrok ležao u optičkoj iluziji pri noćnom letu (koja je poznata kao *black hole illusion*), kao i neadekvatnoj obuci pilota za ovaj tip letelice, obzirom da su pri sletanju koristili tehnike koje se inače primenjuju kod letelica sa turboprop pogonskom grupom. Islednici koji su radili na ovom slučaju su odbili da komentarišu pilotsku tvrdnju da je letelica u trenutku gubitka kontrole bila pogođena udarom munje i dejstvom *mikroslapa* (što nikako nije moglo biti ni dokazano ni osporeno obzirom da aerodrom nije bio opremljen dopler radarom). Ovakav scenario je zvanična istraga isključila obzirom da je meteo slika (tzv. *METAR* koji predstavlja najtipičniju formu predstavljanja meteo-informacija) negirala prisustvo vetrova značajnijeg intenziteta. Ipak, ono što je neosporno je da je letelica pri sletanju bila izložena uslovima jake kiše i smanjene vidljivosti koji u sadejstvu sigurno predstavljaju značajan remeteći faktor. U svakom slučaju, jedno je jasno, posredno ili neposredno, nepovoljne vremenske prilike i te kako mogu da ugrožavaju rad pilota i u praksi je, pored navedenog, ostao zabeležen priličan broj slučajeva gde su oni donosili katastrofalne odluke izazvane distrakcijom usled loših vremenskih prilika. Ovde svakako treba pomenuti i najveću vazduhoplovnju nesreću svih vremena (u kojoj su stradale 583 osobe) a do koje je došlo pri sudaru dve letelice na pisti na Tenerifama 1977. godine (**KLM Flight 4805 i Pan Am Flight 1736**, u oba slučaja *B747*) (zvanični izveštaj istrage *MF*-a [119]) gde je uzrok upravo ležao u kombinaciji pogubne pilotske odluke i izuzetno loše vidljivosti tj. generalno loših vremenskih prilika (iako je ostala ozbiljna sumnja da pilot možda zbog prekida signala nije čuo ključne reči upućene od strane kontrole leta, obzirom na njegovu prethodno besprekornu reputaciju).

Već je rečeno da se pojava turbulencije ne može direktno predvideti. Donekle radarski odraz ukazuje na nju, ali samo onda kada je udružena sa značajnijim padavinama. Iako već pomenuti *3D* radari pružaju mogućnost detekcije većeg broja oblika turbulencije, ono što i dalje u tom smislu može da iznenadi pilote je tzv. *clear-air turbulence*, koji je nedetektabilan obzirom da je njegova pojava posledica postojanja slojeva vazduha koji imaju različit pritisak i javlja se samostalno. Iako se danas pominju neki eksperimentalni načini detekcije ove pojave, isti još uvek nisu u opštoj primeni. Ipak, pilotima radari instalirani na njihovim letelicama nisu jedino dijagnostičko sredstvo, nego se upozorenja mogu dobiti i od drugih pilota ili kontrole letenja (u slučaju da imaju neka saznanja o postojanju istih). Takođe, po potrebi se izdaju karte o nepovoljnim vremenskim prilikama preko tzv. *SIGMET*-a (*Significant Meteorological Information*), odn. ako je taj izveštaj vezan samo za specifičnu rutu, onda se isti dostavlja pilotima kao *AIRMET*. Generalno gledano, pojava turbulencija je najčešće vezana za već pomenute kumulonimbe, čija se češća pojava može očekivati na mestima konvergencija vetrova severne i južne polulopte, zatim prilikom leta kroz kumuluse ili iznad planina. Što se najugroženije faze leta tiče, faza sletanja se opet može smatrati najkritičnijom obzirom na visinu koja je u tom trenutku nedovoljna za bilo kakve ozbiljnije manevre odn. zbog eventualne nemogućnosti kontrolisanja visine/brzine poniranja. Inače, dosad nikad nije objavljen izveštaj neke

nesreće čiji je uzrok bila izolovana pojava turbulencije, a ista prvenstveno predstavlja izrazitu neprijatnost po putnike. U grupu sa turbulencijom se obično stavlja i pojava tzv. *over G*-ja, koji predstavlja pojavu udara vetra u letelicu kom se ista opire svojom inercijom. U ekstremnim slučajevima ovakvo "bacanje" letelice van ustaljene linije kretanja teorijski može izazvati oštećenja i obično su u tom slučaju najosetljivija krila kod kojih može doći do nastanka ondulacije oplata ili do pojave curenja goriva duž šavova iste. U slučaju pojave ekstremnog momenta savijanja trupa do identičnih manifestacija može doći i na ovom delu letelice.

U ekstremne vremenske prilike takođe spadaju i: pojava leda na površini letelice (što ovde neće biti akcentovano, obzirom da ista predstavlja prvenstveno opasnost po uzgonske i komandne površine), zatim, vulkanska aktivnost (koja je uglavnom visokorizična po pogonsku grupu) i udar munje, koji može biti prilično česta pojava i potencijalno predstavljati opasnost po strukturu trupa tj. izazvati njena oštećenja, a takođe su moguća i nepovoljna dejstva na rad avionike. Ipak, retki su slučajevi značajnijih oštećenja (iako su teorijski mogući!), tako da se može reći da isti najviše utiču na remećenje redovnog rasporeda letenja odn. plana održavanja. Generalno postoji izvesna logika u tome koji delovi letelice su izloženi njihovom dejstvu i u tom smislu su najugroženiji upravo oni koji su i najistureniji, a ako pri udaru dođe do nekih oštećenja, ona se javljaju na ulaznim i izlaznim tačkama. Tipovi oštećenja se mogu razlikovati u zavisnosti od vrste materijala, obzirom da ovde postoji izvesna razlika u ponašanju metala i kompozita. Naravno, poznato je da je celokupna letelica koncipirana tako da funkcioniše kao Faradejev kavez, što joj omogućava da se električno pražnjenje vrši samo po površini iste, koristeći njenu prirodnu sposobnost disipacije nagomilanog elektriciteta, ali, isključivo kada su u pitanju metali (koji imaju sposobnost provođenja elektriciteta), uz dodatno pospešavanje statičkim disčardžerima koji se strateški postavljaju na izlaznim površinama (*discharge wicks/null field dischargers*). Kompoziti sami po sebi ne poseduju ove mehanizme, stoga njihova provodljivost mora biti uvećana na neki drugi način (npr. primenom specijalnih prajmera, strateškim postavljanjem metalnih elemenata ili metalnih vlakana unutar strukture...). Ipak, bez obzira na ove karakteristike, do nekog vida degradacije uvek može doći, i u tom smislu metali su najskloniji tačkastim oštećenjima, dok kod kompozita, usled dejstva visokih temperatura, može doći do topljenja vezivnih smola ili oštećenja vlakana. Zatim, u slučaju obe grupe materijala, potencijalna scenarija predstavljaju i odvajanja delića strukture na ivicama, zatim, pojava nagorelih tačaka (naročito oko zakivaka), oštećene farbe i sl. *Boeing* je vršio određena ispitivanja frekvencije pojave udara munja i došao je do zaključka [126] da na istu utiču: geografska lokacija; visoka frekvencija leta kroz oblake; let na visinama između 5.000 i 15.000 stopa (1.524-4.572 m); let u kišnim uslovima (čak 70%); let na temperaturama od oko 0C; prolećno i letnje doba godine. Najnovije letelice tipa *B787* i *A350 XWB*, koje imaju kompozitnu strukturu trupa, usled manjkavosti sposobnosti provođenja elektriciteta, imaju ugrađenu žičanu mrežu i presvučene su slojem bakra. Takođe, kod *A350* baš u cilju obezbeđenja tzv. *ESN*-a (*Electrical Structure Network*), šine za sedišta, zatim podne grede i okviri, igraju dvostruku ulogu korišćenjem kombinacija aluminijuma, aluminijum-litijuma i titanijuma, čime je izbegnuto nepotrebno povećanje mase letelice [91].

Kada su u pitanju čisto strukturalni problemi, istražitelji avionskih nesreća nikad nisu kao uzrok pada eksplicitno naveli udar munje kao jedini razlog, nego je uzrok po pravilu podveden pod "nepovoljne vremenske prilike" koje su direktno ili indirektno imale neki negativni uticaj. Ipak, ova konstatacija se ne odnosi na mogućnost pojave eksplozije unutar tankova za gorivo, koji predstavlja centralnu opasnost u slučaju udara munje. Danas postoje propisi koji obavezuju sve avioprevoznike kod kojih u blizini tankova postoji izvor povišene temperature (ovde se prvenstveno misli na tzv. *pakove* koji su sastavni deo sistema klimatizacije a nalaze se u blizini centralnog tanka (koji se nalazi unutar trupa)) da budu ispunjeni inertnim gasnom, obzirom da pri eksploziji tankova dolazi do paljenja isparenja unutar istih a ne samog goriva. Ova odluka, donesena od strane *FAA* (koji je u tom smislu zakonodavno telo za *SAD*, a tela drugih zemalja mogu prihvatiti ovu odluku, što je najčešći slučaj) je naišla na izvesna negodovanja obzirom da praksa pokazuje da je do eksplozije istih dolazilo i kod tankova koji nisu u svojoj blizini imali izvore toplote (što je bila preporuka *NTSB*-ja), a što je

dovelo do toga da ova direktiva zaobiđe trenutno najveći putnički avion A380 [71]. Svakako najpoznatiji i najfatalniji u ovoj kategoriji je slučaj zapaljenja rezervoara usled udara munje - *Pan Am Flight 214 (B707, 1963)* (zvaničan izveštaj istrage AC-a [120]), koji je uticao da se donese odluka o ugradnji komponenti za električno pražnjenje kod svih letelica komercijalnog tipa (prvenstveno se odnosio na teritoriju SAD). Zatim, slučaj *Lansa Flight 508 (Lockheed L-188A Electra, 1971)* (detalji nesreće [121]), koji je široj javnosti dobro poznat prvenstveno zbog toga što je pad istog (unutar divljine Amazonije) preživela jedino 17-ogodišnja devojčica. U slučaju ovog leta, kako je to najčešće slučaj, postojao je niz negativnih okolnosti koje su vodile ka fatalnom ishodu. Prvi propust je ležao u odluci pilota da lete kroz zonu intenzivnog nevremena, za šta ova letelica nije ni bila strukturalno pripremljena, obzirom da je bila poznata po prilično krutim krilima. Sve to je dovelo do izloženosti visokim opterećenjima usled intenzivnih turbulencija, a što je bilo udruženo sa dodatnim strukturalnim opterećenjima usled pokušaja pilota da letelicu održi u stabilnom stanju. Ipak, tek nakon udara munje u desno krilo (što je izazvalo zapaljenje isparenja unutar tanka), dolazi do odvajanja preopterećenjem načetog krila, zatim i segmenta levog krila, što je moglo da vodi samo do dezintegracije ostatka letelice u vazduhu.

Naravno, ovde takođe treba navesti i kako visina leta utiče na oblik i učestalost javljanja navedenih negativnih pojava. Npr. verovatnoća pojave udara vetra i stepen njegovog intenziteta zavise od visine leta u smislu da se ista smanjuje sa porastom visine, što je takođe slučaj i sa frekvencijom pojave turbulencije i generalno ekstremnih meteoroloških uslova. Takođe, ista direktno utiče i na ciklus opterećenja trupa usled presurizacije kabine, obzirom da je vrednost razlike pritiska u funkciji od visine leta.

3.3. Dejstvujući spektri opterećenja

Svaki let se sastoji iz određenog broja letnih faza koje karakterišu određeni tipovi dejstvujućih opterećenja. Tako npr. u fazi rulanja imamo slučaj pune opterećenosti po pitanju korisnog tereta, obzirom da je količina goriva koju letelica sa sobom nosi maksimalna, zatim, možemo imati uslove kretanja po neravnom terenu ili uslove vuče ili nesimetričnog opterećenja usled rada samo jednog motora. Nakon rulanja sledi faza poletanja u okviru koje imamo maksimalnu fluktuaciju opterećenja (manevri usled zauzimanja pravca kretanja, odbacivanje pri uzletanju, dizanje, izvučena zakrilca, izbačen stajni trap...). Po završetku faze poletanja, sledi nešto stabilnija faza penjanja, a nakon nje, najstabilnija faza leta tzv. krstarenje. Nakon krstarenja sledi faza poniranja, a zatim i faza sletanja, koju karakterišu slični uslovi opterećenja koji važe i za poletanje, s tim da ovde imamo manju težinu goriva ali i udar stajnog trapa prilikom dodira piste, kao i aktiviranje mehanizma kočenja. Takođe, pri poletanju i sletanju letelica je izložena i daleko značajnijim udarima vetra nego kad je u pitanju faza krstarenja [53], usled toga što se faza krstarenja odvija na maksimalnoj visini, što za posledicu daje okruženje daleko stabilnijih meteoroloških uslova.

Opterećenja koja tokom leta dejstvuju na jednu letelicu možemo klasifikovati na više načina. Model koji se najčešće sreće u literaturi je sledeći:

• **Izvori kvazistatičkih opterećenja:**

- *Opterećenja u letu:* Manevri, uticaj vazdušnih struja...
- *Opterećenja na zemlji:* Poletanje, sletanje, vuča, zaokretanje, rulanje, revers potiska, kočenje,...
- *Lokalna/Unutrašnja opterećenja:* Presurizacija, potisak, pritisak fluida unutar pojedinih sistema, aerodinamički pritisak na spoljnim površinama, lokalne akceleracije....

• **Izvori dinamičkih opterećenja:**

- *Pojava flutter-a, udari vetra, razni tipovi unutrašnjih vibracija, shimmy (oscilovanje stajnog trapa), ...*

Sva navedena opterećenja na letelicu dejstvuju u vidu određenih tipova spektara čija predvidljivost odn. uređenost može biti pretpostavljena sa određenom tačnošću. U tom smislu ovi spektri mogu biti klasifikovani na osnovu više kriterijuma. Što se uniformnosti tiče, razlikujemo *sinusoidalne* i *proizvoljne spektre opterećenja*, dok ih na osnovu predvidljivosti dejstva možemo podeliti na *determinističke, stohastičke i slučajne*. Prema promenljivosti parametara tokom vremena, delimo ih na *stacionarne* i *nestacionarne*.

Determinističkim opterećenjima nazivamo ona koja se u određenim okolnostima uvek javljaju i to onim intenzitetom i načinom dejstva koji su poznati od ranije, tako da se samim tim mogu u potpunosti i predvideti. Jasno je da se takav vid opterećenja javlja npr. pri otklonu komandnih površina i spuštanju/podizanju stajnog trapa tokom faze poletanja i sletanja, kao i usled presurizacije letelice, a takođe i kod značajnog dela manevarskih opterećenja putničkih letelica.

Kod stohastičkih opterećenja se dejstvo i intenzitet mogu samo sa određenom verovatnoćom pretpostaviti, tako da svakoj vrednosti opterećenja vršimo dodeljivanje verovatnoće njenog pojavljivanja (koja podleže određenoj funkciji raspodele). U ovu vrstu opterećenja možemo svrstati najveći procenat manevarskih opterećenja letelica iz grupe: akrobatskih, borbenih i trenažnih, kao i opterećenja nastala usled udara vetra.

Slučajna opterećenja su ona čije pojavljivanje i intenzitet ni u kom slučaju nije moguće predvideti. Takvo je npr. opterećenje usled udara ptica.

Stacionarna opterećenja karakteriše nezavisnost u odnosu na vreme, dok kod nestacionarnih opterećenja postoji promena svih ili pojedinih parametara od jednog do drugog ciklusa (ili tokom samog ciklusa).

Razumljivo je da spektri opterećenja variraju i u zavisnosti od tipa letelice. Posebno treba naglasiti da je u slučaju akrobatskih i vojnih letelica udeo stohastičkih i nestacionarnih opterećenja znatno zastupljeniji nego kada su u pitanju putničke letelice za koje je generalno karakterističan visok broj radnih sati i presurizacionih ciklusa, uz ograničeno manevarsko kretanje.

Da bi letelica tokom svoje operativne upotrebe bez otkaza nosila opterećenja čijem je dejstvu izložena, ona prvenstveno mora biti u mogućnosti da nosi maksimalna dejstvujuća statička opterećenja, zatim, ponavljajuća zamorna opterećenja, kao i određena specijalna opterećenja koja nisu deo njenog tipičnog radnog spektra. U tom smislu je kao najbitnije parametre potrebno definisati:

- *Pojam DLL-a (design limit load)*, koji predstavlja maksimalno statičko opterećenje koje se može javiti u okviru operativne upotrebe jedne letelice. A obzirom da postoji izvestan broj neodređenosti koje se mogu javiti u okviru ove procene, neophodno je takođe definisati i *DUL (design ultimate load)* koji se dobija množenjem *DLL-a* (obično) sa 1.5. Neophodan kriterijum koji struktura mora ispuniti u odnosu na ove dve vrednosti je da pri dejstvu *DLL-a* ne sme doći do pojave trajne deformacije a pri dejstvu *DUL-a* ne sme doći do otkaza strukture;

- *Spektre zamornog opterećenja* relevantnih segmenata strukture koji predstavljaju skup onih dejstvujućih opterećenja čija je pojava dovoljno učestala i dovoljnog intenziteta da bi izazvala određena zamorna oštećenja. U tom smislu, najveći značaj imaju opterećenja usled: presurizacije, udara vetra, manevra, udara pri sletanju, kočenja, rolanja, okreta, aktiviranja pogonske grupe, reversa potiska i vuče.

- *Slučajne specijalnih opterećenja*: Udar ptica, pad, *flutter*, sletanje na vodu (*ditching*)....

Visok procenat udela presurizacionog ciklusa u okviru celokupnog opterećenja trupa je u ovoj disertaciji više puta naglašavan, kao i koliko je samim tim i posledično značajan njegov uticaj na zamorni vek, ali i koliko isti može biti kritičan po integritet cele strukture. U tom smislu se on najčešće definiše kao deo *GAG spektra*, čija je definicija postavljena prilično labavo, tj. nije u potpunosti definisano da li, odn. koji segment pred/post-leta ulazi u njega, kao i da li u njega (delom ili u potpunosti) ulaze i opterećenja koja su ovde definisana kao stohastička. Ipak, čini se da većina autora teži tome da pod *GAG-om* navodi dominantno deterministička opterećenja koja se javljaju unutar jednog ciklusa leta, a kao centralni se ovde svakako smatra presurizacioni ciklus (prvenstveno njegova cirkularna komponenta). Inače, pojam *GAG ciklusa* je upravo i skovan unutar problematike

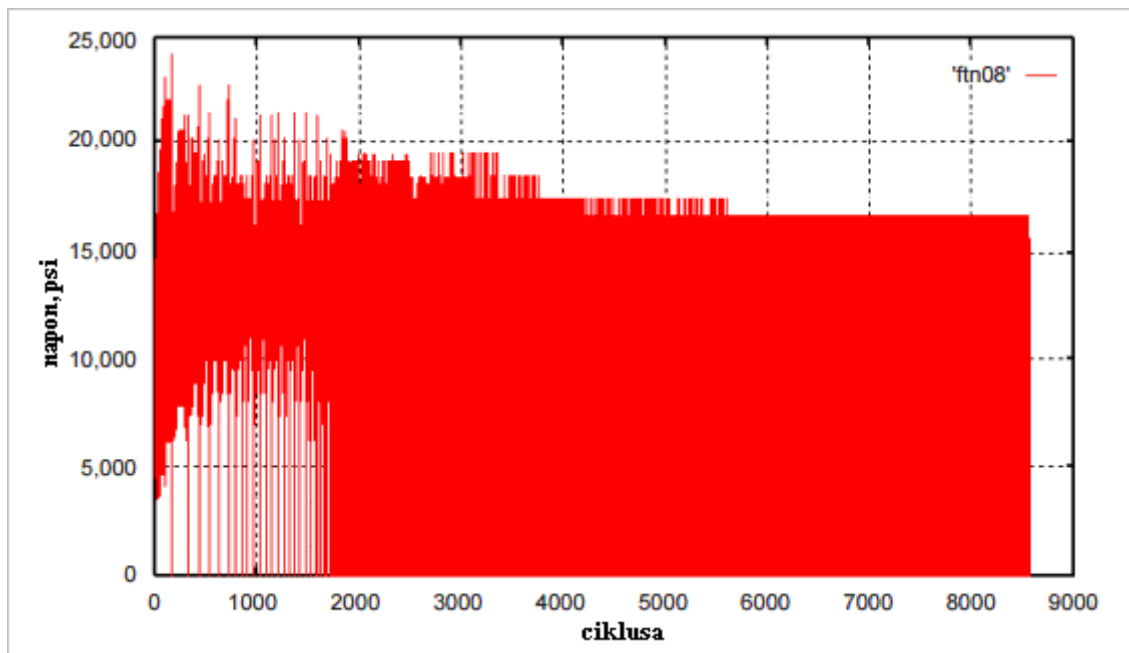
zamora. Nažalost, iz prakse je danas poznat veći broj primera fatalnih ishoda koji su posledica upravo neprepoznavanja visoke zavisnosti zamornog veka strukture trupa od broja pomenutih ciklusa.

Inače, sam postupak procene zamornog veka jedne strukture se svodi na određivanje unutrašnje raspodele napona koje izazivaju pomenuta dejstvujuća opterećenja. U okviru kasnijih poglavlja će biti prikazano na koji način se ono vrši primenom numeričkih metoda, a ovde će biti predstavljen primer iz prakse koji prikazuje kako se formira jedan testni spektar koji se kasnije primenjuje u okviru zamornog testiranja trupa dve širokotrupne letelice. Izvor [203] predstavlja originalni *Airbus*-ov dokument za slučaj letelica *A330/A340*. Unutar istog, delovi trupa koji su razmatrani su centralni segment (sa krilima) i zadnji segment, što se može videti u *T.4.*, u okviru koje su date klasifikacije opterećenja, zatim na koji segment trupa se odnose, kao i na koji način se one prevode u krajnji testni spektar. Iz tabele se takođe vidi da je *GAG ciklus* raščlanjen, kao i da jedan ciklus podrazumeva fazu od stajanke, preko izlaza na pistu, leta i povratka na stajanku (u slučaju *Airbus*-a, ova podela je izvršena na ukupno 30 faza).

osnovna operativna faza	tip opterećenja	centralni segment trupa/krilo	zadnji segment trupa	oblik unutar zamornog spektra
	stajanka	X	X	konstantan
	rulanje ka pisti	X	X	2 ciklusa/let
	pretpoletno kočenje	X		1 ciklus/let
	zaokret	X		2 ciklusa/let
	zalet	X	X	2 ciklusa/let
	dizanje	X	X	konstantan
početak penjanja penjanje krstarenje 3500ft krstarenje 3900ft početno poniranje poniranje prilaz	vertikalni udar vetra	X	X	stepenast
	vertikalni manevar		X	stepenast
	bočni udar vetra		X	stepenast
	bočni manevar		X	stepenast
	presurizacija	X	X	stepenast
	fluktuacija temperature		X	stepenast
	udar o pistu	X	X	1 ciklus/let
	rolanje	X	X	2 ciklusa/let
	kočenje	X		1 ciklus/let
	zaokret	X		2 ciklusa/let
	rulanje ka stajanci	X	X	2 ciklusa/let

T.4. Airbus: Prevođenje realnog spektra opterećenja trupa u testni [203]

Slično tome, na *Sl.48.* imamo grafički prikaz jednog blok opterećenja koji su, u ovom slučaju, zajedno kreirali *FAA* i *Boeing* u cilju zamornog testiranja gornje ljuške trupa uskotrupne letelice [147]. Naravno, ovde treba navesti da se u cilju efikasnijeg testiranja spektri koji se dobijaju praćenjem tokom realnog leta (preko senzora instaliranih na strateškim tačkama), u izvesnoj meri "prerađuju". Tako su npr. kod *Boeing*-ovog spektra (sa slike) svi ciklusi manji od 600 psi (1 psi=6894,76 N/m²) eliminisani, dok su ciklusi sa najvećim opterećenjem stavljani na početak spektra. Takođe, ovde treba naglasiti i da su faze od rulanja do kraja penjanja, odn. od početka poniranja do završetka sletanja najznačajnije za procenu dejstva zamornog opterećenja.



Sl.48. FAA/Boeing: Testno blok opterećenje za gornji segment trupa [147]

Naravno, obzirom na značajnu količinu nepredvidivosti i empirizma koji su neizbežni u slučaju određivanja zamornih spektara, postoje određene smernice na koji način se ovi spektri prerađuju, odn. iskustveni faktori kojima se procenjena opterećenja množe. Takođe, ovaj postupak je neophodan i zbog niza plastičnih fenomena koji su vezani za delovanje varijabilnih spektara a koji još uvek nisu do kraja ni potvrđeni ni razjašnjeni kao što su npr.: akceleracija, retardacija, formiranje plastičnih zona, zatvaranje prsline (*crack closure*)...Stoga, kako bi se što preciznije procenio uticaj određenog tipa varijabilnog spektra na širenje prsline, isti se klasifikuju kroz sledeće tipove tipičnih spektara: konstantni spektri koji sadrže pojedinačan ili višestruki set opterećenja koja imaju veću ili manju amplitudu u odnosu na konstantni deo (*overload/underload*); spektri sa stepenastim opterećenjem; blok opterećenja; opterećenja koja predstavljaju simulaciju nekog konkretnog segmenta leta... Proučavanjem njihovog uticaja na širenje zamorne prsline, došlo se do sledećih zaključaka:

Pojedinačno uvećano opterećenje (Single overload) - generalno izaziva usporenje rasta prsline i to u slučaju kada je ovo uvećanje amplitude iznad 40-60% [108]. U ovom slučaju najčešće dolazi do pojave fenomena poznatog pod nazivom *odložena retardacija*, koji karakteriše odloženo usporenje rasta prsline. Ova pojava se ne javlja uvek a neki autori je osporavaju tvrdeći da do navedenog usporenja dolazi odmah nakon primene povećanog opterećenja [108, 109].

Takođe, moguća je i pojava tzv. *propuštene retardacije* kod koje nakon pojave retardacije rasta prsline sledi njeno ubrzanje (koje je veće nego dotadašnja standardna stopa rasta, pre nego se vrati na svoju početnu vrednost).

Zarobljena prsline takođe predstavlja moguć scenario koji karakteriše prekid rasta prsline usled postojanja mikro-strukturalnih barijera a čiji nastanak može biti uzrokovan dejstvom opterećenja ispod zamornog praga.

Uopšteno gledano, na osnovu [108], verovatnoća na odgovor dejstva pojedinačnog uvećanog opterećenja je sledeća: nema uticaja; retardacija; odložena retardacija; izgubljena retardacija i zarobljena prsline.

Pojedinačno kompresivno umanjeno opterećenje (Single compressive underload)-generalno izaziva ubrzanje rasta prsline;

Umanjeno opterećenje koje sledi nakon uvećanog opterećenja- izaziva u značajnoj meri umanjene retardacije;

"High-to-low" sekvenca opterećenja - dolazi do pojave uvećanja retardacije (sa povećanjem broja tenzionih uvećanih opterećenja). Takođe, razmak između pojave dva uvećana opterećenja je izuzetno bitan;

"Low-to-high" sekvenca opterećenja - izaziva ubrzanje rasta prsline. [107]

Naravno, koliki će praktično biti njihov krajnji uticaj na stepen širenja prsline zavisi i od mnoštva drugih odlika samih struktura koje su izložene njihovom dejstvu. U svakom slučaju, uzimanje u obzir ovih fenomena znatno usložnjava celokupan zamorni proračun, stoga se, u zavisnosti od situacije, procenjuje i potreba za istim.

3.4. Tehnike izrade, završne obrade i spajanja

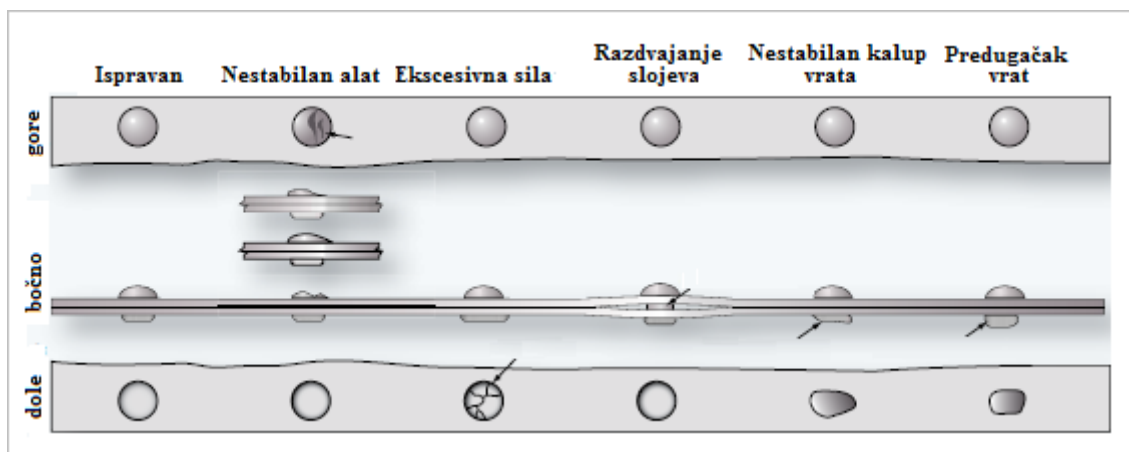
U okviru savremene vazduhoplovne industrije, danas raspoložemo sa zaista fascinantnim i brojem i varijetatom tehnoloških postupaka izrade, završne obrade i spajanja. Takođe, obzirom na već pominjanu daleko višu složenost kompozitnih materijala u odnosu na metalne, razumljivo je zašto je ova raznolikost naročito uočljiva u okviru kompozitne tehnologije. Sve ovo, naravno, ovu grupu materijala može učiniti daleko podložnijom svim vrstama grešaka, nego što bi to bio slučaj kada bi one bile izrađene od metala. Ipak, bilo koji tip materijala da je u pitanju, ako pomenuti postupci nisu sprovedeni poštujući propisane parametre istih, oni mogu u velikoj meri degradirati kvalitet čitave strukture, što se unutar teme ove disertacije prvenstveno odnosi na pitanja primene onih tehnoloških procesa koji dovode do degradacije zamornih karakteristika metalnih struktura, čiji najtipičniji oblik predstavlja razvijanje zaostalih napona unutar iste. Ipak, mora se reći da je njihova pojava nekada neizbežna posledica samog procesa, stoga se zaostali naponi nastali mašinskom obradom ili tretiranjem na visokim temperaturama otpuštaju tretiranjem na niskim temperaturama, dok je u nekim slučajevima njihova pojava rezultat nepoštovanja parametara procesa, što se npr. može desiti pri obradi čeličnim kuglicama kada prekoračenje parametara obrade umesto povećanja, može izazvati smanjenje otpornosti na zamor.

Kada su u pitanju kompoziti, kako je već rečeno, povišena složenost i ovih procesa i same morfologije kompozita automatski stvara mogućnost za veći broj potencijalnih grešaka tokom izrade istih. U tom smislu, moguća je pojava sledećih tipova neregularnosti: količina/raspoređenost/homogenost nanešene matrice; neadekvatno sproveden proces aktivacije (*cure*); naboranost slojeva; inkluzije/kontaminacije; loše postavljena/oštećena vlakna; oštećenje alatom tokom izrade (udar, ogrebotine, loše izbušeni otvori, ...). Što se tiče grupe laminatnih kompozita, koji danas predstavljaju jedini tip kompozita koji se primenjuje u izradi ljske trupa, ključnim problemima smatramo sledeće grupe neregularnosti: *pokidana vlakna, imperfekcije matrice, delaminaciju i debondovanje*. Moguća oštećenja vlakana i matrice ne moraju predstavljati kritičan problem sve dok su lokalizovana, a obzirom da su kod ovog tipa materijala vlakna nosioci opterećenja, neregularnosti matrice ne utiču preterano na kvalitet strukture sve dok nisu u pitanju karakteristike kompozita koje prvenstveno zavise od svojstava matrice odn. veze vlakno-matrica, kao što su čvrstoća na pritisak i međuslojno smicanje. Ipak, ovde treba navesti da ovako neopažena početna oštećenja tokom upotrebe mogu da dovedu do intenzivnije degradacije materijala kroz pojavu *delaminacije* koje se smatra ozbiljnim oštećenjem razdvajanja slojeva laminatnog kompozita. Takođe, ako je došlo do neadekvatnog nanošenja adheziva između dva sloja, moguća je pojava *debondovanja* koja se dalje može razviti u delaminaciju.

Pored propusta koji se mogu desiti prilikom preduzimanja neophodnih mera koji omogućavaju da ceo proces bude izveden po prispisima, praksa je pokazala da značajni problemi mogu nastati i kada celokupnu sliku zamagle prednosti koje neke tehnologije mogu pokazati "na prvu loptu", a koje kasnije ne samo da mogu biti potpuno poništene primenom na neadekvatnim segmentima strukture

ili u neadekvatnim uslovima, nego mogu na kraju biti čak i fatalne. Upravo par ovakvih primera iz skorije vazduhoplovne istorije će biti prikazani kroz slučajeve letelica dva velika američka avio prevoznika u narednoj tački u slučaju primene tehnologije hemijskog glodanja.

Kada je u pitanju kvalitet završne obrade, znajući da je pojava i zamornog loma i korozije po pravilu vezana za površinu strukture, jasan je visok značaj i adekvatnog izbora završne obrade i adekvatnog sprovođenja istog. Netretirane ili neadekvatno tretirane površine imaju znatno lošiji i zamorni i antikoroziivni vek. Pogotovo kada je reč o površinama koje su i samom svojom konfiguracijom već u startu opterećene visokim koncentracijama napona, kao što je slučaj sa npr. otvorima za zakivke. Takođe, lako je zaključiti da svako označavanje koje oštećuje površinu mehanički ili hemijski, potencijalno negativno utiče i na zamorno ponašanje. Označavanje serijskih brojeva je takođe jedan od uzroka iniciranja prsline. Ako je isto neophodno, pored izbora metode koja pruža najmanje oštećenje, takođe treba voditi računa i o tome da mesto obeležavanja bude ono koje trpi najmanje opterećenje. Takođe, pod pitanja zamornih kvaliteta spoljnje površine možemo podvesti i navoje kod visokotehnoloških zavrtnjeva koji se koriste u spajanju kompozitnih panela trupa i napomenuti da oni pokazuju znatno bolje zamorne karakteristike kada su isti izvedeni utiskivanjem umesto narezivanjem.



Sl.49: Tipovi neregularnosti pri formiranju zakivaka [1]

U okviru tehnologija spajanja elemenata ljske, najopštije rečeno, ovakve veze delimo na *zakovane* i *adhezivno spojene (bondovane)*. Metalne zakovane veze su u okviru ove disertacije dosta puta pominjane kao centralni izvor i korozivnog i zamornog dejstva. Takođe, u okviru primera koji su razrađeni u narednim poglavljima će biti jasno uočljiva sva problematičnost koju oni sa sobom nose, ne samo po pitanju teorijskog kvaliteta ovakvih veza, nego i u vezi toga koliko neadekvatan način tretiranja čitavog procesa spajanja može imati pogubno dejstvo po čitavu letelicu. Na veličine lokalnih napona primarni uticaj imaju: Karakteristike elemenata koji se povezuju, način popunjavanja otvora i način spajanja. Otvori za zakivke moraju biti pravilnog oblika, željene veličine, centrirani i bez zacepa (zareza). Ako su otvori manji, to može izazvati dodatna naprezanja u zakivku ili oštetiti njegovu prevlaku. U slučaju da su otvori veći, zakivak neće moći u potpunosti da popuni otvor. Što se tiče veza koje su spojene zavrtnjima, upotrebom tesnog naleganja možemo generisati dodatne zaostale napone u okolnom materijalu, ali ćemo time i smanjiti raspon napona kojem je spoj izložen. Kao rezultat toga najčešće dobijamo poboljšanu otpornost na zamor, mada prisustvo permanentnog zaostalog napona može dovesti do loma usled naponske korozije. U svakom slučaju, potrebno je pronaći pravu meru kako bi se postigao što kvalitetniji efekat redukovanja raspona napona u zavrtnju na račun povećanja srednjeg napona. Naravno, od velikog je značaja i pravilno postavljanje i

formiranje oblika zakivka kako takav spoj ne bi imao smanjenu nosivost. Pored navedenog, veliki značaj imaju i adekvatno naneseni adhezivi, pravilne kombinacije materijala, i izbegavanje postavljanja spojeva u zonama visokih napona.

Što se kompozita tiče, jasno je da sva generalno pomenuta pravila važe i za njih, s tim da se, kako je već rečeno, klasični zakivci ovde ne koriste, nego specijalni visokotehnološki elementi za spajanje (sem kada su u pitanju *CFRP* tankovi za gorivo gde se koriste zakovane veze). Velika prednost kompozita, u odnosu na metale, po ovom pitanju je ta, što je kod njih, usled visokozastupljenog spajanja bondovanjem, kao i značajno većim panelima, broj ovako spojenih veza značajno manji. Ipak, usled primene većih panela, veći je i broj veza koje se mogu ostvariti primenom elemenata za spajanje sa samo jedne strane, što dodatno otežava ovaj proces. Naravno, zbog izuzetne osetljivosti koje kompoziti generalno pokazuju pri izradi i uopšte rukovanju sa njima, tj. bušenju potrebnih otvora za ostvarenje pomenutih veza, postoji znatno veća opasnost nego u slučaju metala po pitanju oštećenja visokom temperaturom, kidanja vlakana, pojavi raslojavanja, stvaranju prekomerne prašine,...stoga ovaj proces zahteva specijalne alate koji se ne primenjuju u obradi metala.

Kao alternativa spojevima koji zahtevaju prisustvo bušenih otvora može se primeniti proces bondovanja, s tim da je potrebno imati jasnu predstavu o većem broju tipova bondovanih veza koje su posledica visokog varijeteta tehnoloških procesa izrade i spajanja kompozita. Dakle, kada su u pitanju kompoziti, imamo sledeće tipove bondovanja: *co-curing*, *co-bonding* i *sekundarno bondovanje*. U slučaju prva dva imamo simultani proces *curing/bonding*, i to tako da je jedan materijal uvek *uncure-ovan*, dok je drugi u procesu *cure-ovanja*, odn. potpuno *cure-ovan*, respektivno. Treća opcija kompozitnog bondovanja podrazumeva samo proces bondovanja, tj. jedina hemijska reakcija koja se tokom procesa ovde dešava je ona koja se odnosi na *cure-ovanje* samog adheziva. U slučaju metala, imamo istu situaciju kao kod sekundarnog bondovanja kompozita, a takođe postoji i mogućnost i da se hibrid bonduje sa metalom. Što se bondovane veze metal/metal tiče, ona se danas primenjuje u kombinaciji sa zakivcima, tj. kod klasične diferencijalne strukture, što, obzirom da se u tom slučaju gubi kontakt dva metala, isti eliminiše pojavu habanja, i time značajno povećava trajnost ovakvih spojeva u odnosu na one čisto zakovane [52].

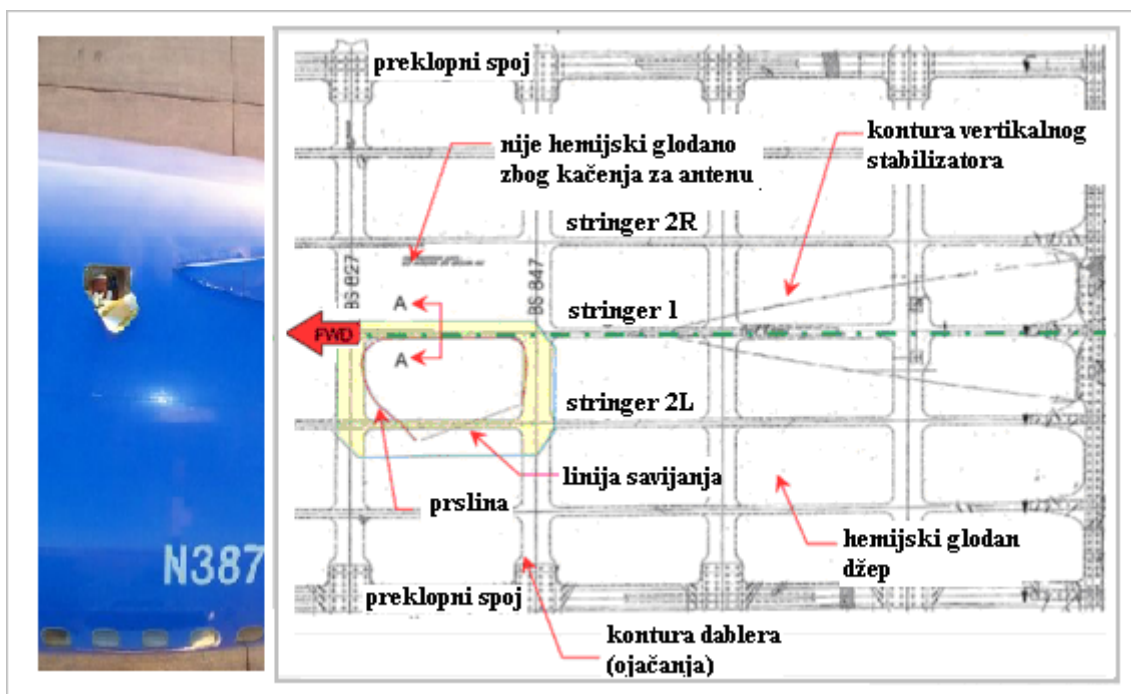
Kod kompozitnih trupova savremenih putničkih letelica veza stringera i oplate se ostvaruje *co-cure* opcijom bondovanja obzirom da se ona smatra vezom koja daje mnogo bolje karakteristike nego *co-bond* veza (koja je zastupljenija kod izrade krila i repnih segmenata), međutim, problem *co-cure*-a je izuzetna složenost koja još uvek nije dostigla razmere masovne serijske primene, što jasno ukazuje i na osetljivost celog ovog procesa, koji je na neki način još uvek u povoju. Stoga se nekako i dalje kao centralna kritična tačka kompozitnih trupova navodi upravo pojava debondovanja stringera i oplate. Međutim, ovde je interesantno pomenuti da su neka obimna istraživanja koja su sprovedena u cilju poređenja testnih i numerički dobijenih rezultata upravo po pitanju pojave disbondovanja stringera pokazala da oni u praksi pokazuju jasno bolje rezultate nego što to numeričke metode tvrde [205].

3.4.1. Slučajevi *American/United/Southwest Airlines-a*

U okviru ove tačke imamo navedenih nekoliko specifičnih slučajeva gde se teorijski dobro tehnološko rešenje izrade, usled neadekvatne i nepromišljene primene, u praksi pokazalo kao vrlo loš izbor. Primena tehnologije hemijskog glodanja, koja vrši uklanjanje delova metala sa velikih površina hemijskim nagrivanjem, je generalno delovala kao dobra ideja, obzirom da je vazduhoplovna industrija pod posebnim pritiskom po pitanju smanjenja težine letelice jer svaki uklonjeni kilogram omogućava proporcionalno povećanje težine korisnog tereta odn. smanjenje potrošnje goriva. Upravo usled primene ovog tehnološkog procesa, došlo je do pojave zamornih prslina u slučaju tri letelice u vrlo kratkom vremenskom roku u skorijoj istoriji (2009.-2010.). Ovde je potrebno napomenuti i to da

je kod sva tri slučaja došlo do brzog i spretnog prizemljenja (što nije morao biti slučaj, pogotovo da su se navedene letelice nalazile iznad npr. velikih vodenih površina). Takođe, za razliku od *Aloha slučaja*, ovde je, na sreću, došlo do aktiviranja mehanizma *flappinga*.

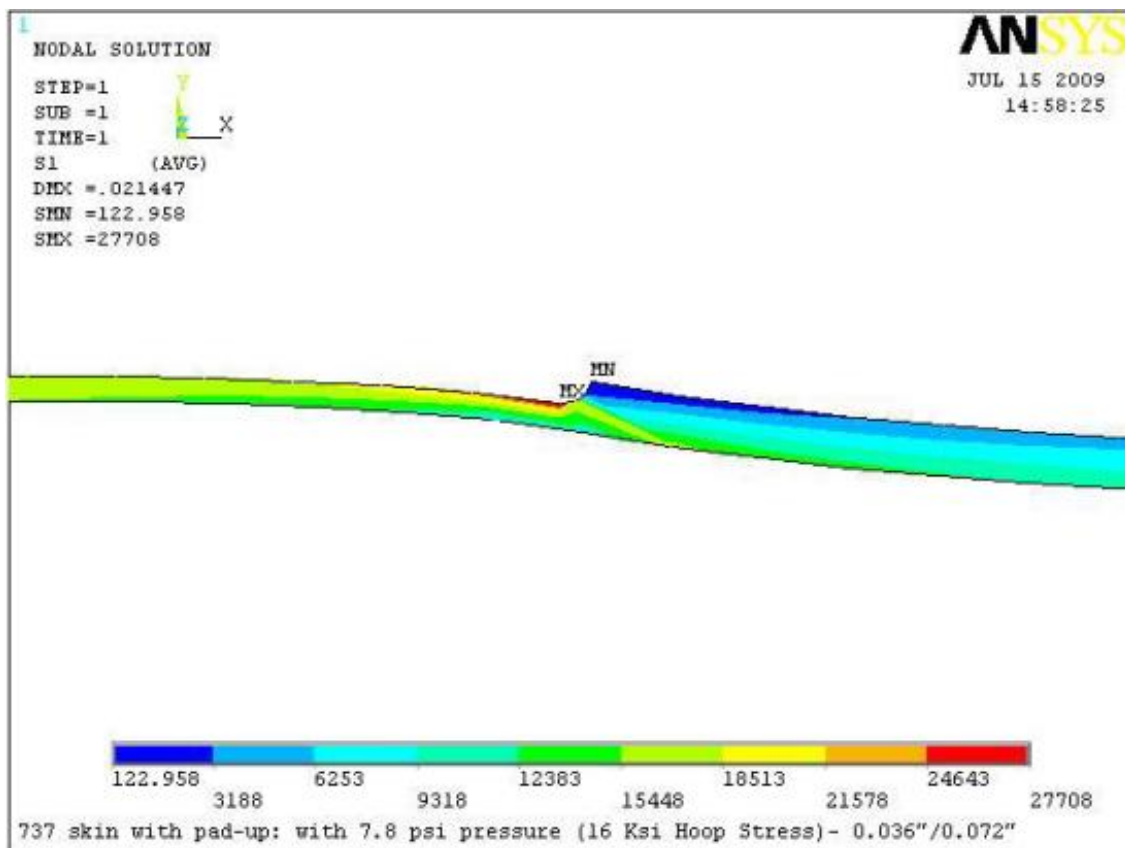
Prvi u nizu navedenih letova je bio slučaj *American Airlines B757-200*, kod kog je došlo do rapidne dekompresije usled pojave prsline na gornjem segmentu trupa, zatim je usledio let *United Airlines B757-200*, gde je takođe došlo do pojave prsline na gornjem (*crown*) segmentu trupa, i na kraju slučaj *Southwest Airlines Flight 2294 (Boeing 737-300, 2009)* (izveštaj istrage NTSB-ja [61.] *Sl.50.* [134] kod kog je problem bio identičnog tipa, a koji će u nastavku biti detaljno analiziran. Dakle, u slučaju poslednjeg navedenog je takođe došlo do spretnog prizemljenja letelice, nakon što je za vreme leta došlo do rapidne dekompresije usled postojanja zamorne prsline na trupu (na visini od 11.000m). Navedeni uzrok pojave iste je kasnije potvrdila Boeing-ova FEM analiza [61] (*Sl.51*), koja je utvrdila da na mestima prelaza sa hemijski glodanih na susedne površine (koje nisu tretirane na ovaj način) dolazi do pojave povišenog napona. I upravo ovo i jeste lokacija duž koje se širila zamorna prslina.



Sl.50. Southwest Airlines Flight 2294: Jedan od tri slučaja otkaza strukture trupa oslabljene primenom tehnologije hemijskog glodanja [134]

Inače, ove površine se tretiraju tako što se vrši uklanjanje viška materijala sa unutrašnjeg panela koji je, u stvari, *waffle* tip ojačanja, a obzirom da do koncentracije napona dolazi sa unutrašnje strane, otežano je uočavanje oštećenja duž istih odn. ono može biti uočljivo tehničarima samo u slučaju potpunog rasklapanja letelice, tj. tokom tzv. *D*-pregleda. Na osnovu ove analize Boeing je izdao tzv. *SB* (*Service Bulletin*) koji, po svojoj funkciji, upućuje instrukcije svim avioprevoznicima koji u floti imaju navedene modele da izvrše određenu akciju, nakon čega je i *FAA* kasnije donela obavezujuću direktivu *AD* (*Airworthiness Directive*) koja važi za sve letove unutar teritorije *SAD* kao i kod svih potpisnika sporazuma. U slučaju evropskih zemalja, *AD* propisuje evropska agencija *EASA*, koja takođe može da prihvati direktive postavljene od strane drugih zemalja (u ovom slučaju *FAA*). Pomenuti zahtevi su se odnosili na dodatne inspekcije ovako tretiranih površina na potezu stringera *S-1* i *S-2*, između vertikala (tj. *Body Station*-a) *BS 827* i *BS 847*, na kojima se kod ove letelice i desio

problem. Naravno, u slučaju eventualnog detektovanja ovakve vrste oštećenja, isključivo je u *Boeing*-ovoj nadležnosti da predloži optimalnu reparaciju.



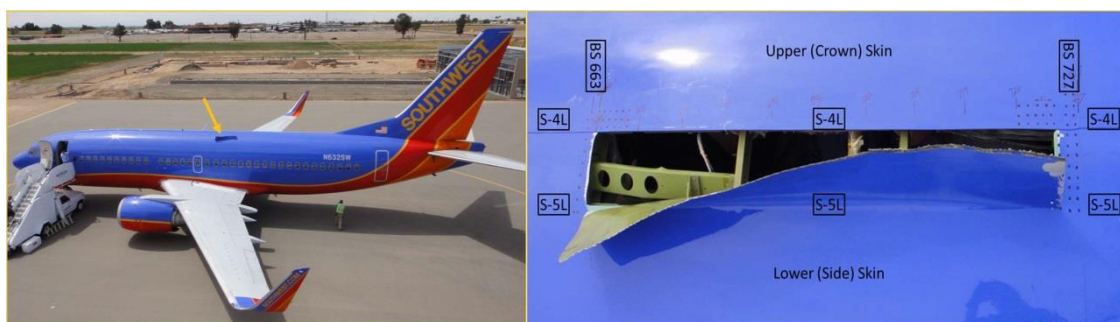
Sl.51. Southwest Airlines Flight 2294: Rezultati Boeing-ove FEM analize [169]

Takođe, još jedan sličan otkaz, u okviru iste kompanije - *Southwest Airlines Flight 812 (Boeing 737-300, 2011.)* (izveštaj istrage NTSB-ja [58]), koji se desio u otprilike isto vreme (Sl.52.), nam jasno pokazuje koliko može biti značajan dodatni negativan uticaj lošeg kvaliteta izrade, koji je u ovom slučaju bio udružen sa istom problematičnom tehnologijom, kao i sa velikim brojem GAG ciklusa, što je takođe dovelo do pojave rapidne dekompresije, ali na sreću, i ovaj put bez fatalnog ishoda. Ovde na prvi pogled imamo situaciju koja u velikoj meri podseća na *Slučaj Aloha*, obzirom da je takođe u pitanju pojava WFD-a, pošto je letelica funkcionisala u uslovima visokocikličnog opterećenja uz pojavu zamornog loma na najudaljenijem (najopterećenijem) redu zakivaka preklopnog spoja i ponovo kod letelice B737. Iz tog razloga je i ostalo pitanje da li su propisi koji su doneti nakon *Alohe* obuhvatili sve slučajeve koje su i trebali, čime se prvenstveno misli na tzv. SSIP (koji će kasnije biti pomenut).

Istraga koju je odmah nakon ovog akcidenta pokrenuo NTSB [58] je kao rezultat svojih istraživanja iznela da pojedini zakivci nisu bili dovoljno dobrog kvaliteta (veličina, zaštita) kao ni otvori u kojima su se isti nalazili (dislociranost, nepravilan oblik, dvostruko bušeni). Takođe, oštećenje unutar adheziva je nastalo pre nego što je farba i nanescena. Dakle, isti nije ni bio adekvatno upotrebljen. Pomenuta analiza je takođe utvrdila da je do širenja početne prsline došlo na samom početku eksploatacije letelice. U celoj ovoj priči najviše zabrinjava nivo kvaliteta gornjeg (*crown*) panela, pogotovo na mestu spoja sa preklopnim (levim) panelom, jer se daljom istragom saznaje da isti nije ni bio originalni panel nego je u nekom trenutku proizvodnje zamenjen drugim, koji čak nije

ni imao zvaničan žig, a nije postojao ni bilo kakav dokumentovani trag o ovoj zameni. Ovde ostaje pitanje kako je tako nešto moglo da promakne kontroli kvaliteta unutar *Boeing*-ovog pogona. Rezultat svega toga je da su otvori duž stringera *S-4L* bili dislocirani tj. nisu bili u ravni, i samim tim neki od njih nisu ni bili adekvatno ispunjeni zakivcima, što je kao rezultat imalo znatno skraćenje zamornog veka čitave strukture.

Kako u ovakvim slučajevima pravila nalažu, proizvođač (u ovom slučaju *Boeing*) izdaje *Service Bulletin (SB)*, čija je nadležnost pomenuta u prethodnom slučaju, kao i nadležnost *FAA* sa obavezujućim direktivama *Airworthiness Directive (ADs)*, koje su takođe izdate. Dakle, obzirom da je u tom trenutku ovo bio još jedan u nizu sličnih slučajeva, koji su se desili na *737*-ici, *FAA* je nakon ove istrage, kroz pomenuti dokument, naložila da se kod letelica tipa *Boeing 737 Classic* izvrše dodatni pregledi spojeva na poziciji *S-4L* i *S-4-R*. Iako je bilo pojedinačnih slučajeva otkrivenih prslina, nijedan nije bio u obimu koji je otkriven kod navedene letelice, niti su bile uočene tako kardinalne greške u procesu izrade. Ipak, nakon otkrivanja ovako krupnih propusta, zahtevi u vezi čuvanja (i posedovanja) dokumentacije koji se tiču procesa proizvodnje (posebno za segmente koji su označeni kao kritični) su jasno preformulisani.



Sl.52. Southwest Airlines Flight 812: Slučaj otkaza oplata trupa oslabljene primenom tehnološkog procesa hemijskog glodanja [135]

3.5. Opšti i specifični projektni koncepti trupa

U okviru prethodne tačke su navođeni primeri u kojima se jasno vidi u kolikoj meri neadekvatan izbor tehnološkog postupka može promeniti lokalno naponsko polje. Isto se odnosi i na loš način spajanja elemenata, gde ćemo se odmah nadovezati na već započetu priču o propustima do kojih je došlo u okviru slučaja *Southwest Airlines Flight 812*, a koji su već u prethodnoj tački navedeni. Naime, pored ovih, postoji još niz drugih preporuka koje se odnose na zonu spajanja zakivcima/zavrtnjima. Tako npr., kod određenih vrsta elemenata za spajanje otvori moraju biti projektovani sa izvesnim zaobljenjem ili zakošenjem. Stepen do kog je potrebno izvršiti isto takođe predstavlja važno pitanje, obzirom da npr. prekomerni radijusi/konusi mogu rezultovati razvojem lokalnih napona savijanja u zavrtnjevima. Kod ovih veza je takođe potrebno voditi računa i o sprečavanju oštećenja trenjem primenom međuslojeva. Svakako je jasno i da se zakivanje ovakvih spojeva mora vršiti na dovoljnoj udaljenosti od ivice kako ne bi došlo do dodatnog generisanja koncentracije napona. Takođe, bitnu ulogu na kvalitet ovakvih spojeva imaju i ojačanja (*dableri/finger dableri/splice plate*-ovi), koji su predstavljeni u prvom poglavlju ove disertacije.

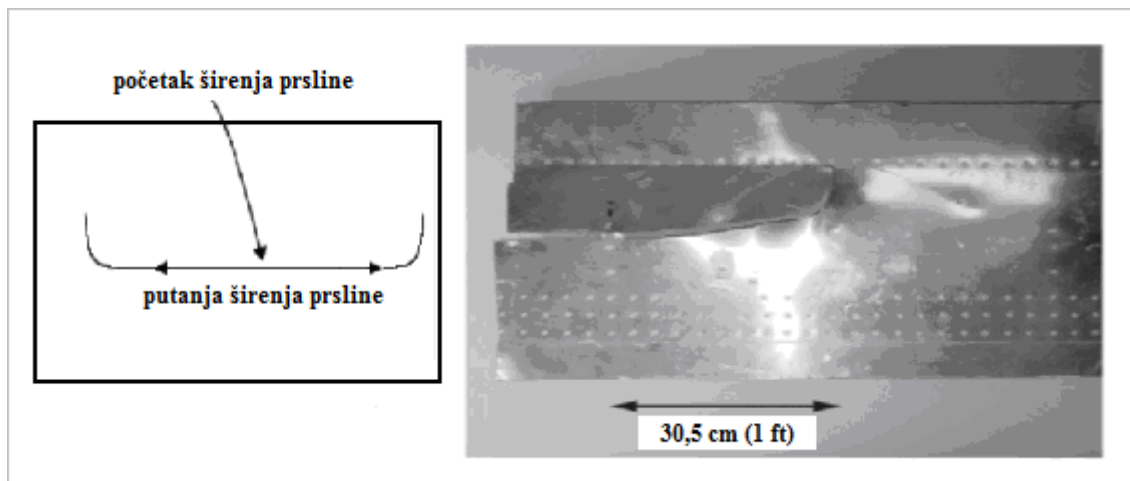
Što se tiče ostalih generalnih projektih preporuka, naravno, u meri u kojoj je to moguće, apsolutno je poželjno izbegavanje oštih uglova i ivica, zatim, izbegavanje naglih promena u preseccima i obezbeđivanje postepenog slivanja u preseccima svih integralnih strukturalnih elemenata. Ako postoje nagle (stepenaste) konusne promene spojeva, potrebno je da iste budu što postepenije. Primere loših rešenja bi predstavljali detalji bez radijusa, sa malim radijusom užljebljenja ili ostrim

radijusom zaobljenja. Takođe, ista preporuka se odnosi na ispuste/izreze u oblastima visokog napona, a kada su izrezi na strukturi neizbežni, oni moraju biti adekvatno ojačani, radi što efektivnije preraspodele opterećenja, što je npr. slučaj sa izrezima za prozore i vrata na trupu. U slučaju kada otvore možemo smestiti u zone niskog napona (npr. drenažne otvore) svakako da je ovo rešenje kom treba primarno težiti. Naravno, ne treba zaboraviti ni da pri projektovanju treba maksimalno težiti simetriji, obzirom da suvišna asimetrija dovodi do dodatnih naprezanja izazvanih savijanjem.

Navedene preporuke se manje-više mogu odnositi na sve vrste materijala koje se u vazduhoplovstvu koriste za izradu struktura, s tim da ovde nije loše navesti i jednu specifičnost koja je karakteristična samo za laminatne kompozite kod kojih je potrebno voditi računa da se raspodela opterećenja vrši tako da ne dolazi do formiranja visokih vrednosti *interlaminarnih napona*, koji predstavljaju uzrok njihovog eventualnog razaranja odn. pojave *delaminacije*.

Ipak, vratimo se ponovo na temu presurizacionih uslova koji, kako je to već pominjano, predstavljaju vrlo bitnu odliku trupa u smislu dodatne opasnosti koju stvara prisustvo vazduha pod pritiskom stvarajući tako opasnost od pojave dekompresije koja, ako nije obezbeđena adekvatnim mehanizmima zaštite, može se u svom najekstremnijem obliku generisati u eksplozivnoj formi. Kada su u pitanju slučajevi iz prakse gde je loša projektna ideja bila direktan uzrok ovakve pojave, sigurno je da najvažniji među njima predstavlja slučaj *de Havilland Comet*, koji je naveden u okviru posebne tačke, obzirom na njegov sveukupni značaj. Ovde će u vezi pomenutog slučaja biti navedeno samo da je (pored niza drugih okolnosti), kao neposredni uzročnik ove nesreće proglašen loš dizajn prozora koji su bili izvori izrazito visoke koncentracije napona. Ipak, ovde treba i posebnu pažnju skrenuti na to da je kvalitet jedne celokupne strukture faktički jednak kvalitetu njenog najsitnijeg detalja, što se može videti i na primeru neadekvatnih rešenja mehanizama koji zatvaraju presurizovane prostore, u uslovima povišenog pritiska. Najupečatljiviji primer ovog tipa sigurno predstavlja nesreća *Turk Hava Flight TK981 (DC-10, 1974)* (izveštaj istrage BEA-e [60]), kod koje je došlo do eksplozivne dekompresije nakon odvajanja vrata karga, što je dalje izazvalo urušavanje strukture poda unutar putničkog segmenta i potpun gubitak kontrole nad letelicom. Istraga je pokazala da je uzrok ove nesreće ležao upravo u lošem dizajnu brave koja je zatvarala pomenuta vrata, što je bio skoro pa identičan uzrok eksplozivne dekompresije i u slučaju *United Airlines Flight 811 (Boeing 747-122, 1989)* (izveštaj istrage NTSB-ja [62]).

U cilju predupređenja scenarija moguće eksplozivne dekompresije, u okviru projektovanja ljuske trupa presurizovanih letelica danas se primenjuje mehanizam *flapinga* koji je baziran na iskorišćenju prirodne mehaničke karakteristike ljuskastih struktura. Naime, kako je to već navedeno, pri uslovima presurizacije, oplata je izložena dejstvu dodatnog napona koji možemo razložiti u dve komponente, aksijalnu i cirkularnu. U uslovima kritične vrednosti unutrašnjeg pritiska, kada prslina kreće da se širi longitudinalno, aksijalna komponenta napona počinje da raste, dok cirkularna komponenta ostaje konstantna. U trenutku kada aksijalna komponenta postane veća, prslina počinje da menja svoju putanju širenja zaokrećući se pod približno pravim uglom. Na ovaj način nastaje *flaping* i isti je potpomognut tako što se ispod okvira unose posebna ojačanja (*tear strap*), kako bi obezbedila dodatno smanjenje cirkularne komponente napona a samim tim i potpomogla skretanje prslina i u što većoj meri odložila pojavu pomenute eksplozivne dekompresije.



Sl.53. Boeing: eksperiment sproveden radi proučavanja flapinga na trupu B737 [56]

U okviru analize iste, potrebno je spomenuti i *Boeing*-ovo dobro poznato *pravilo 40 inch-a*, koje trupu (napravljenom od *Al*-legura) omogućava bezbedno prisustvo prsline do navedene dužine na bilo kom segmentu trupa, uključujući i potpunu zahvaćenost prsline okvira ili stringera, ali uz pretpostavku da će širenje iste biti zaustavljeno na sledećem okviru ili stringeru. Ovim konceptom bi, u slučaju potencijalne eksplozivne dekompresije, ista trebala biti onemogućena, obzirom da *flap* u tom slučaju deluje kao veliki sigurnosni ventil, dovodeći do kontrolisane dekompresije, kroz smanjenje cirkularne komponente napona.

3.6. Vanredna/incidentna/akcidentna mehanička i termička opterećenja

Jedan od najtipičnijih incidenata, koji još uvek može da predstavlja značajan problem, pogotovo po pogonsku grupu i front (kompozitnog) kokpita, jeste udar ptica o letelicu. Teško je pomenuti ovu problematiku a ne povezati je sa sigurno najspektakularnijim prizemljenjem (uz dobro poznat slučaj *Aloha*), tzv. *čudo na Hadsonu*.

US Airways Flight 1549 (A320-214, 2009) (zvaničan izveštaj istrage *NTSB*-ja [68]) je u sudaru sa jatom kanadskih gusaka (koje se zbog svoje veličine smatraju izuzetno opasnim) doživeo otkaz oba motora u izuzetno kratkom roku i usled toga je bio prinuđen da sleti na reku Hadson kao jedinu mogućnost obzirom da se u tom trenutku nalazio iznad gusto naseljene gradske oblasti a aerodinamičke karakteristike i vremenski uslovi (uz otkaz oba motora) po pilotovoj proceni, nisu pružala nikakvu drugu opciju. *NTSB* je ovaj događaj definisao kao "najuspešnije sletanje na vodenu površinu ikad", za šta su letelice inače i pripremljene (*ditching*). Iako ovaj slučaj nije direktno vezan za temu ovog rada, on je ipak ovde kao prvi naveden zbog neverovatne hrabrosti i umešnosti pilota, kao i zbog potrebe za apostrofiranjem značaja pilotske odluke i uopšte želji da se naglasi kako u situacijama kada okolnosti nikako ne idu na ruku, dobrom odlukom čitava situacija može u potpunosti da se preokrene (pogotovo što za vreme ovako neobičnog prizemljenja, po zimskom vremenu, nijedan putnik niti član posade nije stradao). Što se ostalih slučajeva sa istim uzrokom tiče, a odnose se na strukturalne probleme trupa, samo u I. kvartalu 2016. godine, desila su se 3 ovakva slučaja (*Ryanair B737*, *EgyptAir B737*, *Air Namibia A319*). Slika Sl.54(a), prikazuje oštećenje strukture koje je izazvano udarom jata ptica na poslednjoj od ove tri navedene letelice.

Ipak, ovde bi trebalo naglasiti da su ovakvi ekstremni prizori ipak retki, što se ne može reći za ukupan broj slučajeva udara ptica, a poslednji slučaj ovog tipa sa fatalnim ishodom se desio, sada

već, davne 1988. godine na letu *Ethiopian Airlines Flight 604 (B737-200, 1988)* (detalji nesreće [124]), kada je, pored otkaza oba motora i pojave požara unutar njih, celu letelicu zahvatila vatra tokom prinudnog sletanja sa uvučenim stajnim trapom (*belly landing*).

Ono što se takođe neretko dešava, a može se isto smatrati uslovom eksploatacije izvan očekivanih parametara, je i sletanje koje ponekad može biti i nešto "tvrđe", što posledično može dovesti do strukturalnog oštećenja. U tom slučaju, svaku sumnju treba proveriti, pogotovo ako je težina letelice bila izrazito velika, odn. ako je vertikalna brzina imala visoku vrednost. Ako je do oštećenja ipak došlo, najtipičnije koje možemo očekivati se odnosi na ondulaciju oplata i curenje goriva duž šavova na oplati (koje se, doduše, javlja prvenstveno na krilima). Kada je u pitanju trup, moguća su identična oštećenja, s tim da eventualno postojanje dodatnih devastacija treba potražiti i na stringerima. Pojava poznata kao *tailstrike, Sl.54(b)*, pri kojoj, usled suviše naglog podizanja nosa, dolazi do udara repa letelice o pistu (pri poletanju ili sletanju), takođe može izazvati ozbiljno oštećenje strukture letelice. U nekim kasnijim poglavljima ove teze su opisana upravo ovakva dva slučaja gde je naknadno loše sprovođenje programa održavanja izazvalo pad obe ove letelice.



Sl.54. Primeri oštećenja strukture izazvani: Udarom ptica, udarom o pistu (tailstrike) i eksplozijom tanka za kiseonik [123, 122, 202]

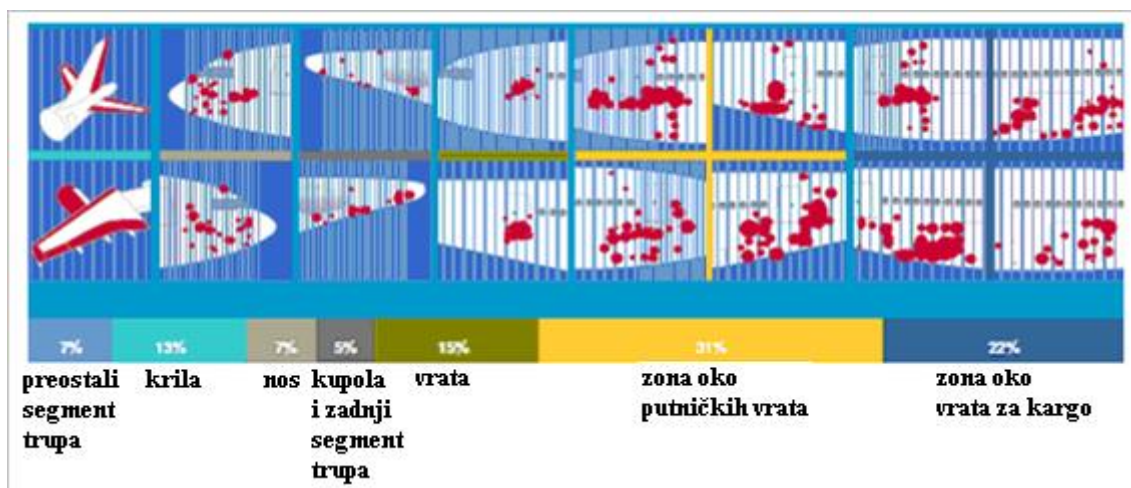
Oštećenja vatrom/visokom temperaturom takođe spadaju u moguća scenarija, i u slučaju istih šteta je često vrlo vidljiva, pogotovo kada su u pitanju kompoziti. Kod metalnih struktura oštećenje nije toliko uočljivo a najtipičnija manifestacija je gubitak njene čvrstoće. Prisustvo vode/ekstremne vlage isto može dovesti do degradacije strukture, s tim da ova pojava može izazvati i naknadnu pojavu degradacije, obzirom da kod metalnih struktura pospešuje pojavu korozivnog oštećenja, dok je visoka osetljivost kompozita na prisustvo vlage već pominjana.

Nažalost, ovom listom nisu iscrpljeni svi tipovi oštećenja, kada je struktura u pitanju. Na *Sl.54(c)* je prikazano oštećenje trupa nastalo na letu *Qantas Flight 30 (B747-438, 2008)* (zvaničan izveštaj istrage ATSB-ja [134]), koje je nastalo eksplozijom tanka za kiseonik, koji je, pre nego što je probio oplatu, urušio deo podnih greda. Ovaj slučaj se može svrstati u grupu *rapidnih dekompresija*, pored kojih još postoje i *eksplozivne dekompresije* (kao najopasniji vid) i *spore dekompresije*. Poslednje navedene su obično potpuno neprimetne i ne izazivaju razaranje strukture, ali dovode do pojave hipoksije onesposobljavajući u potpunosti i posadu i putnike u slučaju dužeg trajanja na većoj visini. U grupu *rapidnih dekompresija*, pored slučajeva koji su ovde već navedeni, spadaju i oni uzrokovani velikim oštećenjima stakla na prozorima, odn. vetrobranu kokpita, a upravo takva situacija se desila na letu *British Airways Flight 5390* (zvaničan izveštaj istrage AAIB-a [201]), kada je, usled propusta tokom održavanja, na visini od oko 5.300m došlo do odvajanja stakla od ostatka strukture letelice na mestu ispred kapetanovog sedišta.

FOD (Foreign Object Debris) je u vazduhoplovstvu dobro poznat termin i podrazumeva svaki objekat koji se našao tamo gde mu nije mesto, a što za posledicu ima oštećenje opreme ili povredu

personela. Postoje tri glavne zone gde se *FOD* može naći: pista, stajanka sa rutom za rulanje i zona hangara. Neke od najčešćih manifestacija ove negativne pojave su: usisavanje neželjenih objekata u pogonsku grupu, oštećenje guma ili oštećenje alatom (otpadnim materijalom). Da ova pojava nije ni malo retka, govori i činjenica da usled ovakvih oštećenja vazduhoplovna industrija ima godišnji gubitak od 4 milijarde dolara [73]. U grupu letelica čiji je uzrok pada ležao upravo u ovoj kategoriji spada i javnosti dobro poznat *Air France Flight 4590 (Concorde, 2000)* (zvaničan izveštaj istrage *BEA-e* [74]) po kog je bila fatalna titanijumska traka koja je otpala sa oplate reversa motora *DC-10* koji je poleteo 5 minuta pre *Concorde-a*. Što se *BEA-e* tiče, ista je prvo izazvala rupturu gume a zatim i oštećenje tankova, čija su isparenja zapaljena dejstvom varnica nastalih kontaktom oštećenih i ogoljenih instalacija, a što je brzo dovelo do požara. Naravno, obzirom na značaj ovog celokupnog slučaja koji je imao direktan uticaj na trajno prizemljenje jedinog nadzvučnog putničkog aviona, pojavile su se i neke alternativne teorije po kojima navedeni splet okolnosti nije mogao da dovede do fatalnog ishoda, već da isti leži u lošoj raspodeli opterećenja goriva unutar tankova udruženo sa greškom u održavanju stajnog trapa (zbog nezamenjenog vitalnog dela na vratilu, tzv. *spejsera*), što je pri poletanju (usled skretanja sa putanje zbog nestabilnosti trapa) dovelo do razvijanja nedovoljne brzine, a dokaz za to je između ostalog vidljiv i po tragu koji su gume ostavile na pisti [75]. *Air France* je naknadno potvrdio da je pomenuti nezamenjeni deo kasnije pronađen u radionici u okviru koje je i održavan *Concorde* [76], ali to nije imalo uticaja na pomenut zvanični zaključak istrage.

U okviru dejstva *FOD-a* poznati su i, (po nekim autorima kao odvojene celine, obzirom na njihov visok procentualni udeo) tzv. *ground damage*, kao i *ramp rash* koji takođe pokriva veliki broj slučajeva oštećenja letelice (*Sl.55.*) a tiču se opsluživanja na zemlji/stajanci. Ovakav tip oštećenja najčešće nastaje udarom raznih vozila, s tim da ona u slučaju trupa znatno prednjače. Doduše, ista su obično plića i zahvataju manju površinu, tako da danas, u cilju održavanja što neometanije operativne upotrebe letelice, proizvođači sami razvijaju portabl aparature za brzo dijagnostifikovanje i (uglavnom privremeno) rešavanje ovakvih oštećenja na licu mesta.



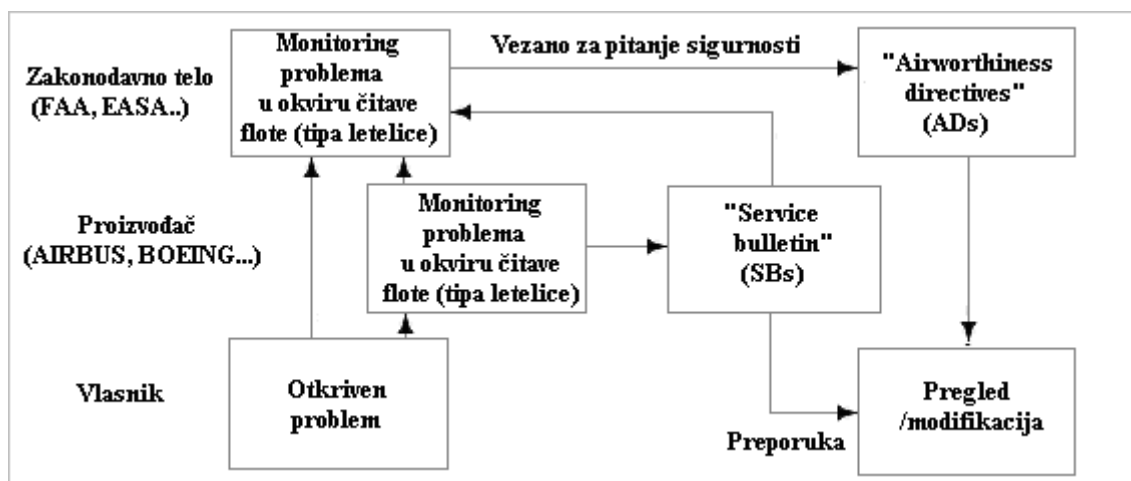
Sl.55. Zastupljenost oštećenja nastalih tokom opsluživanja letelice A320 [80]

Takođe, pored termina *ramp rash*, u upotrebi je i kolokvijalni termin *hangar rash* koji podrazumeva sva oštećenja (uglavnom) manjeg obima koja se dešavaju unutar ili oko hangara, a ista najčešće nastaju usled nepridržavanja procedura o održavanju (a kao najtipičnija se javljaju oštećenja usled udara alata, mada se takođe ugroženim smatraju i najizbočenije ivice letelice tokom njenog ulaska/izlaska iz hangara).

3.7. Održavanje i primenjene tehnike reparacije

Srž dobrog programa održavanja predstavljaju pažljivo izvedeni procesi pregleda, koji se sprovode striktno i u skladu sa procedurama. Pod pregledima se u okviru održavanja podrazumeva čitav spektar akcija, od vizuelnih procena, do onih detaljnih, koje podrazumevaju inspekciju kompletno rasklopljene strukture uz primenu složene aparature. Isti se sprovode u propisanim intervalima, ali se mogu izvoditi i vanredno na osnovu iskazanih sumnji od strane osoblja ili nakon dejstva nekih vanrednih okolnosti. Da bi se adekvatno odredio program održavanja, potrebno je, između ostalog, definisati kritični parametar na osnovu kog treba proceniti interval. Svakako, letelice čiji je broj sati leta redukovan, imaće i nižu učestalost pregleda. Takođe, ovde treba navesti i da poseban slučaj predstavljaju sve one čiji je broj sati leta ispod kritičnog (*low utilization*) i obično sami proizvođači pružaju propisane intervale održavanja za ovu grupu letelica.

Kako bi proces održavanja bio sproveden što adekvatnije, postoji čitava grupa publikacija koje su od ključne važnosti. Proizvođački bilteni (npr. *Service Bulletins*), koji služe za detaljnija pojašnjenja odn. upozorenja u slučaju kada je proizvođač detektovao neke slabe karakteristike određenog segmenta letelice, zatim, priručnici za održavanje (*Maintenance Manual*) koji detaljno opisuju pomenuti proces, s tim da se za slučaj najdetaljnijeg tipa pregleda (*D-check*), koristi *Overhaul Manual*. Pored navedenih, tu još postoje i *Structural Repair Manual* koji, kako mu i ime kaže, detaljno definiše proces reparacije, zatim, razni vidovi kataloga/regulativa....Ovde još treba pomenuti i vrlo važan dokument poznat pod nazivom *Airworthiness Directives (ADs)* koji, kako je to već pomenuto, izdaje zakonodavno telo nakon otkrića određene vrste problema kod određenog tipa letelica, i isti naređuje određenu vrstu akcije (kao obaveznu!), odn. definiše uslove pod kojima letelica može bezbedno da funkcioniše. Takođe, tu su još i ovde često pominjani *Advisory Circulars* koji izdaje zakonodavno telo radi pružanja uputstava za usklađivanje sa važećim regulativama, ali, za razliku od *ADs* –a, on je najčešće u vidu preporuke.



Sl.56. Zakonske procedure u slučaju identifikovanja problema tokom operativne upotrebe [188]

Celokupan proces održavanja letelica se može definisati kao niz preventivnih i korektivnih akcija koje se sprovode u cilju održanja/ponovnog uspostavljanja operativnih karakteristika kako bi njihova eksploatacija u svakom trenutku bila apsolutno bezbedna. Ovaj proces se može sprovoditi primenom jedne od dve filozofije održavanja: *block* i *equalized*. Kod *block* koncepta održavanje je podeljeno na *A*, *B*, *C* i *D* fazu, gde svaka naredna predstavlja složeniji i dugotrajniji nivo pregleda.

Ovakav prilaz obično prihvataju one kompanije koje imaju veliki broj tzv. *long-haul* letova i stoga sebi mogu da priušte duže odsustvo letelice iz rasporeda leta. Takođe, pogodan je (ako ne i obavezan!) za starije letelice, obzirom da upravo kod njih ovakav vid pregleda pruža bolji uvid u celokupno stanje iste. Prednost ovog koncepta može biti i prilična predvidivost u pristupu (koja se tiče planiranog rada, kapaciteta osoblja,...), dok se manjkavošću može smatrati (pored već pomenutog dugotrajnog *downtime*-a), i to što ova filozofija prilično neravnomerno opterećuje i osoblje i resurse, a i vremenski razmak između ovih faza je prilično velik. *Equalised* koncept je primamljiviji *low-cost* kompanijama, obzirom da su njihove letelice uglavnom izložene kraćim letovima tj. intenzivnijim *GAG* ciklusima i samim tim im je centralni interes da letelice generalno imaju što kraće zadržavanje na zemlji. Dakle, ovde, za razliku od prethodne šeme, imamo faze održavanja koje kraće traju, jednakog su obima a i sprovode se sa većom učestalošću. Npr. ovde se *D-check* deli na 1., 2., 3...fazu, i isti se obično sprovode noću, kada letelica nije aktivna. Ovaj koncept je, pored već pomenutog kraćeg odsustvovanja iste iz rasporeda letenja, zgodniji i zbog toga što je raspodela resursa i radne snage ravnomernija. Centralna zamerka na ovaj koncept se uvek odnosi na pitanje da li je moguće proceniti realno stanje letelice uz ovako iscepan koncept održavanja, međutim, to je obično od većeg značaja kada su u pitanju starije letelice. *Low cost*-eri uglavnom imaju reputaciju avioprevoznika kod kojih je flota nova i, po pravilu, sastavljena od jedne familije letelica. Tako npr. *Ryanair*, koji trenutno ima 412 letelica (sve su iz familije *B737*; tj. *B737-800*, i jedna tipa *B737-700*), ima flotu čija je prosečna starost 6,8 godina, dok u slučaju *Wizz Air*-a, čija se flota sastoji od 87 letelica familije *A320* (članovi *A320* i *A321*), imamo prosečnu starost od 4,6 godina [127].

Što se tiče podele na tip poslova, održavanje delimo u dve osnovne kategorije (sa eventualnim trećim tipom): **Linijsko održavanje** (*Line Maintenance*), **bazno održavanje** (*Base/Heavy Maintenance*) i **održavanje komponenti** (*Shop/Component Maintenance*). Ponekad je ovaj treći segment uključen u bazno održavanje. Razlika između prva dva navedena je, grubo rečeno, u nivou složenosti zadataka, mada granica između njih u praksi nije u potpunosti striktna.

Linijsko održavanje je *EASA* (*EASA Part 145, AMC 145.A.10*) definisala u okviru svoje dokumentacije (pri tom ne dajući apsolutno striktnu definiciju), kao "svaku meru koja se preduzima pre leta kako bi se potvrdilo da je letelica u potpunosti ispravna za isti". Dakle, u linijsko održavanje mogu biti uključene mere zamene pojedinih elemenata, manje reparacije (modifikacije), *troubleshooting*, održavanje po rasporedu... Takođe, navedeni *EASA*-in dokument pruža mogućnost i da se pod određenim uslovima deo baznog održavanja prenese u linijski.

Bazno održavanje se sastoji iz tzv. *C* i *D*-pregleda (u slučaju kad je održavanje *block* tipa), i izvodi se na mnogo dubljem i složenijem nivou, i, naravno, izvodi se ređe od linijskog. Isti se sprovodi radi utvrđivanja nivoa deterioracije strukture (npr. korozione i zamorne), kao i u slučaju potrebe za uklanjanjem ozbiljnijih defekata, odn. implementacije novih tehnologija...

Održavanje komponenti, kao što je već rečeno, može biti uključeno u prethodnu fazu, mada je uglavnom izdvojeno. Najtipičniji primer u ovoj grupi održavanja je npr. remont motora i *APU*-a.

Način na koji će stanje određenih segmenata letelica biti praćeno zavisi od izbora jednog od tri postojeća modela njihove procene:

Hard time, kroz koji se održavaju komponente od izuzetnog značaja sprovođenjem tačno definisanih akcija u poznatom intervalu. Takođe, ove vrste komponenti imaju egzaktno definisan radni vek nakon čijeg isteka se povlače iz eksploatacije;

On-Condition, koji se sprovodi u određenim intervalima u cilju utvrđivanja da li je došlo do deterioracije određene komponente, a ako jeste, da li je ona u granicama tolerancije. Na osnovu toga se donosi odluka o njenom daljem ostanku u sistemu. Dakle, ovde komponenta nema jasno definisanu dužinu radnog veka, nego se ista određuje na osnovu zatečenog stanja u momentu pregleda. Primena ove filozofije podrazumeva da će ista biti uklonjena pre nego što dođe do otkaza.

Condition Monitoring se odnosi na komponente kod kojih se, kako i samo ime kaže, prati vrednost određene grupe parametara i na osnovu njihovog odstupanja se predviđa moguća pojava

otkaza. Faktički, to znači da se akcija nad njima preduzima tek nakon što dođe do određenog stepena promene.

Vremenski intervali na osnovu kojih će se sprovesti proces planiranog (preventivnog) održavanja se može određivati na osnovu: broja ciklusa leta (*GAG*), broja sati leta, kalendarskog broja dana ili broja radnih sati. Određivanje tipa vremenskog intervala se vrši na osnovu najkritičnijeg parametra. Tako npr. pojavu korozije procenjujemo kroz određivanje kalendarskog broja dana, dejstvo presurizacije trupa na strukturu preko broja ciklusa leta, zatim, stanje električnih generatora kroz broj sati leta, dok komponente koje nisu aktivne sve vreme (npr. *APU*) procenjujemo kroz njihov individualni broj sati rada.

Pored ovih vremenski isplaniranih rasporeda održavanja, postoje i ona vanredna koja stupaju na snagu bilo u slučaju sumnji na postojanje nekog vida oštećenja, bilo da su ista zaista prisutna usled dejstva nekih nepredviđenih okolnosti. Najčešći tipovi degradacije koji mogu nastati na ovaj način su navedeni u prethodnim poglavljima. Takođe, ovde treba pomenuti i da su u tom slučaju, u zavisnosti od tipa oštećenja, mogući razni scenariji, od toga da se nastalo oštećenje može u nekom vremenskom roku tolerisati (ponekad uz specijalne dozvole za letenje), do toga da se mogu primeniti neka privremena rešenja...ali u svakom slučaju, uz striktno praćenje uputstava izloženih u okviru već pomenutog priručnika *Maintenance Manual*-a, koji definiše na koji način se sprovodi proces održavanja za svaki model letelice, s tim da isti obično isključuje deo vezan za reparaciju, koju definiše *SRM (Structural Repair Manual)*, i koji daje šeme standardnih vrsta strukturalnih popravki. Ipak, dešava se da za vreme redovnih pregleda budu otkrivena oštećenja koja nije moguće pokriti standardnim procedurama popravke koje se nalaze u okviru *SRM* i istu u tom slučaju ne sprovodi vlasnik letelice/*MRO* stanica, nego je za nju zadužen proizvođač koji reparaciju predlaže tek nakon sprovedene detaljne strukturalne analize, i koji je dužan da se sa dobijenim rešenjem obrati zakonodavnom telu (*EASA, FAA*) koji istu mora zvanično da odobri. Ipak, čak i ako ovaj proces izgleda prilično šablonizovano, pristup i postupak popravke često uopšte nije jednostavan i zahteva stručnjake velikog iskustva i teorijskog znanja.

Na osnovu zaključka do kog je došao *AAWG* (ova organizacija će kasnije biti pomenuta), a baziran je na dva nezavisna istraživanja o prisustvu, poziciji i kvalitetu urađenih reparacija, od svih zakrpa koje se nalaze na letelici, njih čak 90% se nalazi na trupu [89]! Stoga je od izuzetnog značaja da se u okviru analize održavanja trupa, i one ovde pomenu.

Oštećenja metalnih površina nastaju usled delovanja nekog vida opterećenja ili negativnog uticaja okruženja, čije dejstvo može biti dugoročno ili trenutno uz visok intenzitet. U zavisnosti od nivoa oštećenja, postoji neka opšta klasifikacija na:

- **Zanemarljiva oštećenja** u koja spadaju sva ona koja svojim prisustvom ne ugrožavaju integritet strukture, i mogu se regulisati bez primene dodatnog materijala (i bez remećenja rasporeda leta), a u nekim slučajevima se mogu ostaviti bez hitne intervencije nad njima, ali u svakom slučaju se mora pratiti i sprečiti njihovo dalje širenje.
- **Oštećenja koja se mogu reparirati primenom zakrpa**, u koja spadaju ona kod kojih je moguće nanošenjem dodatnog dela regenerisati početne noseće odlike strukture. Zakrpe se koriste radi restoracije putanje opterećenja/izgubljene čvrstoće/krutosti, koji su usled pojave oštećenja oslabljeni ili poremećeni, i to kroz prihvatanje opterećenja i njegovim prenošenjem na originalnu strukturu što neometanije. U idealnom slučaju neće doći do značajnije promene originalne raspodele napona.

Već je više puta rečeno da se reparacije vrše striktno na osnovu uputstava datih u okviru *SRT*-a (mada se neki segmenti nalaze i unutar *MM*-a), s tim da ponuđena rešenja mogu unutar istih imati predstavljenu i alternativu. Neke opšte smernice koje važe u slučaju reparacije zakrpa se odnose na sledeća pravila... Neadekvatno izvedena reparacija može dovesti u opasnost vitalnost čitave letelice. Dalje, materijal koji se koristi za izradu zakrpe mora biti ili isti ili po mehaničkim odlikama kompatibilan onom koji je korišćen kod originalne strukture, dok debljina mora biti bar jednaka početnoj, a oblik i presek zakrpe takav da obezbedi što neometaniji prenos opterećenja i izbegavanje povišenih vrednosti koncentracija napona. Takođe, primenom principa postizanja što minimalnijeg

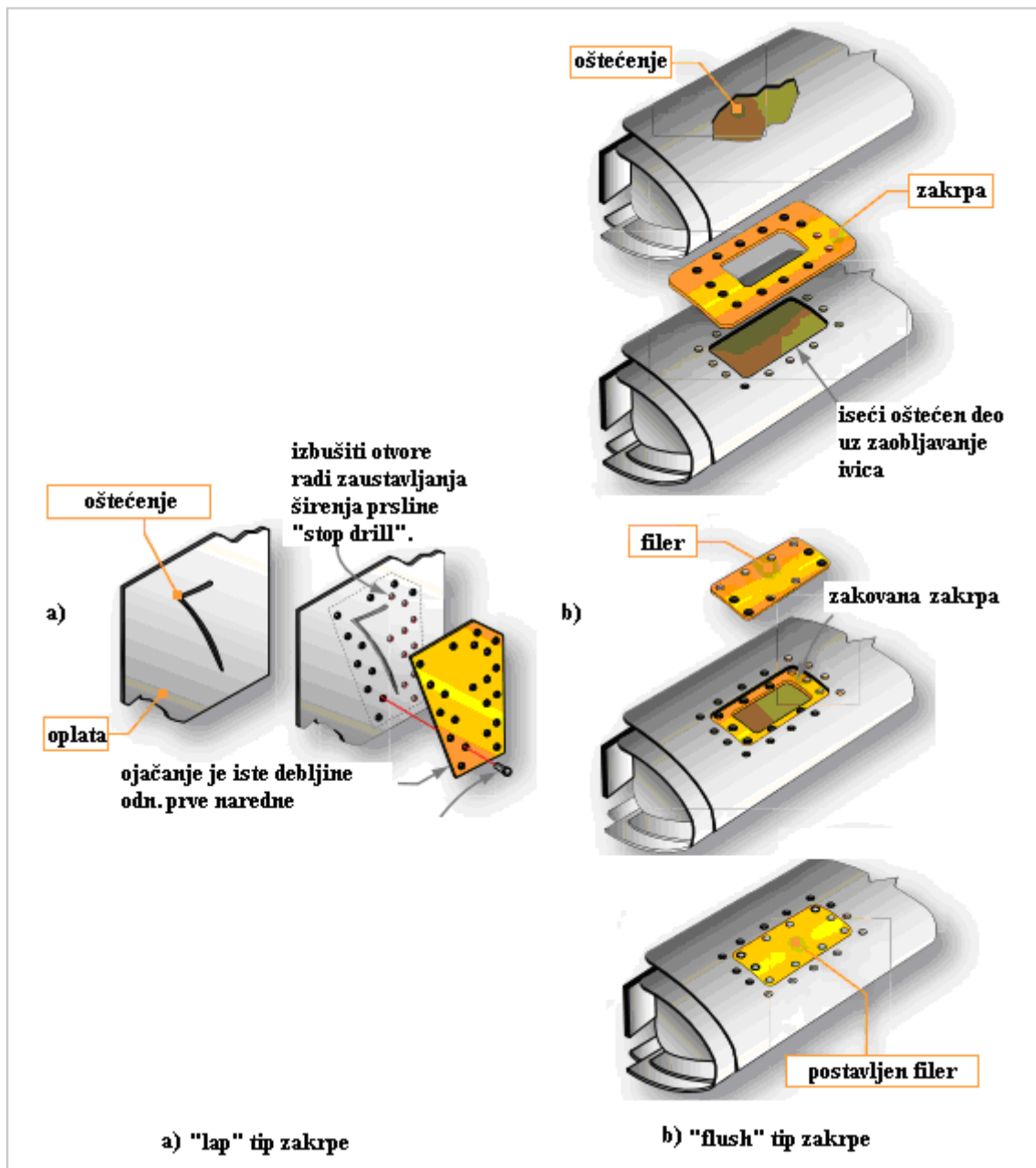
povećanja težine, ne smemo umanjiti neophodan stepen sigurnosti i ugroziti vitalnost letelice (s tim da bi značajnije povećanje težine takođe moglo dovesti i do problema remećenja balansa letelice).

Ovde takođe treba napraviti razliku između trajnih i privremenih zakrpa. Trajne su one koje uspostavljaju početnu čvrstoću i trajnost i samim tim imaju iste intervale održavanja kao i originalna struktura. Za razliku od njih, privremene zakrpe vraćaju strukturi početnu čvrstoću, ali nemaju istu trajnost, stoga i intervali pregleda ovih vrsta zakrpa moraju biti drugačije određeni.

Priručnik koji je izdala *FAA* (a koji je zbog svoje izuzetne preglednosti i ažurnosti u okviru ove teze obimno citiran), i koji se koristi kao pripremni materijal za licenciranje *B1* tehničara [1], izlaže tipična pravila na osnovu kojih se sprovodi postavljanje zakrpa i ista će u nastavku ove teze biti prezentirana. Na *Sl.57.* su prikazana dva osnovna rešenja kada je u pitanju metalna oplata (tzv. *lap* i *flush* zakrpe). *Lap* tip podrazumeva vrstu spoljne zakrpe koja preklapa oštećeni segment i ista se primenjuje na mestu gde nije od primarne važnosti aerodinamičnost površine. Pre nanošenja ove zakrpe, potrebno je (kako je i navedeno na slici), izbušiti otvore na krajevima prsline kako bi se smanjila koncentracija napona i sprečilo njeno dalje širenje (tzv. *stop drill*), a takođe i ivice zakrpe moraju biti zaobljene, kao i pod određenim uglom (u preseku). U slučaju *flush* tipa, ista se sastoji iz dva dela (zakrpe i filera). *Flush* zakrpa ima aerodinamičniji oblik, ali je često neprimenljiva obzirom da zahteva pristup sa obe strane radi njenog postavljanja.

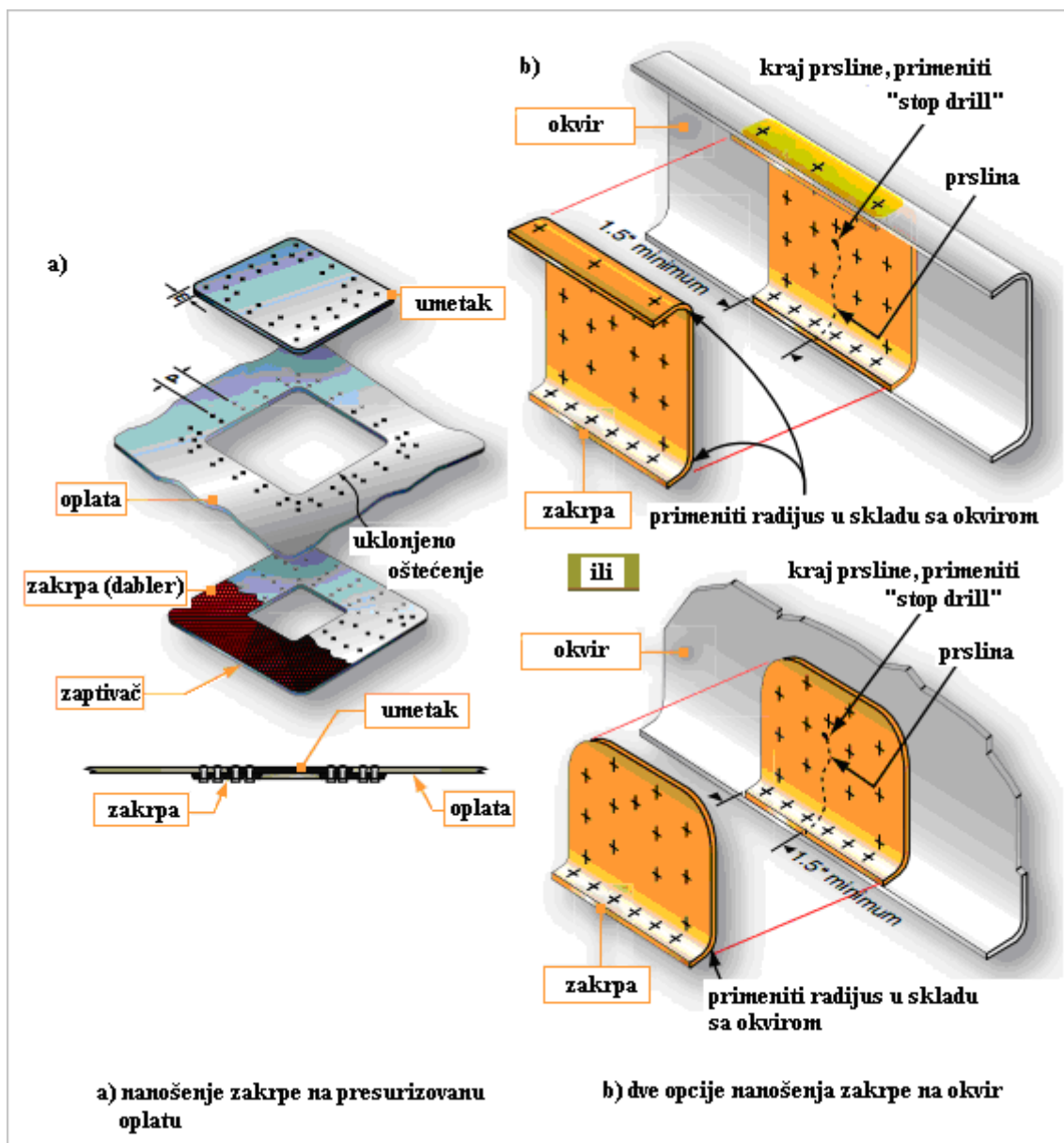
Navedeni priručnik takođe daje i pregled opcija reparacija za različite delove strukture (u zavisnosti od tipa oštećenja), a obzirom da ova teza obrađuje problematiku vezanu za ljusku trupa, iz istog su predstavljeni modeli reparacije presurizovane metalne strukture i okvira (*Sl.58.*), kao i dva najosnovnija slučaja reparacije metalnih stringera (*Sl.59.*).

- **Oštećenja koja se mogu reparirati insertovanjem** u čiju grupu spadaju sva ona gde je oštećenje suviše veliko za primenu zakrpa odn. postoje neki ograničavajući faktori za primenu istih. Reparacija insertovanjem se vrši tako što se čitav segment ukloni i na njegovo mesto se ubacuje identičan deo.
- **Oštećenja koja zahtevaju potpunu zamenu**, u čiju grupu spadaju ona kod kojih nastalo oštećenje prevazilazi kritičan obim, zatim, ona kod kojih je primena drugih metoda iz nekog razloga neprimenljiva, kao i ona kod kojih je ovo ekonomski najisplativije rešenje.



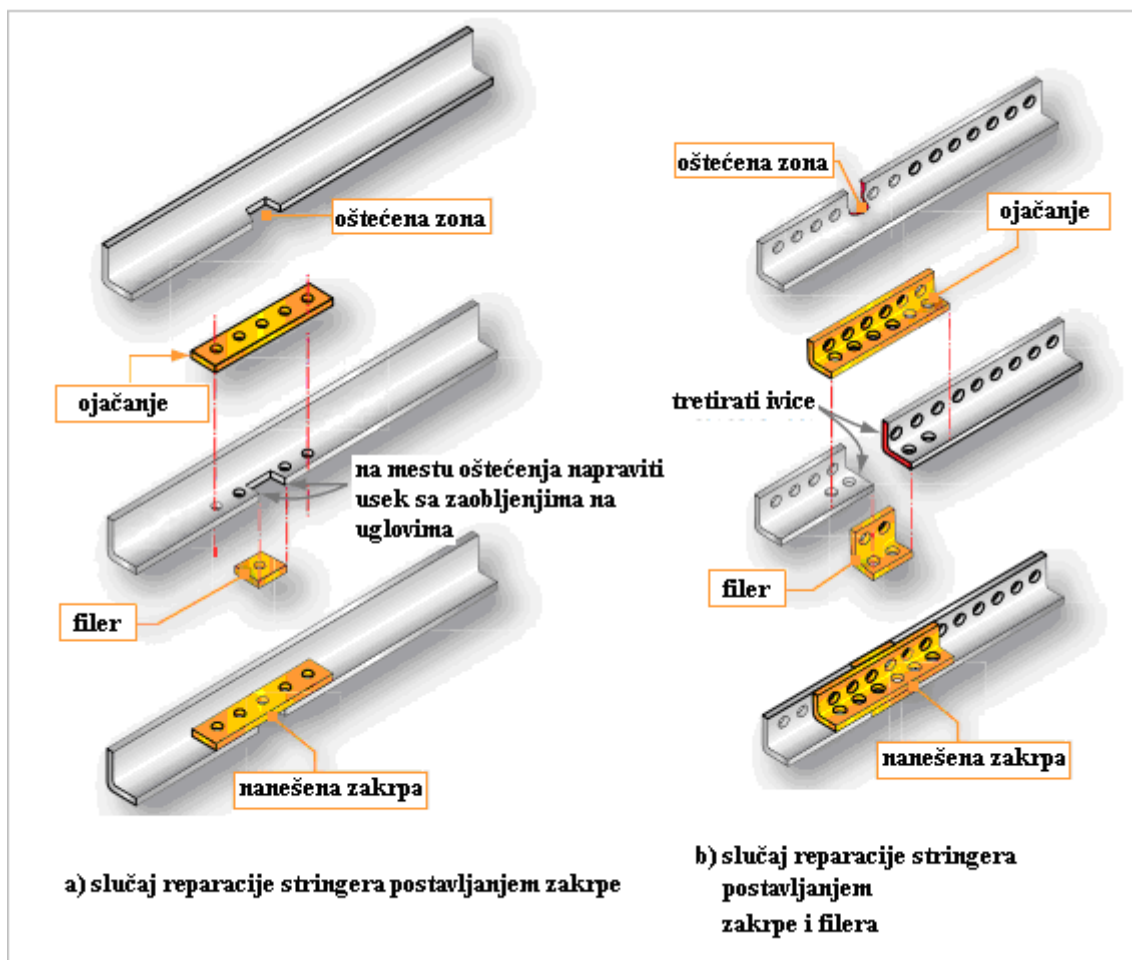
Sl.57. Dva tipa zakrpa koja se koriste za reparaciju noseće oplata [1]

Zakrpe koje su predstavljene u okviru prethodnih pasusa su isključivo metalne. Njima je ovde posvećen značajno veći prostor obzirom da one predstavljaju još uvek dominantnu tehnologiju. Takođe treba pomenuti da su i metalne i kompozitne zakrpe primenljive kod obe vrste struktura, iako su one kompozitne, po pitanju neke opštije primene u velikoj meri još uvek u povoju.



Sl.58. Slučaj reparacije presurizovane oplata i okvira [1]

Što se primene kompozitnih zakrpa (na metalnu strukturu) tiče, ovde još uvek postoje određeni problematični aspekti, obzirom na velike razlike u karakteristikama koje ovi materijali pokazuju. Ipak, u praksi postoji ovakva primena već dugi niz godina. U ovom slučaju, na osnovu izvora [8], zakrpe od *boron/epoksi* kompozita odnose prevagu usled najprihvatljivijih parametara (čvrstoće, žilavosti, koeficijenta toplotnog širenja....) tj. najbolje kompatibilnosti sa aluminijumskim legurama, dok je primena *karbon/epoksi* kombinacije najoptimalnija kada su cena i visoka sposobnost oblikovanja vodeći kriterijumi. Primena *GLARE*-a takođe predstavlja dobar izbor u slučaju popravke tankozidne strukture trupa, zbog njegovih dobrih zamornih karakteristika [3]. Zasad su u primeni ove tri vrste kompozitnih zakrpa na metalnoj strukturi i iste se nanose bondovanjem (adhezivima) obično u već gotovom obliku (tzv. *preured patch*).



Sl.59. Dva slučaja reparacije stringera [1]

Kombinacija metalnih zakrpa na kompozitnoj strukturi je takođe moguća i ona kao rešenje jeste prethodila kombinaciji kompozit-kompozit. Pogotovo kombinacija aluminijumskih zakrpa i *karbon/epoksi* kompozitne strukture. S tim da je, zbog eventualne pojave galvanske korozije, neophodan međusloj koji će onemogućiti ovu aktivnost.

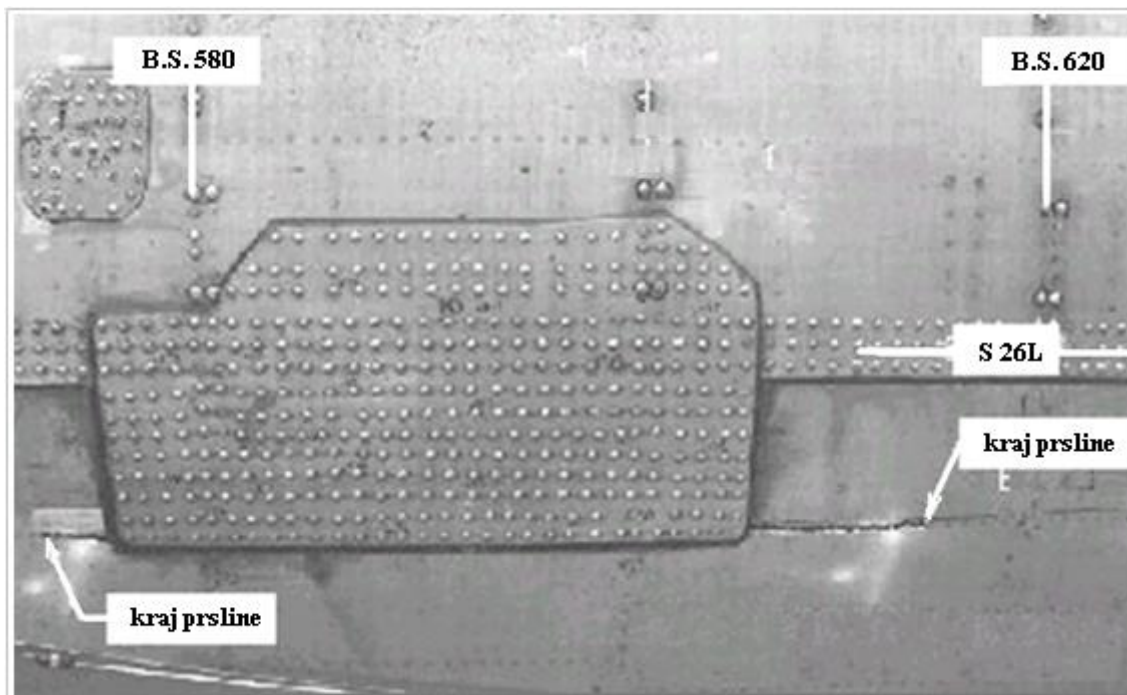
Danas postoji trend da se pri reparaciji kompozitnih trupova primena metalnih zakrpa sve više zaobilazi u korist primene kompozitnih, što i nije teško za razumeti obzirom na daleko veću srodnost koju ovakvi spojevi pokazuju. Međutim, njihovo aplikovanje se u značajnoj meri razlikuje od postavljanja metalnih zakrpa, i to sve više na način koji su sami proizvođači letelica patentirali, u skladu sa sopstvenim filozofijama, i o ovome će kasnije biti dati primeri u okviru oblasti koja se bavi primenom najnovijih tehnologija. Kompozitne zakrpe na kompozitnoj strukturi, kao i u slučaju kombinacije metal-metal, takođe mogu biti postavljene kao *flush* ili *lap* zakrpe. Iako su one eksternog (*lap*) tipa značajno manje izazovne po pitanju realizacije, *flush* zakrpe generalno predstavljaju bolje rešenje sa aspekta aerodinamike, raspodele napona, kao i na osnovu estetskih kriterijuma. Za razliku od metala, kompozitne zakrpe mogu biti postavljane: kao gotove zakrpe (već pomenuti *pre-cured patch*); kao *wet layups* tj. nanošene u slojevima (pri čemu se natapanje smolom vrši neposredno pri nanošenju) i kao *preg* (koji predstavlja platno koje je već natopljeno smolom kod kojeg je u nekom trenutku proces formiranja zaustavljen, što je već pominjano). Dakle, za razliku od postavljanja metalnih zakrpa koje predstavlja već dobro uhodanu tehnologiju (koja je pri tom i mnogo

jednostavnija), aplikacija kompozitnih zahteva daleko više koraka i specijalnih uslova, kao i dodatno vreme neophodno da se smola aktivira i dostigne svoju finalnu fazu.

Ako se izuzme postavljanje metalnih i već gotovih kompozitnih (*preured*) zakrpa (koje se mogu spajati *bondovanjem* ili *visokotehnološkim zakivcima*), proces povezivanja se znatno komplikuje između ostalog i zbog toga što tehničar ne samo da postavlja iste, nego ih u tom procesu i stvara, što može da poveća negativan uticaj ljudskog faktora. Za razliku od ovog procesa, povezivanje zakrpa zakivcima se danas smatra dobro uhodanom i dominantnom tehnologijom. Ipak, potreba za bušenjem otvora na strukturi predstavlja glavno ograničenje ove vrste rešenja, obzirom da su iste poznate kao tačke značajne koncentracije napona, koje potencijalno mogu biti izvor opasnosti po integritet čitave strukture. Takođe, u slučaju ovakve zakrpe, opterećenje se prenosi samo preko elemenata za pričvršćenje. Ipak, povezivanje ovakvih zakrpa je brže i ne zahteva specijalne uslove kao što je to slučaj sa bondovanim zakrpama. Uz to, povezivanje zakivcima kompozitnih zakrpa za kompozitne strukture je značajno jednostavniji i uhodaniji proces nego bondovanje, a takođe i vrlo sličan procesu klasičnog zakivanja metalnih zakrpa na metalnu strukturu.

Spajanjem zakrpa bondovanjem, teorijski gledano, moguće je ostvariti mnoge prednosti usled: efikasnijeg i uniformnijeg prenosa opterećenja, izbegnutih dodatnih koncentracija napona, tanjih zakrpa, kompleksnije geometrije (uz manje zahtevnu pripremu površina)...što sve zajedno ipak može da utiče na manji broj slučajeva neočekivanih oštećenja, kao i na smanjenje frekvencije pregleda reparirane strukture. Danas se popravke pomoću adheziva primenjuju gotovo rutinski kod sekundarne i tercijalne strukture, a primenjuju se, mada još uvek u znatno manjoj meri, i kod primarne strukture. Iako je činjenica da dobro projektovani i izvedeni adhezivni spojevi imaju odlične teorijske karakteristike, danas još uvek postoji značajno oklevanje kada je u pitanju primena odn. sertifikacija adhezionog spoja kod primarnih struktura, obzirom da kvalitet popravke direktno zavisi od karakteristika adheziva (koje mogu značajno da variraju), kao i načina primene istih, a primena ove metode takođe zahteva i daleko obučnije i posvećenije osoblje. Zatim, problem predstavlja i to što postoji određen manjak adekvatnih kontrolnih testova i *NDI* metoda koji bi dokazali kvalitet svakog ovako izvedenog spoja ponaosob na duge staze. Takođe, nivo opterećenja koji se može preneti preko adhezivnog spoja je ograničen, tako da npr. u slučaju struktura velike debljine i značajnih oštećenja ipak se kao bolje rešenje nameće primena mehaničkih spojeva [3].

Generalno gledano, čitav ovaj proces ponovne restoracije putanja opterećenja oštećenih struktura nikako nije jednostavan i uvek sa sobom nosi izvestan rizik, čak i kad je ceo postupak sproveden po propisima, što jasno pokazuje naredni slučaj (*Sl.60.*) gde je prikazana struktura kod koje je zakrpa postavljena po pravilima *SRM*-a dok je letelica još bila u upotrebi. Nakon povlačenja iz iste, izvršen je pregled strukture trupa kada je otkrivena prslina dužine 112cm, koja je spolja bila skrivena ispod dablara a iznutra ispod stringera. Iako je ovaj proces popravke bio izvršen po svim pravilima, očigledno je da su u ovom slučaju napravljeni izvesni propusti. Ovde je greška takođe mogla nastati i zbog ograničenih mogućnosti *NDI* metoda, tako da je danas na snazi pravilo da ako postoji i najmanja sumnja u mogućnost narušavanja strukturalnog integriteta, potrebno je sprovesti zamenu tog dela, iako bi on možda mogao imati još dug radni vek [187]. Iako su ovakve greške, statistički gledano, zaista retke, mesta za oprez i te kako ima, obzirom da su, na osnovu istraživanja koje je objavljeno u *ScienceDirect*-u [13], greške unutar procesa održavanja, sa učešćem od 18%, navedene kao drugi glavni uzrok nastanka akcidenata (ovi podaci važe za *SAD*).



Sl.60. Slučaj loše postavljene zakrpe [186]

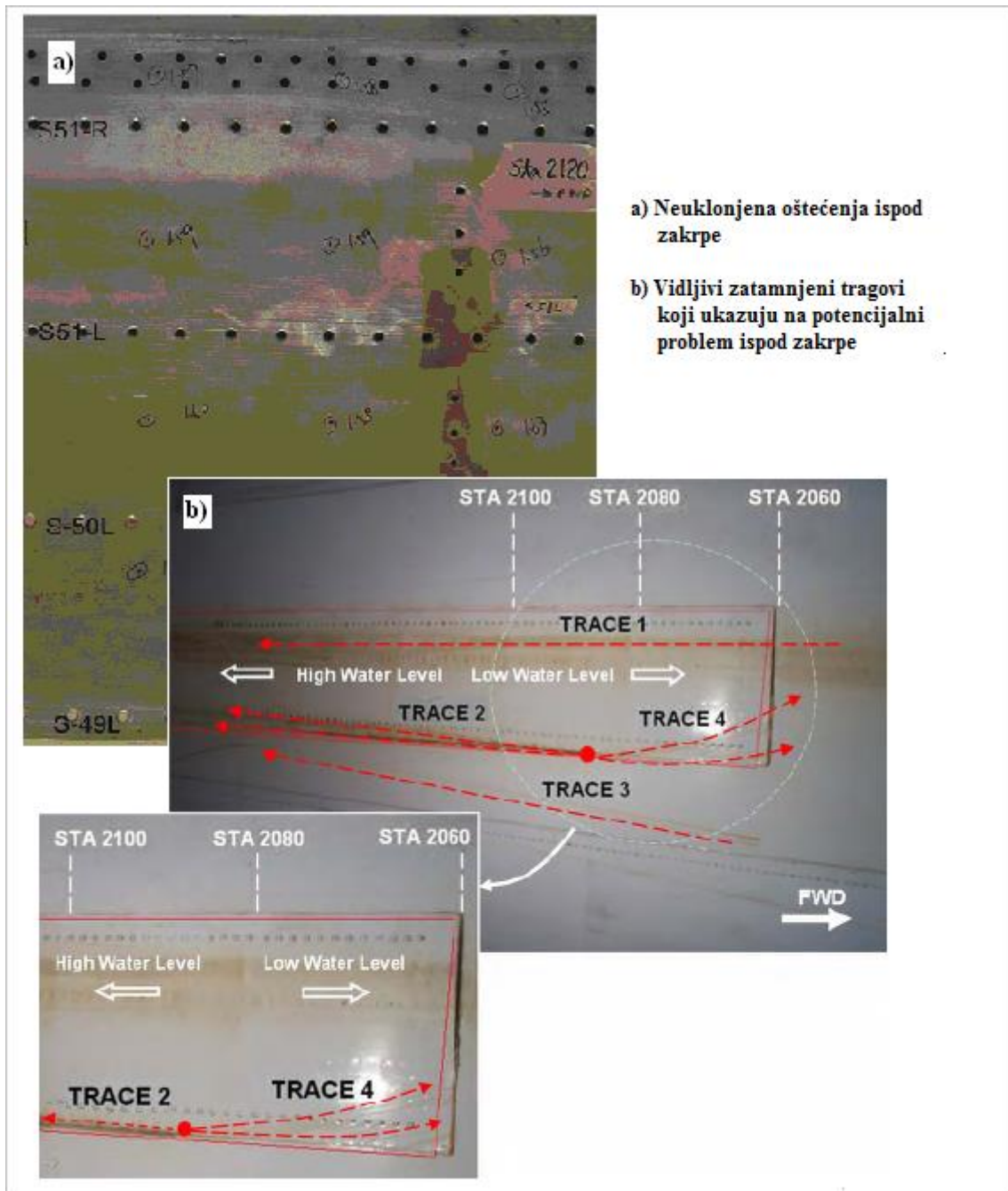
Gore naveden slučaj održavanja i reparacije, kako je već rečeno, jeste bio izveden po pravilima priručnika, međutim, u praksi su se dešavale i situacije kada su striktno definisane procedure održavanja bivale jasno prekršene. Najfatalniji i najpoznatiji primer neadekvatnog procesa održavanja, koji je doveo do razvoja zamorne prsline na zadnjoj presurizacionoj kupoli (*bulkhead*), je svakako slučaj *Japan Airlines Flight 123 (Boeing 747-SR100, 1985)* (izveštaj istrage AAIC-a [63]). Uzrok eksplozivne dekompresije trupa ove letelice je ležao u pogrešno izvedenoj reparaciji presurizacione kupole koja je dovela do neopaženog razvijanja zamorne prsline sa fatalnim ishodom u kome je stradalo 520 ljudi. Inače, uzrok nastanka inicijalnog oštećenja na ovoj letelici je bio udar repa letelice o pistu (*tailstrike*). Ovo je, važno je navesti, bila najveća pojedinačna vazduhoplovna nesreća ikad (a u ukupnom broju stradalih se nalazi odmah iza već pomenutog slučaja *Tenerife*). U okviru ove disertacije neće biti navođeni detaljni nepropisnog procesa reparacije kupole obzirom da presurizaciona kupola nije direktna tema ovog rada.

3.7.1. Slučaj *China Airlines Flight 611*

Slučaj *China Airlines Flight 611 (Boeing 747, 2002)* (izveštaj istrage ASC-a [64]), takođe predstavlja primer velikog propusta tokom procesa održavanja, a isti je, pored pomenute *Alohe*, sigurno najpoznatiji primer *WFD*-a, čija je pojava i razvoj direktna posledica jasno prekršenih pravila održavanja. Ova nesreća se dogodila tako što je na visini od oko 10.668 m (35.000 ft), došlo do odvajanja dela strukture letelice koja se nakon toga srušila iznad Tajvana sa 225 putnika i članova posade. Letelica je u trenutku nesreće imala 64.810 sati leta i 21.398 *GAG* ciklusa [64]. Istorija njenog održavanja navodi da je 22 godine ranije doživela prvobitno oštećenje, nakon što je pri sletanju zadnji donji deo trupa udario o pistu (*tailstrike*). U ovakvim slučajevima priručnici za održavanje (*SRM*) daju mogućnost da se na mestu oštećenja postavi privremena zakrpa, ali uz ograničenje da ista mora biti zamenjena trajnom opcijom u roku od četiri meseca. Takođe, u okviru *SRM*-a je navedeno da radi

postavljanja privremene zakrpe, nije neophodno ukloniti ogrebotine nastale udarom. Dakle, što se ovog dela održavanja tiče, sve je bilo obavljeno po propisima. Problem nastaje sa pisanom tvrdnjom u okviru *logbook*-a (knjiga svih važnih aktivnosti tokom radnog veka jedne letelice) da je privremena zakrpa zamenjena trajnom, ali bez bilo kakve dodatne dokumentacije o tome, obzirom da ista, u skladu sa pravilnikom iz tog vremena, nije morala da postoji. Nakon detaljne analize oštećenja ispod zakrpe, došlo se do zaključka da je postojao pokušaj da se oštećenje ukloni ali da isti nije bio izveden do kraja, što bi bila obaveza na osnovu *SRM*-a. Takođe, ni zakrpa nije bila zadovoljavajućih dimenzija, (u tom slučaju apsolutno pravilo je da ona mora premašivati veličinu zone oštećenja kako bi redistribucija opterećenja nad oštećenom površinom bila adekvatno obezbeđena a samim tim i bile reparirane početne zamorne karakteristike). Rezultat svega ovoga je da je oštećena zona ostala izložena dejstvu nedozvoljeno visokih nivoa opterećenja gde su neuklonjena oštećenja predstavljala zone koncentracije napona odn. pojave potencijalnih prslina i bilo je samo pitanje dovoljnog broja ciklusa opterećenja koji će dovesti do pojave lokalnih *MSD*-a a nakon toga i do njihovog spajanja, sve do dostizanja kritične dužine tako formirane centralne prsline.

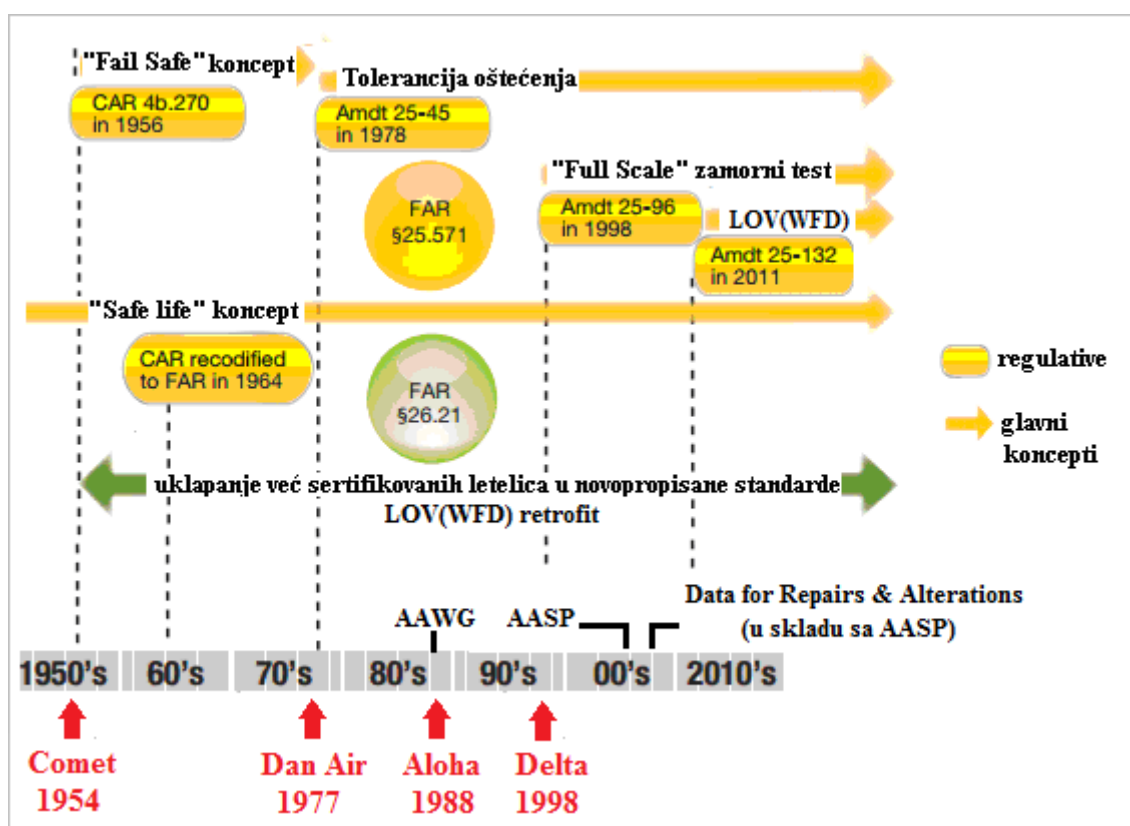
Strukturalna analiza koja je obavljena nakon ove nesreće je pokazala da bi u prosečnim uslovima leta kritična dužina iste iznosila 147,32 cm (58 in) a njena realna dužina je bila za 33cm veća [57]! Iako je ovo oštećenje bilo zaklonjeno zakrpom, neke indicije (u obliku zatamnjenih traka) su postojale, što iskusnom personelu nikako nije smelo promaći. Dakle, ovde je još jednom jasno uočljivo (gotovo) pravilo da vazduhoplovne nesreće predstavljaju niz nesrećnih okolnosti sa obično jednim krucijalnim momentom (što u ovom slučaju predstavlja jasno kršenje pravila u okviru *SRM*-a).



Sl.61. China Airlines Flight 611: Slučaj neadekvatnog tretiranja oštećenja na donjem segmentu trupa [57]

4. RAZVOJ PROJEKTNIH KONCEPATA, PROPISI I SLUČAJEVI KOJI SU OZNAČENI KAO NJIHOVI DIREKTNI POKRETAČI. KONCEPT *F&DT*

Na Sl.62. je dat pregled razvoja glavnih koncepata i regulativa unutar *F&DT*-a, kao i centralnih događaja koji se smatraju njihovim pokretačima, i u skladu sa istim će biti organizovano ovo poglavlje. Takođe je važno napomenuti da, obzirom da je evropska zakonodavna agencija (*EASA*) osnovana tek 2003., a punu funkcionalnost doživela tek 2008., svi ovde navedeni standardi su doneseni od strane američkog *FAA*. Dalje, pre nego što je *EASA* osnovana, telo koje je vršilo njegovu funkciju se zvalo *JAA* (*Joint Aviation Authorities*), i donosilo je regulative koje su bile poznate kao *JARs* (*Joint Aviation Requirements*), a koje je svaka zemlja ponaosob prihvatila, jer *JAA*, za razliku od današnje *EASA*-e, nije bila zakonodavno telo.



Sl.62. Razvoj glavnih koncepata i regulativa unutar *F&DT*-a i njihovi pokretači [izvor skice:90; slika dopunjena]

4.1. Pojam statičke čvrstoće i projektnog koncepta *Safe Life*-a

Istorijski gledano, prvi koncept koji je primenjivan pri projektovanju struktura se svodio na puku procenu statičke čvrstoće, ne uzimajući u obzir zamorne odlike struktura, a sve neodređenosti unutar ovakve procene nosivosti su pokrивane množenjem visokim stepenima sigurnosti. Ipak, obzirom da je sa prvim primenama metalnih mašina, koje su neizbežno bivale izložene zamornim opterećenjima, ovaj fenomen vrlo brzo uočen, isti je kao termin i skovan 1854. godine (*Braithwaite*).

Prve letelice koje se pominju unutar ove disertacije (početak putničke avijacije na mlazni pogon), su bile projektovane unutar tzv. *Safe Life* koncepta, ali su već imale integrisan izvestan stepen zamornih procena, a njihovi projektni zahtevi su bili definisani propisom iz 1949. godine, *CAR 46.316*. Isti je, obzirom da u to vreme fenomen zamora još uvek nije bio dovoljno prepoznat, mahom kao mere borbe protiv zamora navodio smanjenje amplituda opterećenja i izbegavanje koncentracije napona, kao i obavezu povlačenja iz upotrebe struktura pre nego što bi iste dostigle svoj proračunski zamorni vek.

Što se definicije pomenutog *Safe-life* koncepta tiče, iste karakteriše ekstremno nisko prihvatljiv rizik prisustva bilo kakvog oštećenja, a obezbeđenje integriteta se vrši *pravovremenim povlačenjem iz upotrebe (safety by retirement)* čak i ako struktura nema detektabilnih znakova oštećenja. Stoga kod ovih struktura u toku radnog veka ni pod kojim uslovima ne sme doći do dostizanja kritičnog stepena oštećenja. Takođe, u slučaju da ista čini deo neke veće strukture iz koje njena zamena nije ekonomski isplativa, celokupan segment takođe mora biti uklonjen. Iz ovoga je jasno da ovakve strukture moraju, zbog zahtevane dodatne sigurnosti, imati veću težinu.

Ipak, da je problematika integriteta letelica u vreme primene ovakvih projektnih koncepata još uvek bila daleko od istinskog razumevanja, a propisi nedovoljni, jasno se vidi na slučaju *Comet*, koji je analiziran u narednoj tački, a koji je bio projektovan upravo na pomenutim principima.

4.1. Slučaj *de Havilland Comet*

Dobro poznat slučaj, *de Havilland Comet*, predstavlja prvi putnički avion na mlazni pogon, koji je u operativnu upotrebu ušao 1952.g., da bi već u roku od naredne dve godine ova letelica doživela čak tri dezintegracije u vazduhu. Prva je ovde već obrađena u okviru analize uticaja nepovoljnih meteoroloških prilika, dok je kod druge dve: *BOAC Flight 781 (de Havilland DH-106 Comet 1 G-ALYP, 1954)* i *SAA Flight 201 (de Havilland DH-106 Comet 1 G-ALYY, 1954)* (detalji: [65]) kao uzrok eksplozivne dekompresije naveden zamor materijala do kog je došlo prvenstveno usled kombinovanog dejstva neopaženo visokih koncentracija napona (tzv. *neočekivan zamor*) koji su nastali usled lošeg projektovanja detalja i primene neadekvatnih tehnologija spajanja, mada postoji još niz drugih faktora koji su sa njima udruženo delovali.

Vremenski razmak između ove dve nesreće je bio samo 3 meseca. Takođe, u vreme kada su se iste desile, procedure u slučaju vazduhoplovnih nesreća još uvek nisu postojale, kao ni tzv. *crne kutije* koje danas omogućavaju pristup i parametrima leta (*Flight Data Recorder*) i snimcima razgovora unutar kokpita (*Cockpit Voice Recorder*). Obe navedene nesreće su se desile iznad Mediterana, a u to vreme nije bilo nikakvog iskustva sa vađenjem olupina sa morskog dna, pogotovo u slučaju drugog leta, gde je ista završila na većoj dubini. Međutim, obzirom na veliki publicitet koji su izazvala ova dva slučaja, naređenje je stiglo "sa vrha" da se delovi prve olupine izvade na površinu. Obzirom da su oba slučaja imala neverovatne sličnosti (ovde se prvenstveno misli na povrede koje su žrtve imale), vrlo lako se došlo da zaključka da je uzrok verovatno bio identičan (druga olupina nikada nije izvađena).

Pre nego što je ovaj poduhvat izveden, postojeći modeli ovih letelica su iskorišćeni za sprovođenje nikad ranije vršenih testova i stoga je ova istraga u svakom smislu predstavlja veliki proboj, između ostalog i zbog primene postupka koji danas znamo pod imenom *full scale test*, koji je ovde prvi put izveden kako bi se otkrile slabosti u okviru zamornih karakteristika čitave konstrukcije. Test je realizovan tako što su postojeći modeli ove letelice iskorišćeni za testiranje i u nepresurizovanim (*G-ANAV*) i u presurizovanim (*G-ALYU*) uslovima. Da bi test bio sproveden na što bezbedniji način, *G-ALYU* je potopljen u tank sa vodom (*Sl.64.*), kojom je i ispunjen radi imitacije presurizacionog opterećenja. Ovaj model je ostvario ukupno 1.230 ciklusa tokom operativne upotrebe i još 1.830 ciklusa u vodenom tanku do trenutka pojave zamornog loma. U zbiru, ovo je svakako bilo daleko manje od 16.000 ciklusa, koliko su testovi u razvojnoj fazi tvrdili.

Nakon što je obavljen zamorni test, letelica je reparirana i na mestu nastanka prslina su postavljeni merni aparati u cilju procene razloga tako velikog odstupanja između proračunskog i testnog zamornog veka. Međutim, obzirom da je merenje deformacije izvršeno *sa spoljne strane* (što je dalo rezultate u skladu sa proračunskim zamornim vekom), efekat *savijanja izvan ravni nije na ovaj način bio detektovan*, što bi bio slučaj da je on bio postavljen sa unutrašnje strane (Swift 1987). Zamorni test je, naravno, jasno detektovao njegovo prisustvo, ali on unutar projektnog proračuna uopšte nije bio uzet u obzir (Sl.65.).

Nakon što je olupina izvađena i izvršena njena istraga [78] utvrđeno je da je inicijalna prslina nastala na ivicama prozora za ADF antenu (Sl.63.) (u pitanju je preteča savremene radio navigacije) koja se nalazila na gornjem segmentu trupa, čime su samo bili potvrđeni nalazi dobijeni pomenutim testovima. Takođe, daljom analizom se došlo i do zaključka da su ovi prozori bili spojeni samo zakivcima umesto i adhezivima (*bondovanjem*), kako je prvobitni projekat nalagao, a zakivci su ugrađivani tzv. *punch-ovanjem* a ne bušenjem otvora, što je generisalo dodatne koncentracije napona (što je mikroskopskim pregledom i utvrđeno).

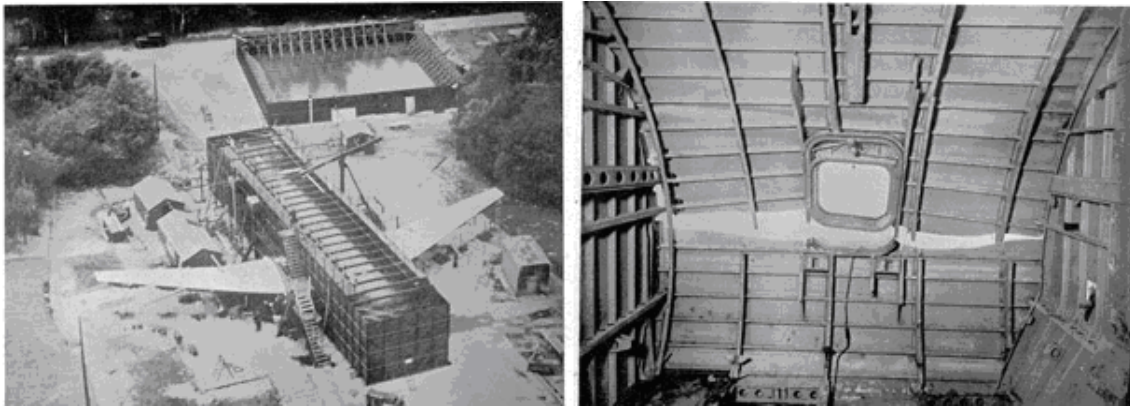
Neposredni uzrok ove tragedije svakako je neadekvatno projektovanje (četvrtastog) otvora za prozor koji je izazvao pojavu visoke koncentracije napona na zakivku koji je već bio opterećen prisustvom *knife-edge* efekta usled neadekvatnog postavljanja (a unutar veze koja ni nije bila bondovana), i sve to zajedno kombinovano sa lošom procenom raspodele napona koja je bila prisutna usled savijanja izvan ravni. Takav scenario, udružen sa uslovima opterećenja generisanih usled dejstva ciklične presurizacije kabine (koje je za 50% bilo više od bilo kog prethodnog slučaja [56]), u realnim uslovima nije moglo dovesti do ničeg drugog sem fatalnog ishoda.



Sl.63. Fragment G-ALYP Comet-a oko prozora za ADF antenu, izložen u Muzeju nauke u Londonu [77]

Ovakvo rešenje bi danas predstavljalo školski primer katastrofalne konstruktorske vizije, ali u kontekstu vremena u kom se sve ovo odigralo, moramo biti svesni sledećih faktora...O samim mehanizmima zamora materijala se tada generalno vrlo malo znalo. Zatim, u vreme *Comet ere* još uvek nije postojao projektni pristup *Tolerancije oštećenja*, kao ni ideja *Fail-Safe-a*, koji u ovakvim situacijama operišu izvesnim mehanizmima zaštite koji su mogli imati bitnu ulogu u prevenciji katastrofalnog otkaza usled zamora. Dakle, ovo je bila struktura projektovana isključivo po *Safe-Life* principima. Takođe, u to vreme je postojalo i jako malo iskustva kada su u pitanju uslovi presurizacije, tj. mnogi standardi su ostali potpuno isti kada su u pitanju letelice koje su izložene uslovima ovakve vrste cikličnog opterećenja u odnosu na one koje nisu, i *de Havilland* jeste izvršio određene testove

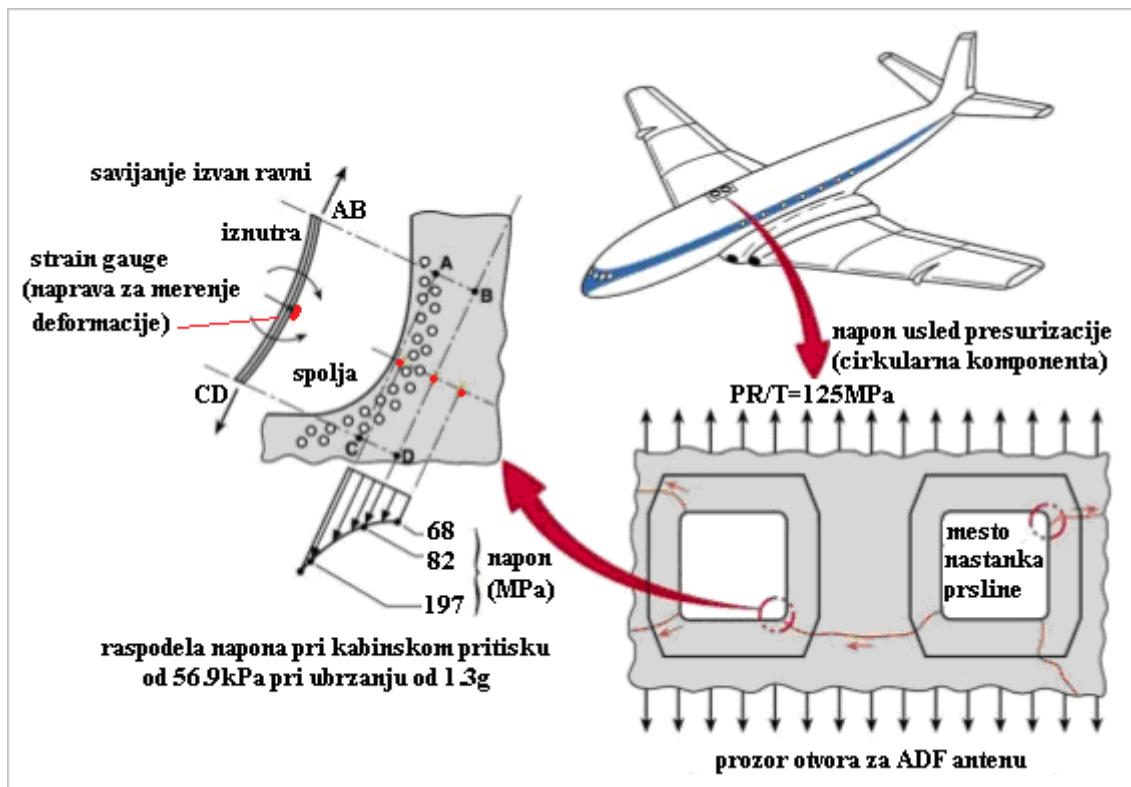
tog tipa, ali, uticaj ciklusa presurizacije je još bio daleko od potpunog razumevanja obzirom da se, između ostalog, ništa nije ni znalo o preovlađujućem uticaju *GAG* ciklusa u odnosu na ukupan broj sati leta, a ne treba zanemariti ni činjenicu da je ova letelica razvijala brzinu od neverovatnih 800 km/h, što je predstavljalo gotovo udvostručenu vrednost u odnosu na dotadašnje modele. Ipak, na osnovu nivoa tadašnjeg znanja i propisa koji su vladali, ova letelica je ispunjavala sve standarde, pa i više od toga.



Sl.64. De Havilland Comet G-ALYU rezultati zamornog testiranja [104]

Takođe, ovde je interesantno navesti i da je koncept obavezne primene *full scale test*-a ušao u primenu tek mnogo kasnije (na prelazu između dva veka), iako je upravo on tokom procene ovog slučaja pokazao svoju nemerljivu korist.

Ceo ovaj slučaj je doneo i još jednu bitnu lekciju, koja unutar vazduhoplovne industrije nikako ne sme biti zanemarena, a to je da svaki proboj sa sobom nosi i neverovatan rizik, kao i da je svakoj novoj tehnologiji potrebno dugo vremena da se potvrdi u praksi, obzirom da realan let nikad neće biti isto što i proračun na papiru odn. ekranu računara. Nažalost, ovaj niz tragedija je predstavljao i kraj *Comet ere*, čiji je primat preuzeo *Boeing* sa svojim modelom *B707*.



Sl.65. Rekonstrukcija nastanka i širenja zamorne prsline (desno G-ALYP) i tumačenje uzroka odstupanja vrednosti napona koje su dali merni instrumenti i full scale test (levo G-ALYU) [79]

4.3. Razvoj projektog koncepta *Fail Safe-a*

Kao rezultat pomenute nesreće, principi projektovanja putničkih letelica su u potpunosti transformisani, obzirom da se došlo do zaključka da se zamorni lomovi u praksi mogu javiti mnogo ranije nego što na to testovi ukazuju i da samim tim koncept *Safe-Life-a* nije u mogućnosti da obezbedi dovoljan stepen sigurnosti, sem ako to ne dovede do drastičnog smanjenja projektovanog veka strukture koja u tom slučaju postaje prilično ekonomski neprihvatljiva. Stoga je 1956. godine na snagu stupio *Fail-Safe* princip (kroz regulativu *CAR4b.270*) koji je omogućio da strukture budu projektovane tako da bez pojave potpunog otkaza mogu da tolerišu prsline dovoljno velike dužine koje lako mogu biti detektovane pre nego što ovaj vid oštećenja postane kritičan. Ovde naravno treba pomenuti i to da se novodefinisani projektni princip odnosio samo na one strukture koje po svojoj prirodi mogu biti koncipirane kao takve.

Dakle, *Fail-safe princip*, za razliku od prethodnog, ima sposobnost tolerisanja određenog stepena oštećenja i u okviru njega obezbeđenje integriteta se vrši primenom *principa adekvatnog projektovanja (safety by design)*, tj. pružanjem mogućnosti preraspodele opterećenja na alternativne putanje u slučaju otkaza primarnih nosioca istih, ili drugačije rečeno, otkaz nekog elementa unutar ovakve strukture ne mora automatski voditi neizbežnom otkazu cele letelice, jer je ovakva struktura projektovana tako da njen ostatak ima kapacitet za preuzimanje opterećenja ili usporavanja širenja postojeće prsline. Dalje, strukturalna preodređenost kod ovakvih struktura se postiže kroz primenu *Multiple Load Path* ili *Crack Arrest* principa. Kod prvog je bezbedno širenje prsline omogućeno time što u slučaju otkaza strukture (koja predstavlja noseću putanju opterećenja), ovo opterećenje biva preusmereno na alternativnu putanju, obezbeđujući tako i dalje punu funkcionalnost strukture, dok kod drugog širenje prsline pre kompletnog otkaza strukture biva zaustavljeno ili usporeno određenim

konstruktivnim rešenjem. Takođe ključna pretpostavka ovog koncepta je i da će *prisutno oštećenje biti vidljivo pre nego što vrednost zaostale čvrstoće strukture padne ispod minimalne*.

4.4. Slučaj *Dan Air B707*

Ovo je slučaj (detalji istrage AIB-a [179]) kod kog je došlo do odvajanja desnog segmenta horizontalnog stabilizatora za vreme faze prilaza izazivajući time potpun otkaz kontrole nad kretanjem oko poprečne ose (*pitch control*) i samim tim i kompletan strukturalni otkaz. Naime, nakon redizajna horizontalnog stabilizatora kod ovog B707, došlo je do neadekvatne procene putanji opterećenja, tako da je usled toga gornji segment istog (odn. gornja i srednja tetiva zadnje ramenjače) bio neočekivano visoko zamorno opterećen. Obzirom da je čitav sklop bio tako projektovan da je mesto od kog je zamorna prslina krenula da se širi bio potpuno nepristupačan pri redovnom održavanju, ista nije mogla biti registrovana blagovremeno. Takođe, neposredno pred nesreću, letelica je bila izložena seriji jačih udara vetra, što je, kod već zamorno načete strukture, dovelo do odvajanja čitavog desnog segmenta horizontalnog stabilizatora dovodeći tako do potpunog strukturalnog otkaza.

Nakon ovog incidenta, sprovedena je istraga i ostalih 707-ica, nakon čega je utvrđeno da su kod čak 38 letelica pronađene vrlo slične prsline [197]. Iako je redizajn problematičnog stabilizatora ponovo izvršen, pored već pomenute problematike loše procene raspodele opterećenja, koja je, kao i u slučaju *Comet* dovela do pojave *neočekivanog zamora*, jasno je bilo da ovde postoji i problem konceptijske prirode, tj. da je primena samog *Fail Safe* koncepta tokom faze projektovanja nedovoljna mera obezbeđenja ako on nije podržan kasnijim adekvatnim procesom održavanja koji u ovom slučaju znači i viši nivo inspektabilnosti kritičnih struktura. Takođe, nakon ovog slučaja je i prvi put postavljeno pitanje starenja struktura, ali to još uvek nije dovelo do definisanja tzv. *aging* koncepta, nego su ovakve strukture prosto bile nazvane-*geriatric*. Naravno, i ovde je jasno da je (u to vreme) nedostatak zakonske regulative po pitanju obaveznog zamornog testa realne strukture u izvesnoj meri krivac za neadekvatnu procenu putanje opterećenja.

4.5. Razvoj projektog koncepta *Tolerancije oštećenja*

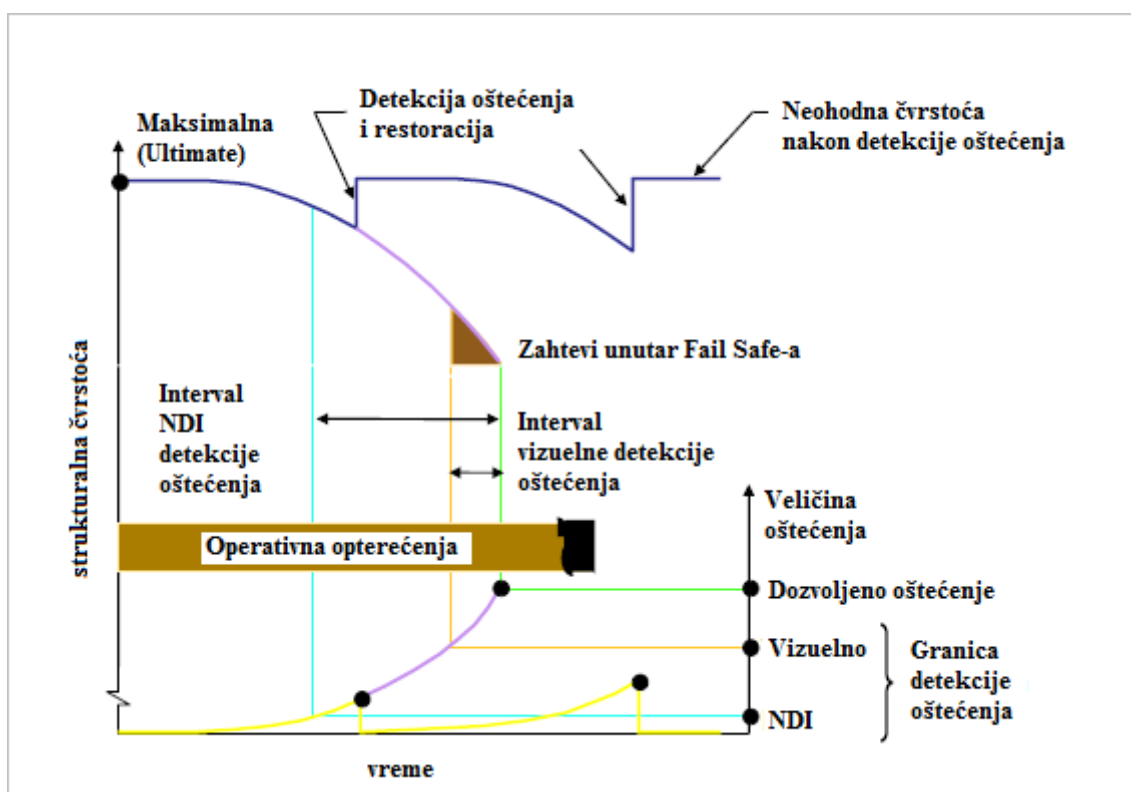
Obzirom da je koncept u kom je bila projektovana (i održavana) pomenuta letelica imao dosta nedostataka, počevši od neuočene neophodnosti da se definišu kritične zamorne lokacije i učine pristupačnijim u okviru redovnih pregleda, zatim, da je procena dejstvjućih realnih opterećenja od izuzetnog značaja (odn. tačne raspodele napona unutar strukture), pa do toga da je potrebno striktno odrediti jasne intervale pregleda ovakvih struktura, po pitanju zakonskih regulativa, dolazi do usvajanja *Amandmana 45* [208]. Promene koje je ova regulativa donela su se odnosile na zamenu koncepta *Fail Safe*-a konceptom *Tolerancije oštećenja*, odn. na zakonsko obavezivanje na inspekcione procedure koje će omogućiti detekciju ovakvih oštećenja pre nego što dođe do otkaza strukture, a takođe je uočena i neophodnost da se posebna pažnja posveti strukturama kod kojih postoji mogućnost pojave uznapredovalih tipova zamornih oštećenja, kao i oštećenja usled agresivnog delovanja okruženja odn. akcidentnog dejstva.

Koncept *Tolerancije oštećenja* prvi put stupa na snagu kroz dokument pod nazivom *Military Specification 83444* (USAF, 1974. godine), doduše, samo u slučaju vojnih letelica. U to vreme u okviru putničke avijacije je još uvek važeći bio koncept *Fail Safe*. Što se tiče primene koncepta *TO*-a unutar putničke avijacije, on ovde biva prihvaćen tek tokom 1978. godine, nakon pomenutog slučaja *Dan Air Boeing 707*.

Koncept *Tolerancije oštećenja* je direktno izrastao iz *Fail Safe*-a, uz usvajanje njegovih bazičnih postavki. Ipak, ono što ovaj princip jasno razlikuje u odnosu na prethodni je njegova premisa

da je postojanje nekog inicijalnog oštećenja neizbežno prisutno u svakoj strukturi, potpuno novoj ili ne. Takođe, isti dalje pretpostavlja da se to inicijalno oštećenje sa vremenom neizbežno širi, čime postepeno umanjuje sposobnost strukture da nosi opterećenja čijem je dejstvu izložena. U cilju procene ove progresije oštećenja, *TO* koristi složene alate na osnovu kojih dalje definiše intervale održavanja (procene stanja) strukture kako bi ista uvek zadržala neophodan stepen integriteta koji se, dakle, u ovom slučaju postiže *konceptom pravovremene procene stanja (safety by inspection)*. Dakle, u okviru *TO*-a, za razliku od prethodnog, ovde imamo jasno insistiranje na tome da se prisutna oštećenja moraju detektovati pre nego što vitalnost strukture bude dovedena u pitanje, tako što ovde, za razliku od *FS*-a, *nemamo pretpostavku da će ovo oštećenje biti vidljivo pre nego što vrednost zaostale čvrstoće strukture padne ispod minimalne*.

U gorepomenutoj specifikaciji u kojoj je *USAF* definisala glavne odlike *TO* principa, takođe se kao mandatorne u obzir uzimaju inicijalne prslina, ali i podela na tzv. inspektabilne i neinspektabilne tipove struktura. Neinspektabilne strukture su i dalje mogle biti kvalifikovane kao *TO* strukture ali pod uslovom da iste imaju sposobnost minimalnog širenja prslina (tzv. *slow crack growth*) koja će im obezbediti da kod ovakvih struktura sve do kraja njihovog radnog veka one ne dostignu svoju kritičnu vrednost. Što se tiče primene koncepta *TO*-a unutar putničke avijacije filozofija (ne)inspektabilnosti je odbačena kao problematična i neekonomična i u potpunosti je zamenjena *Safe Life* kategorijom. Stoga danas (kako je još tada definisano unutar *Amandmana 45*) kao opšteprihvaćeni projektni koncept unutar putničke avijacije ravnopravno funkcionišu i *SL* i *TO* princip, obzirom da nisu sve strukture u mogućnosti da podrže koncept strukturalne preodređenosti.



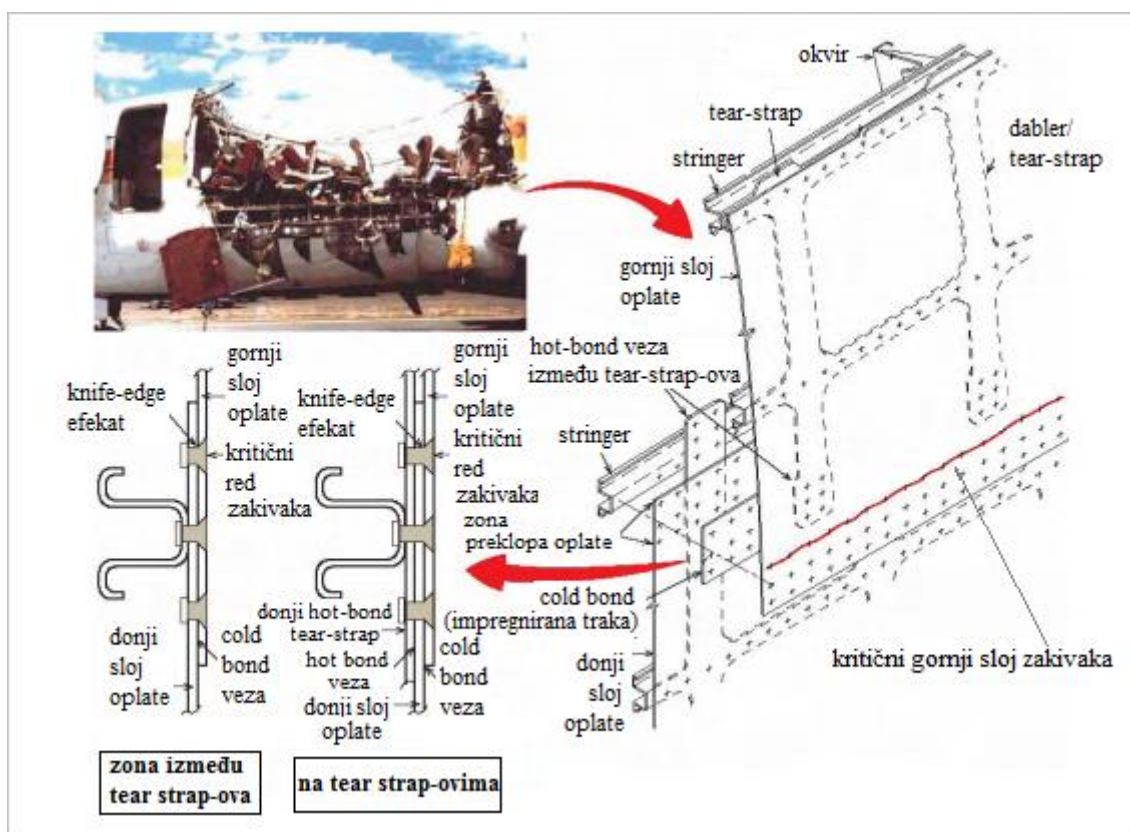
Sl.66. Kriterijumi unutar koncepta *TO* [188]

Primena koncepta *TO* ima za cilj da obezbedi izuzetno visok stepen sigurnosti celokupne strukture, a po današnjim kriterijumima, verovatnoća otkaza mora biti manja od 10^{-7} . U praktičnoj primeni, isti podrazumeva sledeće korake:

- određivanje kritičnih tačaka noseće strukture;
- definisanje inicijalnih oštećenja navedene strukture, uz pretpostavku da se ista nalaze u zoni dejstva najvišeg napona i sa najkritičnijom orijentacijom u odnosu na naponsko polje;
- definisanje spektra dejstvujućeg opterećenja;
- određivanje neophodne vrednosti zaostale čvrstoće tj. maksimalne dozvoljene dužine prsline;
- izbor metode rasta prsline;
- određivanje vremenskog intervala ("zamornog veka") neophodnog za dostizanje maksimalne dozvoljene dužine prsline, na osnovu čega se i propisuju inspekcioni intervali, odn. intervali održavanja.

4.6. Slučaj Aloha Flight 243 B737

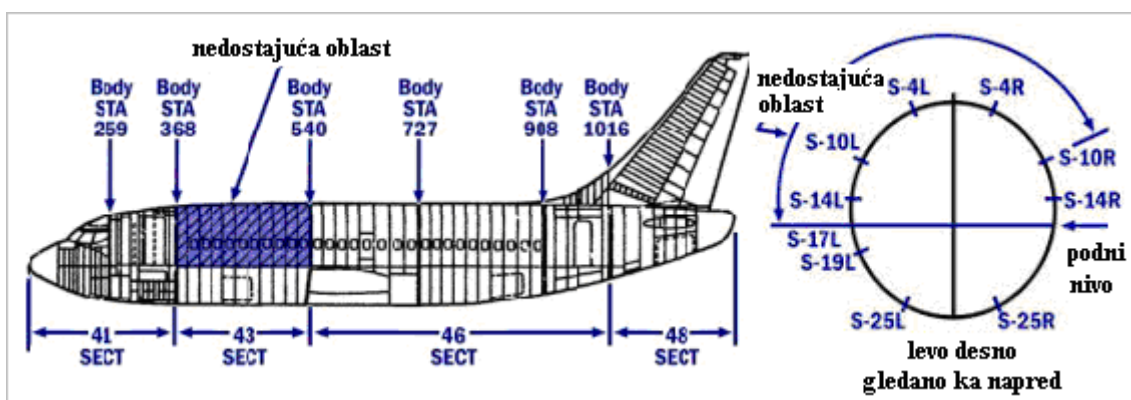
Slučaj *Aloha Flight 243 (Boeing 737-200, 1988.)* (zvaničan izveštaj istrage NTSB-ja [59]), je u svakom smislu sigurno najpoznatiji primer iz prakse zamornog loma, obzirom na spektakularnost čitavog procesa prizemljenja letelice kod koje je u toku leta došlo do gubitka gornjeg segmenta trupa, na visini od oko 7.300 m. Na osnovu saopštenja koje je izdao NTSB, u trenutku nesreće, letelica je bila u upotrebi 19 godina, imala je 35.496 sati leta i 89.680 ciklusa leta [59] (Sl.67.).



Sl.67. Slučaj «Aloha» [131, 132]

Istraga koja je usledila nakon Aloha akcidenta, a koja je sprovedena od strane NTSB-ja, je utvrdila da je do nesreće došlo nakon što je za vreme redovnog održavanja previđeno oštećenje na mestu preklopnog uzdužnog spoja duž stringera S-10L (koje je bilo toliko uočljivo da ga je čak registrovao jedan od putnika prilikom ukrcavanja!). Ipak, kao i u slučaju gotovo svake druge nesreće,

i ovde je niz povezanih događaja vodio ka konačnom otkazu i to po sledećem redosledu... Propisi tog vremena nisu zahtevali od osoblja letelice da vrši vizuelne preglede pre svakog leta, a u to vreme još uvek nije u dovoljnoj meri bio prepoznat značaj koji broj presurizacionih ciklusa ima u odnosu na ukupan broj sati leta. Takođe, *FAA* se kao zakonodavno telo oglušio o tri serije *Service Bulletin* preporuka izdatih od strane *Boeing*-a o potrebi za specijalnim tretmanom pomenutih spojeva, prihvativši ga samo delimično (tj. bez striktno preporuke koja se odnosila upravo na preklop *S-10L*!). Što se omaški u okviru procesa održavanja tiče, u skladu sa zvaničnim *Boeing*-ovim propisima *Aloha* jeste vršila tzv. *D*-pregled (koji je obavljen nakon 15.000 sati leta, a *Boeing*-ova preporuka je bila do 20.000 sati leta), ali ono što je ovde ostalo sporno je što je isti podeljen na 52 segmenta (uz kombinovanje sa redovnim *B*-pregledom), tokom kojih problematično oštećenje iz nekog razloga nije evidentirano. Kako je *NTSB* naveo nakon istrage [59], ovakav fragmentisan vid *D* faze remonta je potpuno neadekvatan, obzirom da se na taj način u potpunosti gubi slika o celokupnom stanju letelice (što i jeste jedan od ciljeva *D*-pregleda). Zatim, ista je otkrila i da je duž preklopnog spoja nad stringerom *S-4R* postojao određen broj izraženih prslina čije je širenje inicirano na otvorima za zakivke na donjem redu istih (od postojeća tri). Obzirom da su isti mogli biti detektovani *NDI* metodom vrtložnog traga (*eddy current*), dalja istraga je vodila ka zaključku da osoblje koje je sprovodilo održavanje nije ni bilo adekvatno obučeno za primenu istih i do kraja je ostalo nerazjašnjeno pitanje da li je ova metoda uopšte i bila primenjena nad spornim preklopnim spojem ili samo nije sprovedena adekvatno (obzirom na manjak dokumentacije koja bi svedočila o tome, a koja u to vreme, po pitanju sporne tačke, nije ni bila obavezna). Naravno, ovde nije postojao samo problem unutar propusta u okviru održavanja, koji na kraju uvek izgleda najočigledniji, nego se ta veza obično može naći u sprezi industrija-propisi-održavanje (što je, iz nekog razloga, u zaključku ove istrage na kraju minimizirano uprkos pokušajima nekih članova komisije da ne bude tako).



Sl.68. Slučaj «Aloha» [59]

Ono što je u suštini predstavljalo srž problema ove letelice, uz već više puta pominjanu generalnu ranjivost uzdužnih preklopnih spojeva, je njena udruženost sa problematičnom tehnologijom tog vremena koja je ove preklope povezivala sa tri reda zakivaka uz primenu tzv. *hladnog adhezionog spajanja (cold bonding)* primenom epoksi-impregniranih traka (*woven scrim cloth*), koji se pokazao kao dosta loš, obzirom da je bio težak za aplikovanje i samim tim lako dovodio do krajnjeg nezadovoljavajućeg rezultata (uz neretko potencijalno neadekvatnu pripremu površina) usled česte pojave kondenzanata na spoju odn. prerane aktivacije adheziva [132]. Stoga se u praksi dešavalo da isti često nije pružao zaštitu od dejstva korozije i preuzimao deo opterećenja koje je stoga prenošeno na zakivke u ovom spoju (dovodeći do tzv. *knife-edge effect*-a), jer se kod ovog adheziva dešavalo da se tokom pregleda detektuju zone koje uopšte ni nisu bondovane ili je adheziv na nekom mestu bio degradiran, tako da je i sam predstavljao izvor korozije usled mogućnosti skupljanja vlage

na takvim mestima. *Boeing* je svakako vrlo brzo prepoznao problematičnost pomenutih zona i ovi spojevi su više puta redizajnirani, ali, očigledno, nikad zadovoljavajuće uspešno. Ipak, iako je u vezi toga (u skladu sa procedurom) doneo *SB* preporuke radi dodatne kontrole istih u čak tri navrata, očigledno nije vršio dovoljan pritisak na *FAA* koji je u skladu sa istim trebao da propiše adekvatne direktive (*ADs*). Stoga je, kao rezultat svih navedenih problema, došlo do tada još neprepoznate pojave *MSD/MED*-a na mestima otvora za zakivke, a koji su bili izvor pojave fenomena *širokorasprostranjenih zamornih oštećenja (WFD)*, i koji je upravo tada i prvi put definisan. Takođe, udruženo sa navedenim, usled primene ove problematične vrste tehnologije nanošenja adheziva, došlo je i do problema odvajanja ojačanja (*tear straps*-ova), što može biti jedno od objašnjenja zašto isti nisu omogućili sigurnu dekompresiju odn. zašto nije bio aktiviran *mehanizam skretanja prsline (flaping)*. Stoga su, obzirom da i dan danas ovo pitanje ostaje nerazjašnjeno, u vezi toga prisutne i neke alternativne teorije (*Fluid hammer theory* [66]).

4.7. Prepoznavanje kategorije starih (*aging*) struktura

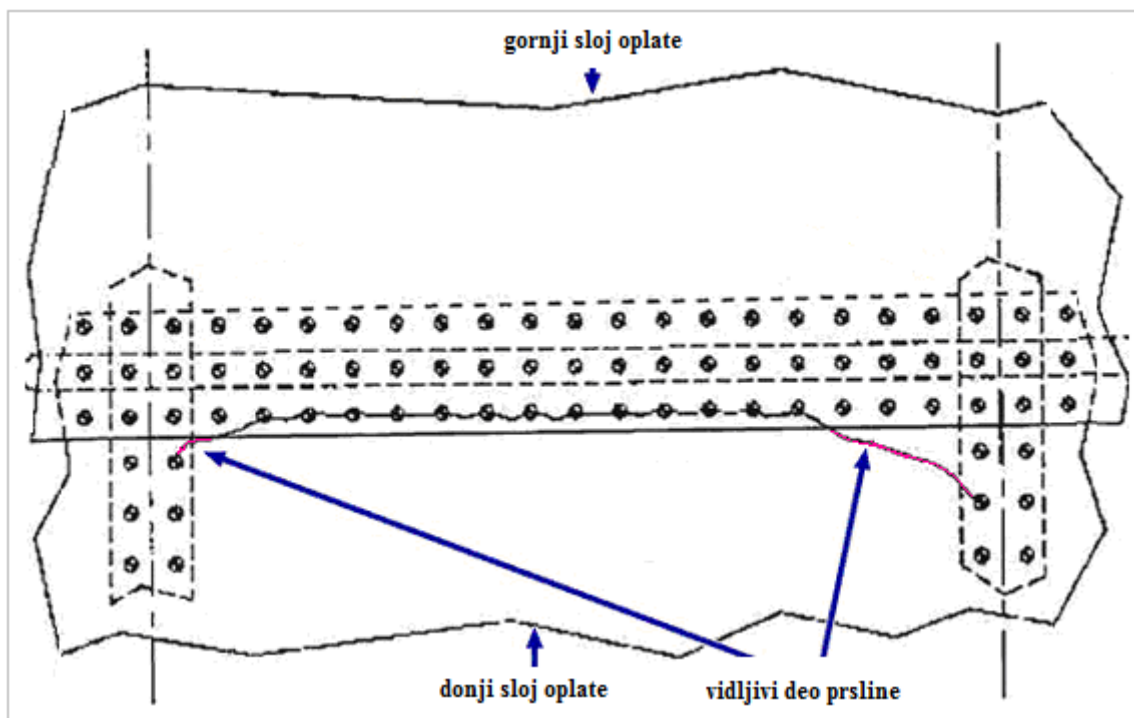
Slučaj Aloha predstavlja jednu od najznačajnijih prekretnica u vazduhoplovnoj industriji obzirom da je nakon njega, pored pomenutog apostrofiranja značaja broja ciklusa leta u odnosu na ukupan broj sati leta, usledilo definisanje i do tada još nedovoljno prepoznatog (i tretiranog) fenomena uznapredovalog zamornog oštećenja (*MSD/MED/WFD*) i, u skladu sa tim, usledio je niz aktivnosti kako bi se ovakve pojave u budućnosti potpuno predupredile (što će kasnije i biti detaljnije razrađeno).

Nakon *slučaja Aloha*, *FAA* je juna 1988. godine sponzorirala konferenciju o starim letelicama koja je okupila stručnjake iz svih relevantnih oblasti radi iniciranja dodatnog unapređenja sigurnosti letelica koje su usled dugotrajne upotrebe potencijalno mogle biti ugrožene uznapredovalim oblicima degradacije. Stoga je tada i skovan termin *starih (aging) struktura*, i takođe iste godine je formirana grupa *AAWG* koja se bavila njihovom problematikom. Dalji tok razvoja regulativa, kao i načina prilagođavanja letelica koje su već bile u upotrebi novodefinisanim propisima (tipa *AASR*) će biti opisan u okviru tačke koja se bavi upravljanjem konceptom starih letelica.

4.8. Slučaj *Delta B727*

Još jedan ključni primer iz prakse uznapredovalih zamornih prsline (*MSD*) vidimo na *Sl.69*. [3], koje su u okviru procesa redovnog održavanja otkrivene kod jedne *B727*-ice, čime su katastrofalne posledice, na svu sreću, predupređene.

U decembru 1998. godine, prsline dužine oko 51 cm je otkrivena na unutrašnjem sloju spoja oplata trupa, duž stringera sa oznakom *26L*. Veći deo ove prsline je bio skriven ispod spoljnog sloja spoja, dok su samo vrhovi prsline provirivali ispod spoljašnjeg kraja oplata, a istu su uočili tehničari koji su radili na okolnoj regiji. Do detektovanja čitave prsline je došlo tek nakon rasklapanja celog spoja. Daljim pregledima istog modela letelica, otkriveni su još neki gotovo identični slučajevi, takođe na preklopima oplata, duž stringera *4L* i *4R*, što je imalo za posledicu uvođenje direktive *AD 99-04-22*, koja je kao obavezu sprovela učestalije preglede navedenog spoja na svim tadašnjim serijama *B727* modela [128]. Takođe, ovaj slučaj je ponovo stavio na scenu pitanja u vezi sa problemom adekvatne detektabilnosti oštećenja, adekvatnosti mehanizama zaustavljanja širenja velikih prsline, kao i određivanja uticaja nepravilnog uklapanja zakivaka unutar otvora (*fastener fit*) na proces inicijalizovanja prsline [147].



Sl.69. Pojava prsline na preklopnom spoju B727 [3]

4.9. Definisanje koncepta *full-scale* testa i LOV-a

Već iste godine nakon slučaja *Delta*, koncept *Tolerancije oštećenja* je dopunjen kroz stupanje na snagu *Amandmana 96*. Isti je dodatno definisao kako se za određene tipove struktura uspostavljaju inspekcioni intervali, uz obavezu da se određivanje istih vrši kroz procenu zamornog rasta prsline primenom analitičkih pristupa i, po prvi put, obaveznom primenom *full scale* testa [208].

Izuzetan značaj koji ima *full scale* test je bio očigledan još '50 godina prošlog veka u slučaju *Comet* gde je test jasno pokazao manjkavosti procene "na papiru", a naknadno izvršeni testovi ovog tipa svakako pokazuju i da je njegova ranija obavezna primena mogla da spasi još mnoge živote, što bi na primer bio slučaj sa *Dan Air*-om čiji je test ovog tipa izvršen naknadno (*Schijve 1994*).

Iako regulative sve do 1998. nisu zahtevale ovakve vrste testiranja, *Airbus* [90] tvrdi da su procenu pojave *WFD*-a i *full scale* zamorne testove samoinicijativno sprovodili još od modela *A300/310*, dakle, što se propisa tiče, daleko ispred vremena.

U obliku u kom je isti danas propisan, *full scale* podrazumeva sprovođenje tri vrste testiranja: Statički test, test trajnosti (*durability*) i test tolerancije oštećenja. Razlika između poslednja dva je u tome što test trajnosti podrazumeva procenu neoštećene strukture, dok test tolerancije oštećenja podrazumeva strukturu u kojoj su ciljano inicirana oštećenja a zatim posmatrano ponašanje u prisustvu istih, naravno pod dejstvom zamornog opterećenja. Takođe, *full scale* možemo podeliti i po pitanju ranga i to na sledeći način:

- *Testiranje epruveta* (u cilju verifikacije karakteristika materijala);
- *Testiranje pojedinačnih delova/projektnih detalja* (u cilju verifikacije projektne filozofije);
- *Testiranje čitave letelice (full scale)* (u cilju verifikacije pravilne raspodele napona).



Sl.70. Zamorni test (Full scale test) B787 i A380 [85, 86]

Obzirom da je danas pojava bilo koje vrste *WFD*-a deklarirana kao najveća opasnost po integritet letelice [4], iz razloga što se nukleusi *MSD/MED*-a teško detektuju, a iz tog stanja vrlo brzo prelaze u svoj razvijeni oblik tj. *WFD*, jasno je da postoji apsolutna neophodnost predviđanja momenta nastanka istih. U tu svrhu proizvođač letelice definiše pojam poznat kao *LOV* (*Limits Of Validity*). *LOV* je definisan kao "vremenski period (broj ciklusa, sati leta, ili oba) u okviru kog je, korišćenjem testova, analiza, i, ako je dostupno, iskustva u okviru održavanja i teardown faze pregleda, utvrđeno da se *WFD* neće pojaviti na bilo kom delu strukture letelice" [189].

Da bi se uspostavila vrednost *LOV*-a, apsolutno je neophodno prvo izvršiti analizu celokupne letelice radi određivanja problematičnih tačaka koje su po svojoj prirodi sklone pojavi *WFD*-a. Ova vrednost se definiše još tokom projektne faze tako što je ona u početku jednaka vrednosti tzv. *DSG*-a (*Design Service Goal*), koji u stvari predstavlja definisani radni vek letelice za koji je takođe vezan početno definisani program održavanja.

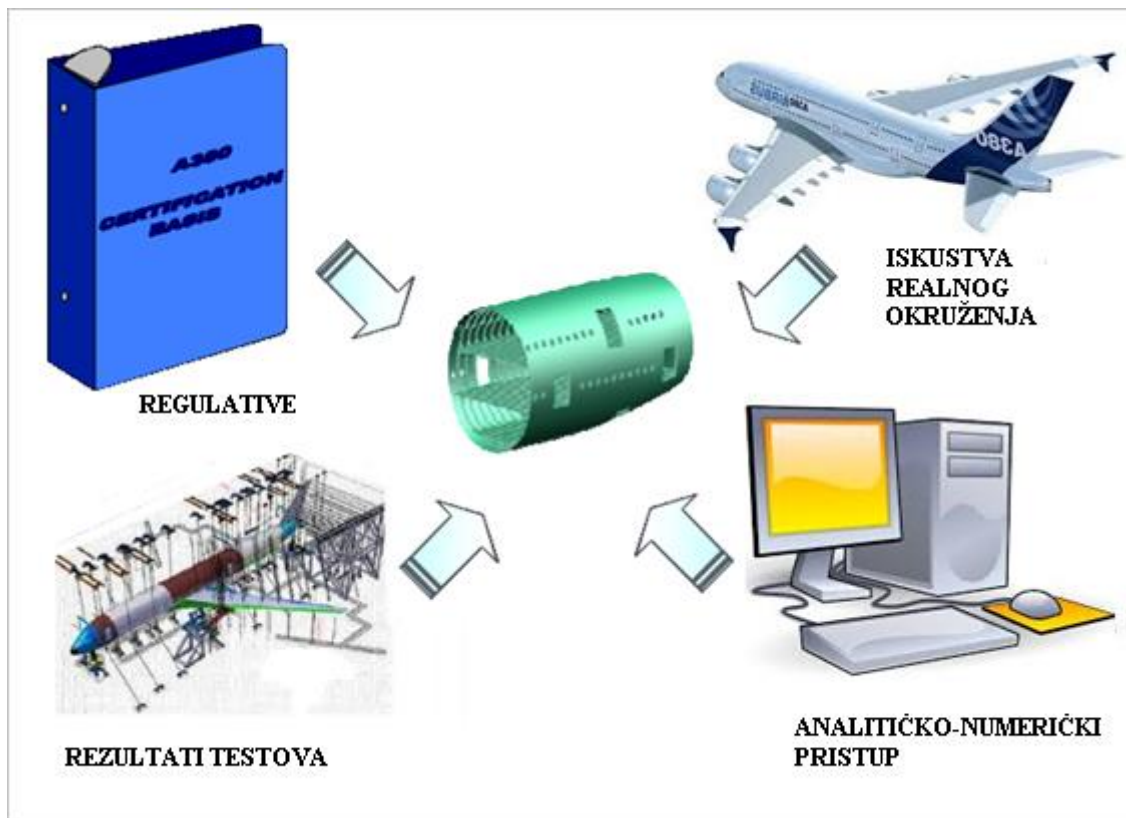
Ovde je svakako potrebno navesti da se *LOV* određuje za čitavu strukturu, a ne za pojedinačne delove i da postoje potpuno posebno definisani propisi na osnovu kojih se određuje u kojim slučajevima se komponenta letelice koja je dostigla svoj *LOV*, može ugraditi na drugu letelicu. Takođe, strukture koje imaju kraći radni vek od *DSG*-a (npr. one koje su definisane kao *Safe Life*) svakako ne podležu ovoj filozofiji (što je jasno iz same definicije *Safe Life* struktura), nego se one nalaze na posebnoj listi tzv. *ALS* (*Airworthiness Limitation Sections*).

4.10. Definicija i ključni elementi discipline Zamora & Tolerancije oštećenja (*F&DT*)

Na osnovu definicije koju na svom zvaničnom sajtu daje *FAA*: "Zamor & Tolerancija oštećenja je posebna disciplina koja uključuje procenu ponašanja materijala/strukture tokom izlaganja radnom opterećenju letelice, koristeći se zakonitostima nauke o materijalima i mehanike loma kako bi uspostavila najefektivnije principe projektovanja i optimalnog upravljanja kritičnim komponentama letelice u cilju obezbeđenja njene sigurne i dugotrajne operativne upotrebe.

Ključni elementi ove discipline uključuju procenu zamornog ponašanja strukture sa i bez prisustva prsline, oslanjajući se na testiranje realnih struktura, modelovanje i probabilističku procenu.

U cilju postizanja istog, ova disciplina korespondira sa drugim oblastima, kao što su: Metalurgija, napredni materijali, *NDI* metode, *health monitoring*,...."



Sl.71. Osnovni elementi koncepta *F&DT* [izvor skice:184; slika prilagođena]

Kao što se iz same definicije vidi, *F&DT* predstavlja kompleksnu disciplinu čija uloga se proteže od prvih koraka projektovanja letelice, pa preko njene testne procene, zatim celokupnog procesa održavanja, a sve u cilju maksimalnog smanjenja mogućnosti pojave otkaza njenih (prvenstveno) kritičnih struktura i produženja životnog veka.

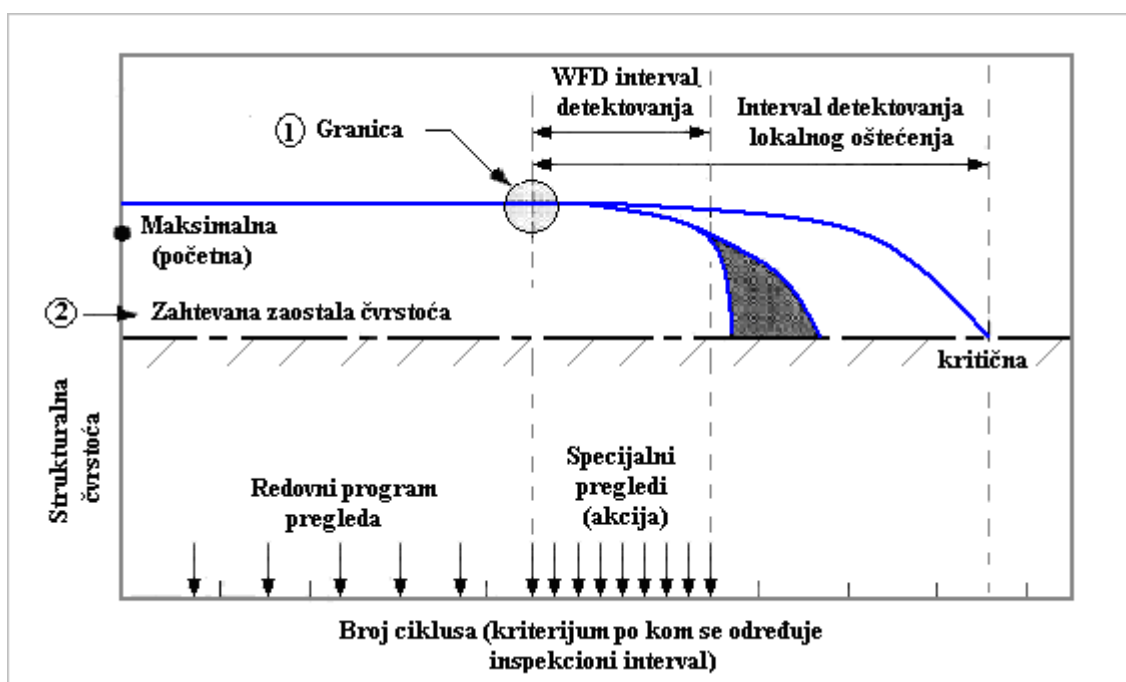
Ovde je već rečeno da u okviru projektovanja unutar savremenog *F&DT*-a vršimo primenu i *TO* i *SL* projektog principa, s tim da su danas, procentualno gledano, vazduhoplovne strukture prvenstveno *TO* tipa. Koncept *TO* je prvenstveno poželjan zbog jasnih benefita koje pruža filozofija strukturalne preodređenosti, i stoga je generalno dobra praksa težnja ka korišćenju višestrukih putanja opterećenja kad god je to moguće. Međutim, treba imati u vidu i da svaka struktura koja ima višestruke putanje ne može uvek biti deklarirana kroz koncept višestrukosti, jer je ista ponekad samo lokalnog tipa, kao i da postoje strukture koje su po svojoj prirodi neizbežno sa jedinstvenim putanjama opterećenja, a samim tim i isključivo *SL* tipa. Takođe, pored toga što je primena *SL* principa ponekad neizbežna, postoje slučajevi i kad se ona koristi iz razloga što predstavlja adekvatniji izbor (npr. kada kriterijumi cene i nedostupnosti pri pregledima nadmašuju negativan uticaj koji nastaje usled povećanja težine). Ovom filozofijom se donekle može i manipulirati u smislu da *safe-life* elementi koji su lako zamenljivi mogu biti projektovani za kraći radni vek, kako bi celokupna struktura imala manju težinu, što se npr. može odnositi na stajni trap. Stoga, u cilju postizanja značajne uštede u težini, ekonomičnije rešenje je, ako je to izvodljivo, primeniti ovaj koncept i projektovati strukturu kao lakšu i sa kraćim rokom trajanja.

Naravno, iako pitanje podele strukture na *safe-life* i *TO* komponentne u određenoj meri zavisi od stava konstruktora, postoje neka uhodana pravila koja podrazumevaju da kao *safe-life* strukture budu projektovani: stajni trap, veze trup-krilo, veze komandnih površina...Dok kao centralni primer *TO* strukture možemo navesti upravo ljsku trupa.

Što se tiče proračuna koje unutar *F&DT*-a vršimo radi procene stanja strukture, postoji bitna konceptijska razlika kada su u pitanju metalni elementi u odnosu na one kompozitnog tipa. U slučaju metala, procena deterioracije se vrti oko pojma *prslina*, stoga govorimo o njihovom *iniciranju i stepenu širenja*, a glavni parametri koje je potrebno definisati u okviru koncepta *TO* se svode na definisanje *vrednosti zaostale čvrstoće* (preko koje dalje određujemo dozvoljenu dužinu prsline) i *predviđanje stepena širenja zamorne prsline* (na osnovu kog određujemo zamorni vek strukture i intervale održavanja). U slučaju kompozitnih materijala govorimo o *diskontinuitetima*, pod kojim podrazumevamo pojavu: *delaminacije*, *BVID-a* (*Barely Visible Impact Damage*), *NVD-a* (*Non Visible Damage*) i *disbondovanja*.

Jasno je da su pomenute procene znatno složenije u slučaju kompozita, obzirom da oni nisu izotropni materijali, i ponašanje ovih materijala (teorijsko i u okviru realnih uslova) je još uvek nedovoljno poznato. Takođe, i sam proces deterioracije se znatno razlikuje, kao i kritični uslovi, obzirom da ovde u slučaju dejstva tenzionih opterećenja glavna opasnost leži u pojavi oštećenja vlakana, a u slučaju dejstva kompresionih opterećenja i smicanja u pojavi oštećenja unutar matrice ili delaminaciji, s tim da su kompoziti generalno osetljivi na udarna oštećenja a što je naročito tačno kada su u pitanju trenutno najviše zastupljeni *CFRP* kompozitni materijali.

Sastavni deo *F&DT*-a predstavljaju i već pomenuti *Full Scale* testovi za koje je rečeno da se sastoje iz tri tipa testiranja. Danas je praksa da se kod metala sprovode sve pomenute faze, dok kod kompozita faza testa neoštećene strukture biva sve više potiskivana obzirom na visoku otpornost koju kompoziti pokazuju na delovanje zamornog oštećenja.



Sl.72. Razlike u uslovima detektovanja oštećenja za slučaj lokalnog i sveobuhvatnog oštećenja [188]

Celokupna problematika kompozitnih materijala je vrlo uočljiva i u slučaju upravo pomenutih *full scale* testova po pitanju većeg broja stavki. Kao prvo, za njih možemo reći da su u dobrom delu još uvek u fazi razvoja. Kao drugo, tokom sprovođenja istih za sada se neizbežno javljaju visoki stepeni rasipanja dobijenih rezultata, stoga ovde operišemo sa prilično visokim stepenima sigurnosti. Kao treće, najveći deo projektovanja kompozitnih struktura se vrši upravo empirijski.

Naravno, iz svega navedenog je jasno zaključiti da su stvari još i daleko složenije po pitanju testova hibridnih materijala, počevši od adekvatnog definisanja zamornog spektra kojim se ovakva struktura opterećuje, a posle toga i po pitanju svih navedenih problema koji važe i za kompozitne strukture. Takođe, u slučaju hibrida, kao poseban problem treba navesti sertifikacioni deo koji dodatno opterećuje celu ovu priču obzirom na trenutnu primenu tek jednog hibridnog materijala u kategoriji letelica koje su tema ove disertacije.

Što se tiče procesa održavanja, bazični pristup u slučaju kompozit/metal odn. *SL/TO* struktura je i ovde drugačiji. Iako je to u okviru tačke o održavanju već delom razrađeno (a o tome će još biti reči i kasnije), ovde će biti samo još jednom podvučeno da *SL* strukture imaju radni vek koji je striktno definisan, što znači da ovde nemamo slučaj pregleda strukture koji treba da proceni njeno trenutno stanje (u cilju odluke o njenom daljem ostanku unutar strukture), već se ona pre dostizanja svog unapred eksplicitno definisanog limita, uvek povlači iz upotrebe (*Hard time*). Suprotno tome, *TO* strukture imaju propisane intervale pregleda tokom kojih se procenjuje njihovo tekuće stanje. U slučaju da je oštećenje detektovano, komponenta će biti ili reparirana ili povučena iz upotrebe, u suprotnom, komponenta ostaje u upotrebi do sledećeg intervala pregleda.

Razlika unutar procesa održavanja u okviru *F&DT*-a postoji i po pitanju kriterijuma starosti struktura, tj. da li se (za slučaj metala) potencijalna oštećenja javljaju u obliku jedne vodeće prsline ili postoji visoka verovatnoća pojave višestrukih prslina, što je predstavljeno na *Sl.72*..

5. DISCIPLINE KOJE SU U FUNKCIJI OBEZBEĐENJA CILJEVA F&DT-A

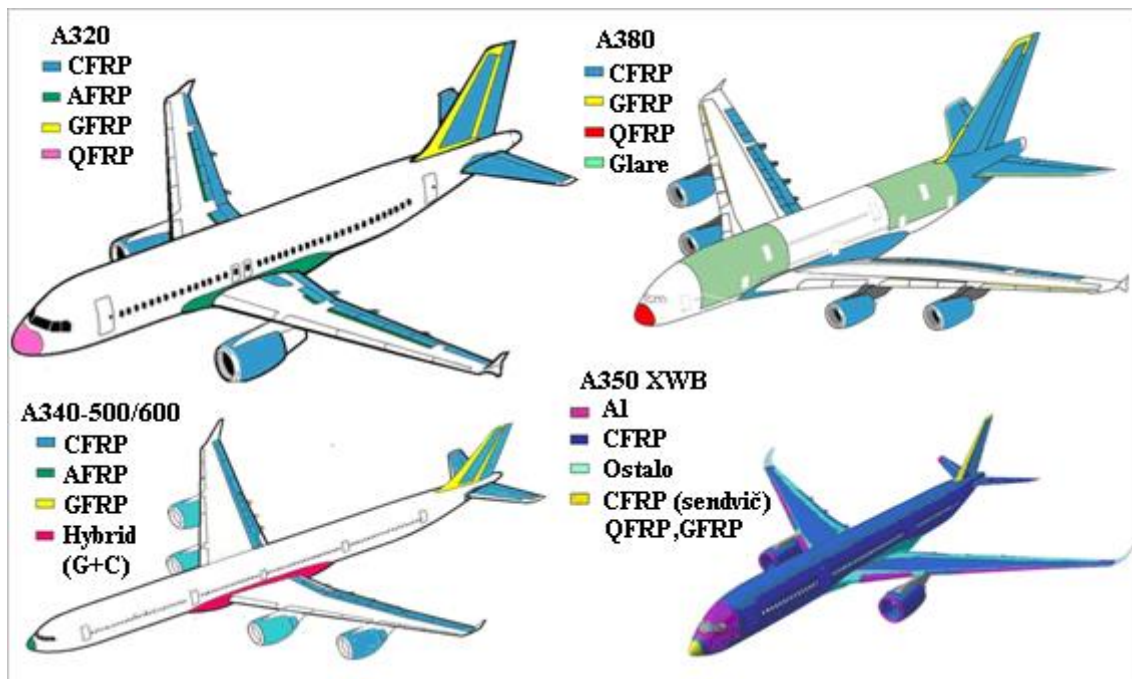
5.1. Napredne legure i nove forme materijala

Do početka ekstenzivne primene naprednih materijala, u izradi trupa je dominirala već pominjana grupa aluminijumskih legura serija 2000 i 7000 (2024, 2524, 7055, 7075, 7475...), različito termički tretiranih (najčešće T3). Iste su poznate kao "tvrde legure" i poseduju odlične mehaničke karakteristike. Navedene legure su dugo bile preovlađujuće u izradi ljuske trupa, a danas im se polako pridružuju i nove aluminijumske legure (*Al-Li* i *AlMgSc*), čija je primena (u izradi oplate trupa) tek najavljena od strane *Airbus-a*. Takođe, treba napomenuti i da neke serije, kao što je to npr. 2000, dobija nove (ili optimizovane postojeće) legure, što je donekle slučaj i sa serijom 5000 (čijim se derivativom može smatrati upravo pomenuta *AlMgSc* legura) [191], odn. nova generacija legura 7000 (7x5x, 7085) koja pokazuje značajno poboljšanje antikoroziivnih karakteristika (mada ne u meri kao najnovija *Al-Li* serija [207]). Stoga je očigledno da će metali još dugo vremena imati značajan udeo u izradi strukture letelice, obzirom da i dalje poseduju izvesne odlike koje im omogućavaju trajnu prednost u odnosu na kompozite, a tiču se prvenstveno njihovih karakteristika: Dobre otpornosti pri udarnom oštećenju, disipacije statičkog elektriciteta, nepostojanja deliminacionih procesa u smislu u kom su kompoziti podložni istom, iskustva u primeni, boljem poznavanju i proceni mehanizama otkaza...Ipak, uzimajući u obzir i neosporne prednosti primene kompozita, očigledno je da visok potencijal leži i u primeni udruženih karakteristika ova dva materijala.

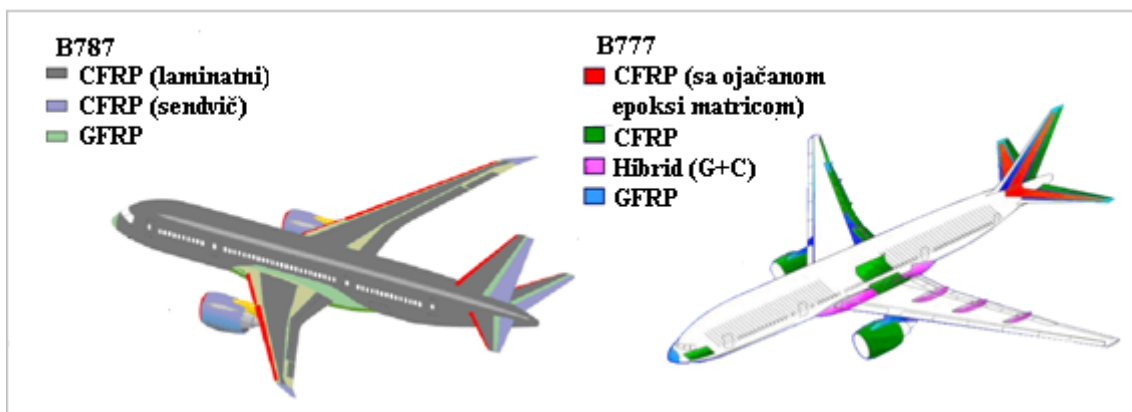
Već pomenut hibrid ove dve grupe materijala, usled mogućnosti oblikovanja elemenata većih dimenzija (u odnosu na one klasične od *Al*-legura), je doveo do primene 27 panela od *GLARE-a* na gornjem segmentu trupa *A380*, što je prouzrokovalo smanjenje težine gornje ljuske za čitavih 30% u odnosu na to da su za isti primenjivani klasični *Al* materijali [165]. Međutim, obzirom na nešto nižu krutost u odnosu seriju 2000, jasno je da je on dobar kandidat isključivo za izradu gornjeg segmenta trupa.

Od kompozitnih materijala, danas je najviše u primeni karbon/epoksi (tzv. *CFRP*), koji je dosad u najvećem procentu u izradi strukture trupa putničkih letelica primenjen kod *B787 Dreamliner-a* i *A350XWB*, čime je, kako je to već rečeno, trupove ove dve letelice učinio kompozitno dominantim. Ovaj kompozit je prvenstveno poznat po zaista fascinantnom odnosu čvrstoća/težina, kao i značajno redukovanoj potrebi za redovnim i vanrednim održavanjem [189]. Inače, *CFRP* spada u grupu kompozitnih materijala koji se nazivaju *FRP* (*fiber-reinforced plastic*) a iste odlikuje kombinacija polimerne matrice (najčešće je u pitanju *epoksi matrica*) i vlakana koja su najčešće (već pomenuta) *karbonska* (*CFRP*), zatim, *fiberglas* (*GFRP*), *aramidna* (*AFRP*) ili *kvarcna* (*QFRP*). Udeo njihove primene kod najnovijih *Airbus-ovih* letelica je dat na Sl. 73.

Iako se kompoziti danas još uvek smatraju materijalima koji imaju relativno visoku cenu, ona u krajnjoj računici teorijski može biti i niža nego u slučaju primene metala, obzirom da, na osnovu nekih *NASA-inih* istraživanja [50], broj delova u izradi ljuske trupa (u poređenju sa klasičnom *Al* strukturom) može da se smanji i za do 20%. Ovakva vrsta poboljšanja, po tvrdnji istog izvora, pruža mogućnost smanjenja težine cele letelice, troškova proizvodnje, kao i troškova sklapanja, što dalje teorijski može pozitivno da utiče i na proces održavanja, obzirom da je trup tradicionalno poznat po najvećem procentu prisustva zamornih oštećenja, a zamor i korozija jesu glavni uticajni faktori u troškovima održavanja. *Boeing-ov* časopis je objavio neke svoje interne procene [129] na osnovu kojih u slučaju *B787* očekuje smanjenje troškova redovnog održavanja strukture trupa 30%, zatim, prosečno smanjenje (po pregledu) broja radnih sati održavanja za 20%, dok su očekivanja da će ovo smanjenje za čitav radni vek letelice iznositi čak 60%.



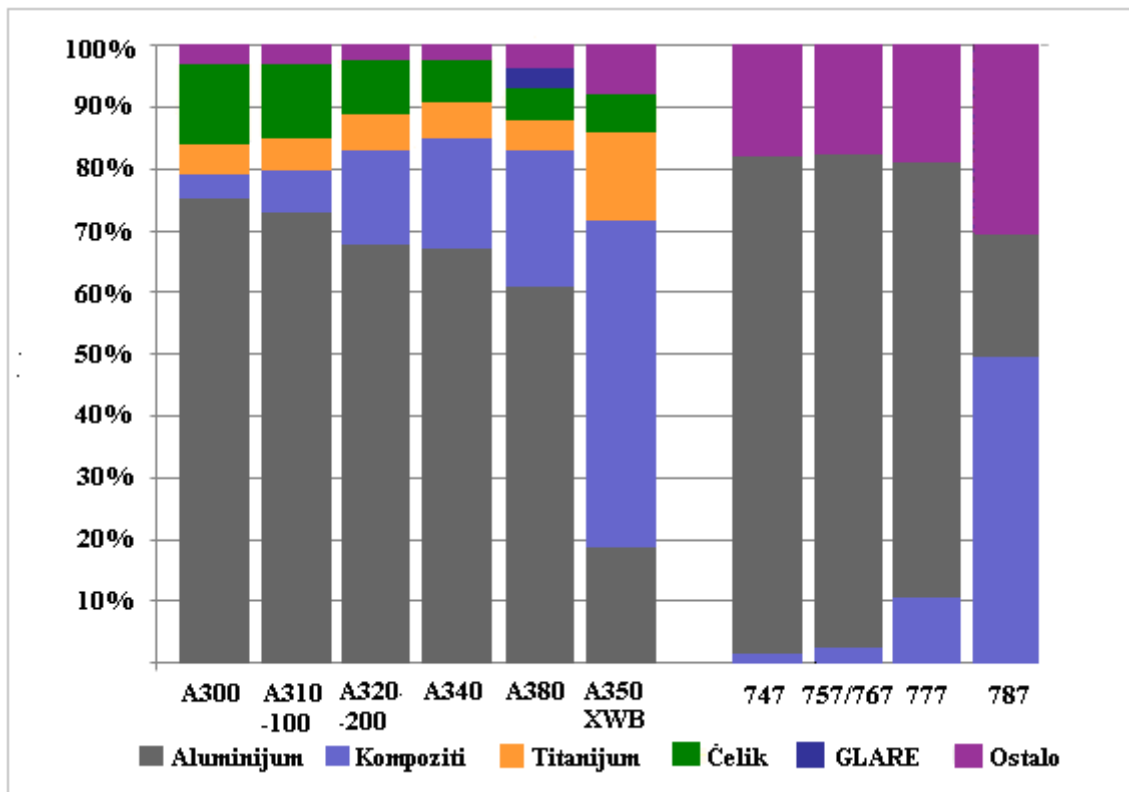
Sl.73. Udeo kompozitnih materijala kod Airbus-ovih letelica [izvor: 85, 167, 190; slika prilagođena]



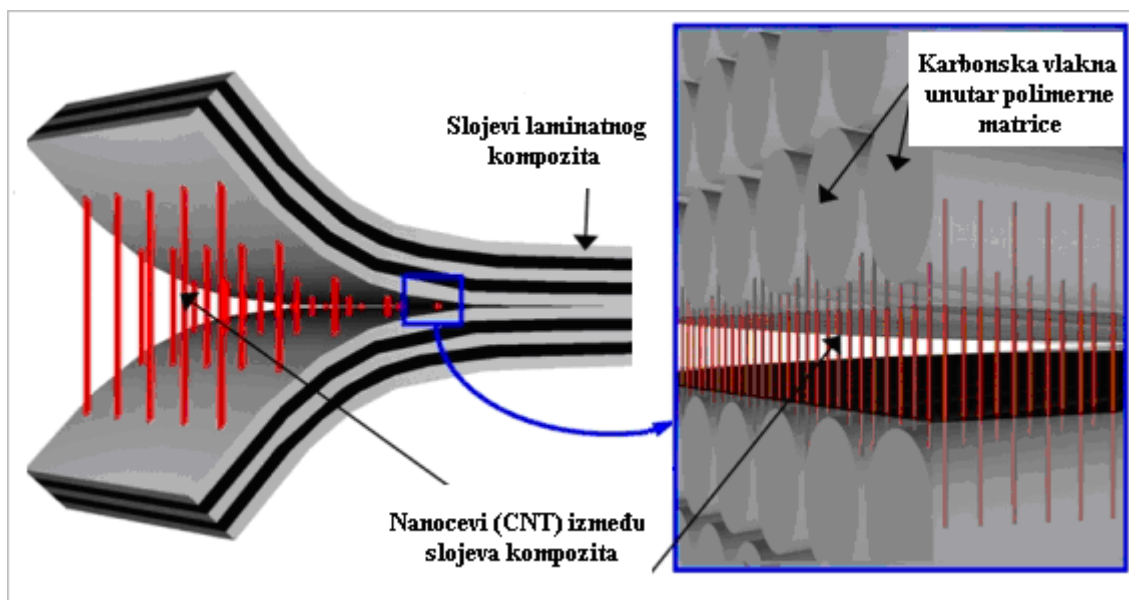
Sl.74. Udeo kompozitnih materijala kod Boeing-ovih letelica [izvor: 173, 174; slika prilagođena]

Na Sl.75. se mogu videti trendovi usvajanja filozofije kompozitnih materijala kod današnja dva najveća proizvođača putničkih aviona. Iako je u oba slučaja kod najnovije letelice primena kompozita znatno skočila u odnosu na prethodne modele (što je jasno, obzirom da je tada prvi put ona primenjena u izradi trupa), u globalu se ipak može reći da je *Airbus* kompozite uvodio nešto opreznije nego *Boeing*.

U okviru primene kompozita, više puta je spomenuta njihova velika osetljivost na udarna oštećenja, što predstavlja značajan argument svim protivnicima prekomerne upotrebe istih. Ipak, na osnovu istraživanja koja se obavljaju na *MIT* [168] (Sl.76.), buduća primena *nanotehnologija* (koja će kasnije biti još pominjana) može da pruži izuzetan potencijal baš po pitanju rešavanja pomenutog problema.



Sl.75. Procenti udela primenjenih materijala za slučaj Airbus/Boeing-ovih letelica [izvor:85, 166, 190, slika prilagođena]



Sl.76. Predlog primene nanotehnologije (CNT-a) u izradi kompozita [168]

Ovaj čitav postupak je nazvan *nanospajanje* (*nanostitching*) i sproveden je tako što je čitava "šuma" nanocevi vertikalno postavljena u polimernu matricu, koja je posle uvedena između slojeva karbonskih vlakana, čime je dobijen 16-oslojni laminat. Praktično, ovde imamo istu kombinaciju

komponenti kao kod *CFRP*-a, ali uz čak 30% veću čvrstoću i značajno veću otpornost na udarno opterećenje. Zahvaljujući primeni ove vrste tehnologije, moguće je i značajno manje problematično formiranje otvora radi primene zakivaka (na šta kompoziti pokazuju veliku osetljivost).

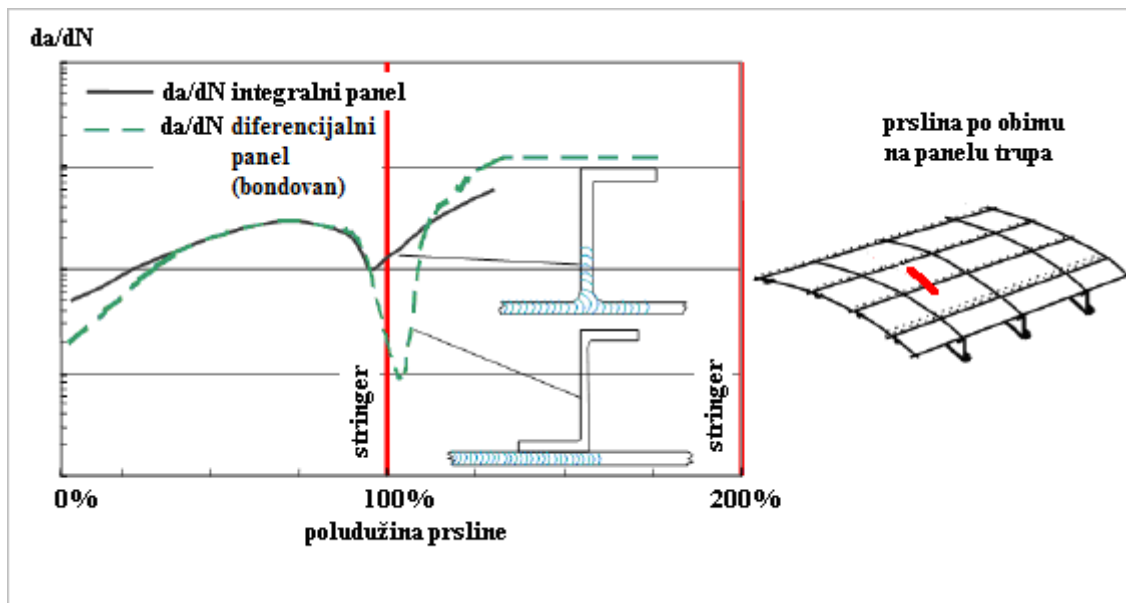
Takođe, izradu standardne *CFRP* strukture možemo smatrati donekle problematičnom i zbog načina na koji se vlakna utiskuju u matricu, obzirom da to može dovesti do njihovog oštećenja. Tehnologija *nanospajanja*, kako njeni tvorci obećavaju, i po tom pitanju donosi značajna poboljšanja, koja prvenstveno omogućavaju izuzetno mali promeri ovih cevi, odn. njihova veća površina (oko 1000 puta), što, naravno, utiče na njihovo bolje vezivanje za matricu.

Pri izboru i rangiranju karakteristika materijala takođe treba imati u vidu i da je, kao rezultat značajnog produženja životnog veka letelica, došlo do pojave nekih novih problema odn. rasta značaja nekih ranije zanemarljivih uticaja u okviru strukturalnog integriteta kao što je npr. negativan uticaj okruženja. Stoga, u uslovima sve većeg produženja životnog veka letelica, sprega vrste materijala i dejstva okruženja može značajno diktirati nastanak i stepen širenja degradacije, tako da je procena uticaja okoline od izuzetnog značaja npr. pri oceni željenih antikoroziivnih karakteristika koja danas predstavlja visokokotirano svojstvo, što nikako nije bio slučaj na početku «mlaznog doba» (1950.-1960.g.), kada se sasvim malo ili čak ni toliko pažnje nije posvećivalo ovom problemu. O karakteristikama u okviru koncepta zamora & tolerancije oštećenja pogotovo nije bilo govora. Iz tog razloga, posebna grupa problema egzistira kada su u pitanju starije letelice, tako da je u cilju rešavanja istog uloženi poseban napor kako bi se izvršila zamena *Al*-legura koje su bile sastavni deo strukture starih letelica, a koje se danas ocenjuju kao prevaziđene zbog osetljivosti, (prvenstveno) na pojavu naponske korozije. Izbor materijala koji će biti zamenjeni novim se procenjuje na osnovu sastava legure ili na osnovu vrste primenjene termičke obrade. Na osnovu predloga koje izlaže *Committee on Aging of U.S. Air Force Aircraft*, moguće je izvršiti sledeće izmene: 7075 sa 7079 (ekvivalentno); 7075-T6 sa 7150 (slično) i 7055-T7X (slično) [101]. Takođe, iako se ublažavanje uticaja naponske korozije može izvršiti i primenom zaštitnih prevlaka koji će izolovati strukturu u odnosu na okruženje, najbolji rezultati (iako je to najskuplje rešenje) su dobijeni potpunom zamenom starih materijala novim (slučaj letelica *C-17* [28], *C-141*, *KC-135*, *B-52*, *C-130* i *C-5* [4]).

5.2. Inovativni koncepti projektovanja, tehnologija proizvodnje i tehnika spajanja

Konvencionalna konfiguracija ljuske trupa se sastoji od pojedinačno izrađenih elemenata koji se, uz prethodno izbušene otvore, spajaju zakivcima. U slučaju novijih letelica, uočljiv je trend sve većeg insistiranja na isključivanju zakivaka, obzirom da su ovakve veze izvor pojave zamornih i koroziivnih oštećenja, zatim, značajno utiču i na povećanje težine letelice, a i uslozjavaju proces održavanja i povećavaju broj njegovih sati, što sve naravno ima uticaja i na celokupni radni vek strukture, kao i na njenu krajnju cenu. Jedan od konceptata projektovanja koji se može koristiti u cilju ublažavanja pomenutih pojava je primena *integralnih panela*. Isti podrazumevaju tip panela kod kojih je spoj između stringera i oplata ostvaren bez bušenja otvora i primene zakivaka, uz primenu tehnologija: livenja, kovanja, zavarivanja, ekstrudiranja ili *high speed machining*-a. Na ovaj način je prvenstveno moguće postići značajne uštede u težini, uz ostvarivanje celokupno niže cene, obzirom na jednostavniju i celokupnu izradu i proces sklapanja. Takođe, pošto ovde imamo eliminisane glavne koncentratore napona, faza inicijalizovanja prsline je mnogo duža a i verovatnoća pojave *MSD*-a je u značajnoj meri redukovana.

NASA je svojevremeno u saradnji sa *Boeing*-om sprovela obimnu studiju o izvodljivosti primene integralnih panela [95] gde se došlo do zaključka da sveukupno najbolje karakteristike pruža ekstrudirani panel *near-net* tipa (tj. oplata sa ojačanjima u obliku mreže), koji je izveden metodom *high speed machining*-a.



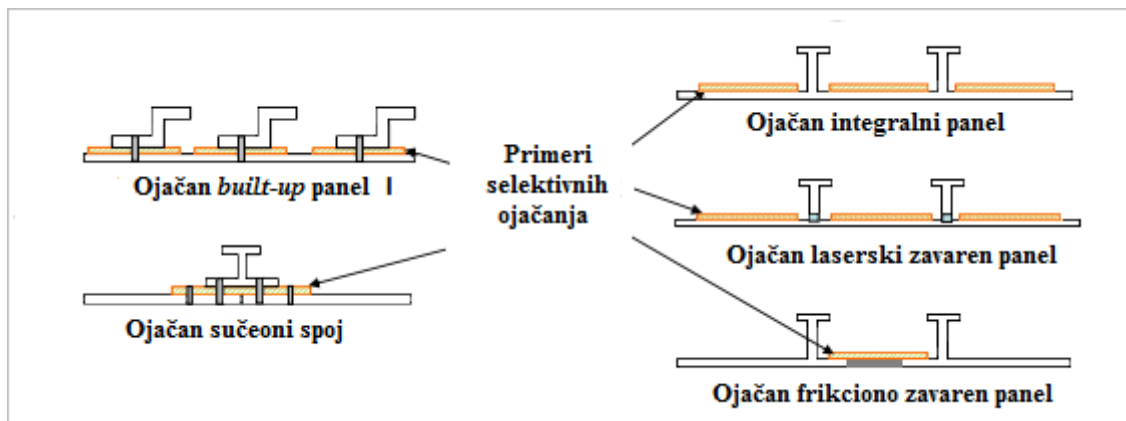
Sl.77. Režimi rasta prsline kod integralne i diferencijalne strukture [96]

Ipak, ova vrsta panela ima izvesna ograničenja koja se odnose na njene *TO* karakteristike, obzirom na odsustvo koncepta strukturalne preodređenosti, odn. mehanizam usporenja rasta prsline u trenutku kada ona prilikom širenja na oplati nailazi na stringer, ovde izostaje. Na Sl.77. je prikazano poređenje režima rasta prsline za slučaj jedne integralne i jedne diferencijalne (*built-up*) strukture (u ovom slučaju adhezivno spojene). Na dijagramu je uočljiva jasna razlika u trenutku kada se prsline približava stringeru. U slučaju integralne strukture tada dolazi da značajno bržeg rasta prsline obzirom da je stringer već zahvaćen istom, što nije slučaj sa *built-up*-om, kod kog do otkaza stringera dolazi tek nakon što je oplata doživela isti.

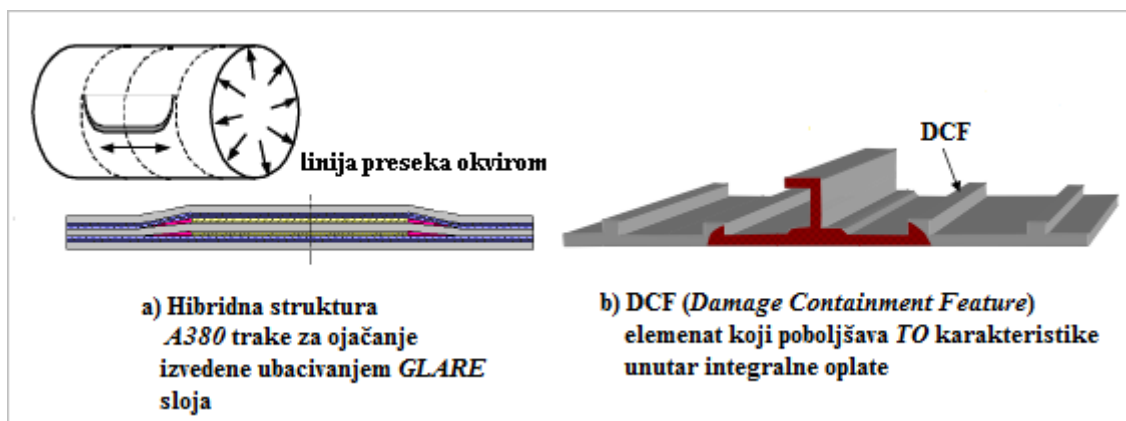
Poboljšanja pomenutih problematičnih aspekata integralnih struktura se mogu vršiti npr. ciljanom primenom (lokalnih ili globalnih) ojačanja, čija je uloga usporavanje rasta prsline odn. pružanje strukturalne preodređenosti kroz postojanje alternativne putanje opterećenja. Ipak, obzirom da je primarni cilj primene integralne strukture smanjenje težine letelice, uvek treba dobro preispitati potrebu za primenom ojačanja, pogotovo kad se zna da određeni segmenti trupa ne postavljaju dobre *TO* karakteristike kao primarni kriterijum.

Na Sl.78. date su neke od varijanti ojačanja određenih tipova elemenata, ali više u smislu ilustracije. Što se tiče konkretnih rezultata postignutih u slučaju ovakvih rešenja, *Alcoa* [207] je izvršila obimnu studiju istih za slučaj krila i trupa gde se ovakvim rešenjima za slučaj i integralne i *built-up* strukture postižu poboljšanja po pitanju i usporenja stepena rasta prsline i povećanja zaostale čvrstoće u proseku za oko 15%.

Elementi kod kojih se poboljšanja ostvaruju primenom strateški integrisanih ojačanja se nazivaju *hibridne strukture*, a njih, naravno, ne treba mešati sa hibridnim materijalima. Primer ovakvog rešenja je predstavljen na Sl.79., gde je primenom hibridne strukture kod *A380* izvedeno ojačanje tako što je unutar oplata napravljene od *GLARE*-a, ubačen dodatni sloj vlakana (na segmentu ispod okvira), čime je obezbeđeno sigurno skretanje prsline (*flaping*), koje, kako je to već pomenuto, predstavlja sigurnosnu meru protiv eksplozivne dekompresije trupa, u slučaju prisustva većih oštećenja. Efekat ovog rešenja je sličan klasičnim ojačanjima (*tear straps*). Takođe, problematično odsustvo *TO* karakteristika, se u izvesnoj meri može imitirati i uvođenjem *DCF* elemenata (Sl.79.) koji, ponovo na osnovu studije koju je izvršila *Alcoa* [207] daju usporenje rasta prsline (i kod integralnih i kod *built-up* struktura) u proseku za 10-15%.



Sl.78. Opšti primeri selektivnih ojačanja različitih tipova panela [207]

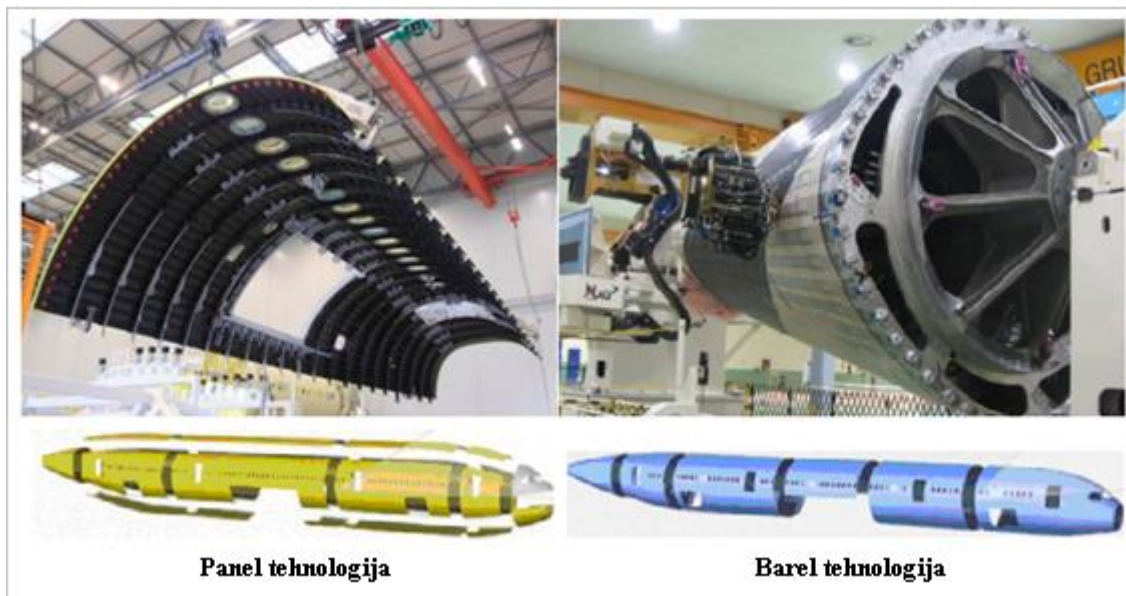


Sl.79. Hibridna struktura i DCF [191, 207]

Inovativna rešenja se takođe uvode i na nivou celokupnog koncepta projektovanja trupa. Tako npr. kod dve najnovije letelice, *A350XWB* i *B787* imamo zastupljene dve suprotstavljene ideje, od kojih obe imaju svoje i prednosti i mane. U tom smislu, *Boeing* je usvojio potpunu novu tehnologiju tzv. *barel*, kod koje se celokupan trup sastoji od 4 spojena valjka. Dakle, ovde ne postoje paneli koji su međusobno povezani, nego je svaki valjak napravljen izjedna. Prednosti su očigledne usled generalno manjeg broja veza, i uz potpuno odsustvo onih podužnog tipa.

Nasuprot tome, *Airbus* je zadržao tehnologiju panela, ali uz izvesne izmene, primenjujući filozofiju četvoropanelnog segmenta (s tim da je centralni segment dopunjen sa dva bočna panela, zbog veze sa krilima). Cilj *Airbus*-ove ideje poboljšanja klasične tehnologije modernim elementima, se ogleda u mogućnosti da se različiti paneli trupa, kao i do sada, različito kroje, obzirom da nisu svi izloženi istoj vrsti opterećenja, dok njihova veća dužina (u odnosu na klasičnu) omogućava manji broj veza zakivcima. Obzirom da se spojevi po obimu smatraju težim od onih po dužini, *Airbus* je napravio određenu uštedu u težini primenom panela koji su veće dužine nego bareli, a istovremeno je, u slučaju većih oštećenja, za razliku od opcije barela, reparaciju učinio jednostavnijom, jer je sigurno lakše zameniti jedan panel nego nanositi ekstenzivne zakrpe na barelu. Zatim, interesantno je da je *Airbus* ipak donekle usvojio i *barel koncept*, obzirom da je repni segment trupa izrađen u tom maniru. Takođe, u oba koncepta su u izradi trupa dominantno korišćena karbonska vlakna, *CFRP*. U okviru *Airbus*-ovog koncepta, pored celokupno *CFRP*-izrađenih stringera, i većina okvira je izrađena od ovog kompozita (uz kombinovanje sa *Al* i *Al-Li*, zbog već pomenute potrebe efikasnijeg provođenja

elektriciteta). Što se tiče okvira koji se nalaze u zonama najviše opterećenosti (npr. ojačanja oko vrata), *Airbus* je primenio *CFRP/titanijum* hibrid radi ispunjavanja uslova tzv. *crashworthiness* kriterijuma, a slično njima, i *Boeing* je u izradi okvira u ovoj zoni takođe koristio titanijum [195].



Sl.80. Panel i barel tehnologija izrade trupa [izvori: 92, 93; slika prilagođena]

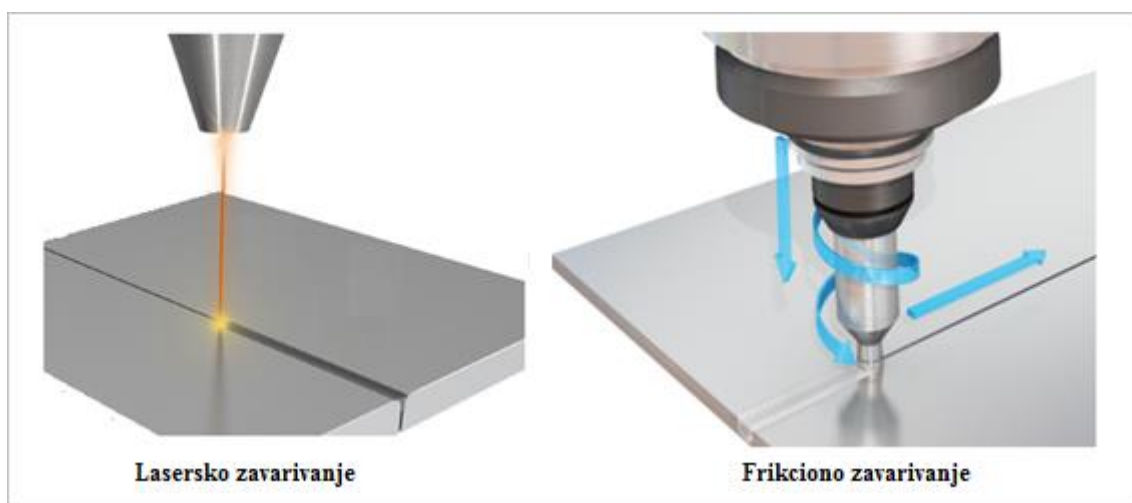
Pored pomenutih inovativnih konceptata projektovanja, danas na snazi imamo i napredne tehnološke postupke koji su doveli ili do poboljšanja centralnih karakteristika ovako izrađenih struktura ili su omogućili dobijanje rešenja koja su uz dotad postojeće tehnologije bila nemoguća. U tom smislu, u izradi metalnih struktura se kao najzapaženije izdvajaju (već pominjano) *hemijsko glodanje*, zatim, *peskarenje staklenim zrcima* (kojim se poboljšavaju zamorne karakteristike i otpornost na dejstvo zamorne korozije), *superplastično oblikovanje* (kojim je u znatnoj meri poboljšavan kvalitet površinske obrade i smanjenja zaostalih napona), *visokoprecizno sečenje*, *precizno livenje*, *cold expansion* (koji poboljšava zamorne karakteristike otvora).....

Po pitanju kompozitnih struktura, obzirom na njihovu visoku složenost, ne samo kada je reč o kreiranju finalnih delova, nego i o procesu izrade kompozitnih materijala, ovde će biti pomenute samo dve koje se odnose na izradu onih kompozitnih elemenata koji su u okviru ove disertacije najviše pominjani. Pri izradi cilindričnih struktura, kao što je npr. pomenuti kompozitni barel trup se koristi tehnologija *Filament winding-a*, dok se u procesu *co-cure* spajanja oplata i stringera primenjuje *VARTM* (*Vacuum Assisted Resin Transfer Molding*) tehnologija koja je posebno značajna obzirom da ona spada u red onih koje se danas smatraju trendom obzirom da isključuje prisustvo autoklava koje svojim ograničavajućim dimenzijama onemogućavaju tretiranje većih površina.

Izbegavanje veza zakivanjem se, pored pomenute primene integralnih panela odn. barel tehnologije, može izvoditi i *metodom bondovanja* pojedinačno izrađenih stringera i oplata. Iako ova tehnologija postoji već dugo vremena i teorijski pokazuje odlične karakteristike, ona je u slučaju metalnih struktura u praksi imala izvesna tehnička ograničenja, i još uvek nije odobrena postojećim regulativama unutar putničke avijacije (dok su unutar *GA* propisi po tom pitanju daleko liberalniji). U slučaju kompozitnih struktura, tj. letelica sa dominantnim kompozitnim trupom, danas se ekstenzivno koristi *co-curing* proces bondovanja pri spajanju istih, dok kao primer ove vrste bondovanja između metala i hibrida, imamo slučaj letelice *A380* gde su na taj način spajani oplata od *GLARE-a* i aluminijumski stringeri (7349).

Argumenti koji se danas i dalje potežu kada je u pitanju značajnija primena bondovanja metalnih struktura je da je kvalitet ove veze i dalje u visokoj meri uslovljen adekvatnom pripremom površine, zatim, da su ovakve veze često izvor korozivnog dejstva, kao i da jačina ovako postignute veze nikada ne može biti jednaka onoj koja je zakovana. Međutim, na osnovu ispitivanja koje je vršio *Fokker* [210] koristeći najnovije generacije mikroskopa, došlo se do zaključka da se proces anodizacije, (koji predstavlja ključnu fazu pripreme površine), na ovaj način danas može kontrolisati (dok je on ranije, manje-više, bio sproveden na nivou iskustva), što je dovelo do mogućnosti postizanja finoće poroznosti tokom pripreme površine koja vezuje adheziv po principu nanotehnologije. Takođe, u prilog ovim spojevima ide i to što se kod njih, naravno, u slučaju da je postignuta veza izuzetnog kvaliteta, raspodela napona vrši daleko pravilnije nego u slučaju spajanja zakivcima, dok izvesne karakteristike adheziva omogućavaju i tzv. *bridging effect* koji u slučaju prisustva prsline u njenoj okolini vrši disipaciju koncentracije napona. U svakom slučaju, tehnologija bondovanja metalnih struktura danas deluje vrlo obećavajuće, jer teorijski ona daje spojeve izuzetnih *F&DT* karakteristika, i stoga predstavlja potencijalno dobrog kandidata.

Spajanje dve površine se može vršiti i primenom *laserskog (LBW)* i *frikcionog (FSW)* zavarivanja, koji predstavljaju dva visokotehnološka procesa koji se danas delom koriste u praksi, a delom su u eksperimentalnoj fazi. Isti se takođe primenjuju u cilju smanjenja broja zakovanih veza, bilo kroz spajanje pojedinačnih panela, ili pak u cilju izrade integralnih panela. *Lasersko zavarivanje* je npr. korišćeno u slučaju izrade integralne oplata kod *A380*, pri spajanju donjeg segmenta oplata trupa, i navedena tehnologija je već prilično uhodana, a kod *Airbus*-ovih letelica je u primeni još od *A318* [94], dok je *frikciono zavarivanje* trenutno kandidat za formiranje sučeonih spojeva [95, 191], koji bi trebali da zamene longitudinalne preklopne spojeve, što bi, pored već pomenutih dobiti, omogućilo i formiranje tzv. *super panela*.



Sl.81. Ilustracije laserskog i frikcionog zavarivanja [97, 98]

Prednost primene tehnologije laserskog zavarivanja se između ostalog ogleda i u daleko bržem procesu spajanja panela u poređenju sa klasičnim spajanjem zakivcima. Takođe, izbegavanjem istih se postiže i određena ušteda u težini. Ipak, primena ove metode je ograničena na aluminijumske legure tipa *6XXX*, odn. novije *Al*-legure (*AlMgSi*, *AlLi*). Za razliku od ove tehnologije spajanja, frikciono zavarivanje je primenljivo nad većim brojem legura, koje uključuju i ekstenzivno korišćene *2XXX* i *7XXX* serije. Takođe, ovom metodom se mogu spajati i različiti materijali. Istraživanja pokazuju [96] da je primenom *LBW*-a moguće brzinu procesa spajanja povećati za do 40 puta u odnosu na konvencionalne metode spajanja zakivcima, dok je primenom *FSW*-a moguće dobiti statičku

čvrstoću šava od 80% vrednosti čvrstoće samog materijala, dok je ista vrednost najboljeg spoja zakivcima oko 50%.

Inače, mana svake, pa i ove vrste zavarivanja, su generalno loše *F&DT* karakteristike ovih spojeva. Radi poboljšanja istih, može se izvršiti već pomenuto lokalno ojačanje. Ipak, i sa ovakvim pristupom je potreban ozbiljan oprez, obzirom da je glavni cilj primene zavarenih spojeva takođe smanjenje težine, što bi ovim pristupom moglo biti poništeno. Upravo iz tog razloga ovakve vrste spojeva treba izbegavati kod segmenata trupa gde dobre *F&DT* karakteristike predstavljaju primarni projektni uslov.

5.3. Održavanje, metode prevencije degradacije i tehnike reparacije

U okviru prethodnih poglavlja je već pomenuto kakvi koncepti održavanja postoje, preko kojih parametara se određuju intervali za pojedine preglede, koje filozofije se primenjuju radi definisanja kriterijuma do kad je struktura još uvek u operativnom stanju....Takođe, predstavljen je i značaj (ne)adekvatnog sprovođenja procesa održavanja kroz određene primere iz prakse.

Kako letelica stari, mogućnost pojave oštećenja uzrokovanih zamorom, korozijom odn. bilo kojim drugim oblikom devastacije, neumitno raste. Zatim, sa protokom vremena raste i verovatnoća pojave širokorasprostranjenih zamornih oštećenja, najopasnijeg degradacionog procesa po integritet iste. Iz tog razloga je sa rastom broja sati radnog veka potrebno sprovesti sve konzervativnije pristupe u okviru programa održavanja, a kako bi se omogućila što ranija detekcija ovakvih oštećenja, strukturalni pregledi moraju biti sprovedeni sa sve većom učestalošću. Dakle, preduzimanjem mera za produženje životnog veka ne samo da dolazi do uspostavljanja znatno češćih procesa održavanja, nego oni postaju i sve delikatniji i složeniji. Npr. u slučaju dostizanja trenutka dovoljne verovatnoće za pojavu *MSD/MED*-a odn. stanja sveobuhvatne pojave zamora ili korozije, intervali kontrole koji su ustanovljeni po standardnim šemama koncepta tolerancije oštećenja, postaju u potpunosti neadekvatni, obzirom da se oni, kako je to ovde više puta rečeno, oslanjaju na premisu da u slučaju otkaza nekog dela strukture, ostatak iste, koji u tom slučaju treba da preuzme opterećenje, je u neoštećenom stanju. Takođe, iako u najvećem broju slučajeva i nakon uvođenja ovakvih intervencija, održavanje i dalje ostaje generalizovano i striktno, postoje i oni slučajevi koje nije moguće u potpunosti pokriti uniformnim standardima, tako da se za njih plan održavanja individualno propisuje.

Otežavajuću okolnost kod održavanja starijih letelica predstavlja i eventualna nemogućnost kvalitetnog uočavanja oštećenja u nepristupačnim zonama (ili njegova značajna otežanost). Zatim, u slučaju zamene delova kod starijih letelica mogu se javiti i problemi tipa: Neuklapanja originalnih delova usled starenja okolnih elemenata, potrebe za delovima koji su izrađivani na mašinama koje više nisu u upotrebi ili da izrada određenog dela (zbog male serije) nije ekonomski isplativa (što može da uključi i izradu sasvim novog dela). Sve ovo govori u prilog složenosti celokupnog procesa produženja životnog veka letelica i koliko ona izlazi iz okvira čiste primene šablonizovanog tehničkog postupka.

U ranijim tačkama ove disertacije su pominjane alternativne filozofije održavanja koje imaju za cilj da letelicu drže što kraće van operativne upotrebe. U skladu sa navedenom potrebom, *Boeing* je izvršio segmentiranje procesa održavanja, tako da je *D-check* za npr. letelicu *B737*, raščlanio na 52 nezavisne grupe. *NTSB* je ovaj potez definisao kao propust tj. "*factor of concern*", obzirom da je njime izgubljena globalna slika stanja letelice, što je problematično ako se ovakav pristup primenjuje nad letelicama koje već imaju priličan radni vek. Na osnovu tumačenja *NTSB*-a, najbolji uvid u stanje letelice tokom pregleda se može izvršiti tokom *D* nivoa pregleda (nesegmentiranog), dok iskustva određenih relevantnih krugova stručnjaka upućuju na to da je najefikasniji godišnji *C* pregled u kombinaciji sa segmentnim $\frac{1}{4}$ *D* pregledom [118], a isti izvor navodi i da dodatni zahtevi koji se odnose na starije letelice u proseku povećavaju obim posla u okviru *D*-pregleda za oko 50% (za vreme implementacije novog procesa), odn. za oko 10-15% u okviru narednih pregleda.

Kada je zamor materijala u pitanju tj. širenje zamornih prslina, osnovne preventivne metode produženja životnog veka baziraju se na odlaganju/onemogućavanju inicijalizovanja prslina, odn. usporavanju njihovog daljeg širenja. Metode kojima se to može postići su pomenute u prethodnim poglavljima i obuhvataju multidisciplinarni pristup u okviru: primene materijala određenih karakteristika, izbora određenih projektnih/tehnoloških rešenja, visokog kvaliteta izrade i održavanja, eksploatacije unutar projektovanih parametara....U okviru ove disertacije je već pominjana razlika između zamornih prslina lokalnog tipa čiji uzrok može da leži u neadekvatnoj izradi, loše projektovanom detalju, ekscesnim uslovima eksploatacije....i onih koje su sveobuhvatnog tipa i koje generalno predstavljaju uznapredovale forme zamornih oštećenja koje obuhvataju velike površine, koje po pravilu imaju iste ili slične strukturalne detalje, a koji su izloženi sličnim ciklusima opterećenja. Takođe je pomenuto i koliku opasnost ove druge predstavljaju po integritet letelice i da stoga svaka od njih mora imati jasno definisanu granicu kada mogućnost pojave istih (na strukturama koje su inače sklone ovoj pojavi) postaje neprihvatljivo velika (*LOV*) i predstavlja kriterijum koji određuje granicu operativne upotrebe jedne letelice. Uslovi pod kojim se operativna upotreba letelice može produžiti i nakon dostizanja ove vrednosti (*extended LOVS*) se nalaze u *Advisory Circular*-u, koji je *FAA* donela po pitanjima postavljanja/uspostavljanja *LOV*-a [138]. Inače, pitanje pokušaja produženja operativne upotrebe strukturama koje su dostigle određene limite će uvek biti predmet rasprava oko toga koliko (ne)konzervativan pristup u tome svemu treba dozvoliti obzirom na nemogućnost isključenja velikog broja nepoznanica na koje uvek moramo da računamo. Trenutni stav putničke vazduhoplovne industrije je da postoji značajno oklevanje kad su u pitanju pokušaji da se ovako velikim površinama povрати ispravnost. Ipak, postoje određeni krugovi stručnjaka koji ovakva tehnička rešenja smatraju realnim [185], iako postoje jasni dokazi da je ovako visok nivo oklevanja opravdan i neophodan.

Kako je već rečeno, radni vek letelica se danas pre procenjuje kroz njihovu cenu održavanja nego kroz projektovani radni vek, a obzirom da pojava strukturalne korozije u okviru održavanja letelica predstavlja procentualno najveći trošak, jasno je da je direktno smanjenje troškova koje za sobom povlače problemi dejstva korozije u više nego očiglednoj vezi sa produženjem radnog veka letelica. Trenutni stav eksperata [4] u okviru održavanja po pitanju rešavanja problema dejstva korozije se svodi na filozofiju koja se zove "*find it - fix it*" odn. primenu algoritma po kom se nakon detektovanja korozije pristupa popravci oštećenja odn. zameni dela. Tako se npr., za slučaj pojave tačkaste i lisnate korozije, pristupa uklanjanju vidljivog oštećenja (uz uklanjanje dodatnog sloja radi sigurnosti), nakon čega se vrši nanošenje podloge (prajmera) i farbe. Ako je uklanjanjem došlo do istanjenja strukture koje je veće od 10%, taj deo onda mora biti zamenjen. Problem sa ovom vrstom filozofije su enormni troškovi koje ona stvara, i stoga se trenutno traga za preciznijim rešenjima koja će imati za cilj da se u racionalnijoj meri sprovedi borba protiv korozije stavljanjem akcenta na razumevanje samog mehanizma nastanka i razvoja iste, odn. kako njeno prisustvo utiče na integritet strukture. Da bi uopšte mogla biti primenjena ovakva filozofija neophodno je precizno određivanje obima nastalog oštećenja (primenom npr. metoda nedestruktivnih pregleda), kao i analitičko objašnjenje mehanizama korozivnog oštećenja, odn. neophodno je formirati sistem koji bi omogućio celokupan monitoring nastanka, procene razvoja i uticaja korozivnog dejstva. Stoga danas neki od potencijalnih pravaca u cilju što racionalnijeg pristupa u borbi protiv iste idu u smeru koji bi se mogao uporediti sa odnosom koji prema zamornom oštećenju ima koncept *TO*, i koji bi stoga tolerisao izvesno (kontrolisano) prisustvo korozije na određenim delovima strukture. Ipak, mehanizmi zamornog loma (bar u okviru metalnih materijala) koje danas poznajemo i koje koristimo radi procene nosivosti struktura oštećenih prisustvom zamornih prslina su nam neuporedivo jasniji u odnosu na mehanizme korozivnog oštećenja. Stoga, na današnjem nivou znanja, korozivna devastacija i dalje predstavlja isuviše nepredvidljivu pojavu da bi se ono u bilo kom smislu moglo tumačiti slično zamornoj degradaciji.

Dakle, na osnovu znanja koje nam je danas dostupno, koraci koji se trenutno sprovode u cilju sprečavanja/odlaganja dejstva korozije se svode na sprovođenje sledećih mera...Kako je već

navedeno, jedan od četiri neophodna uslova da bi došlo do pojave korozije je prisustvo elektrolita, koji je najčešće u obliku vode/vlage ili kiseline. Iz tog razloga, neophodno je prisustvo istih eliminisati (ili svesti na minimalnu meru) multidisciplinarnim pristupom, koji kreće još od faze izbora konstruktivnog rešenja, obzirom da je kvalitetnim dizajnom moguće u velikoj meri isključiti prisustvo džepova gde bi moglo doći do skupljanja vlage, kiselina ili soli, dok pažljivo osmišljeni i izvedeni sklopovi, (između ostalog), imaju ulogu da onemoguće njihov prodor u unutrašnjost strukture, odn. obezbede što brže uklanjanje. Takođe, adekvatno postavljenim drenažnim otvorima, odn. zapečaćenim spojevima, može se uspešno minimalizovati uticaj vlage na unutrašnje delove strukture. Na mestima gde je prisustvo fluida nemoguće isključiti, treba ostvariti kvalitetnu zaštitu, odn. izolovati materijale koji su skloni pojavi korozije, a danas je u upotrebi veliki broj prevlaka koje se smatraju kvalitetnom završnom merom. Ipak, njihova sposobnost zaštite strukture u velikoj meri zavisi od ispravne pripreme površine, kao i pravilnog nanošenja iste. U slučaju prevencije pojave pojedinih vrsta korozije, izvori [31,33,36,37] stavljaju na raspolaganje sledeće generalne preporuke:

- Prevenција galvanске korozije*: Vršiti se izbegavanjem kontakta dva metala koja bi mogla da grade galvanški par. Isto se može postići isključivanjem mogućnosti njihovog kombinovanja, a ako to nije moguće, onda se rešenje može naći u postavljanju barijere između istih (npr. nanošenjem zaštitnih prevlaka preko oba metala).

- Prevenција termogalvanске korozije*: O prevenciji pojave ove vrste korozije je potrebno voditi računa još prilikom projektovanja letelice i to izbegavanjem izraženih toplotnih gradijenata kroz biranje rešenja koja minimalizuju velike razlike u temperaturi.

- Prevenција tačkaste korozije*: Ova vrsta korozije generalno predstavlja veliku opasnost po strukturu, pogotovo zbog toga što se najčešće širi u dubinu dok je na površini veoma lokalizovana (mada je moguć i suprotan slučaj) i ona je, u stvari, često prethodnica nekim drugim vrstama korozije i pojavi zamora materijala. Prevencija pojave iste uvek prvenstveno leži u izboru materijala koji pokazuju otpornost na njeno dejstvo, a ako to nije moguće, potrebno je vršiti nanošenje zaštite ili kontrolisati sastav okruženja (pH, temperaturu, prisustvo hlorida...).

- Prevenција korozije u zazorima*: Ista se sastoji u primeni materijala koji su otporni na ovu vrstu korozije, kao i u projektovanju spojeva koji onemogućavaju zarobljavanje fluida unutar džepova. Zatim, ako je moguće, potrebno je kontrolisati sastav fluida, primenjivati inhibitore/prevlake odn. čuvati zaštitni film samog materijala.

- Prevenција naponske korozije*: Izborom materijala koji imaju dobru otpornost na pojavu naponske korozije odn. nižu osetljivost na uticaj okruženja. Dalje mere bi mogle da se sprovedu i kroz primenu termičkih obrada koje smanjuju vrednosti zaostalih površinskih napona. Takođe je preporučljivo i vođenje računa o dobroj raspodeli napona u sklopovima i minimiziranju prisustva koncentracije napona, kao i onemogućavanju prisustva zateznog napona koji je veći od propisanog.

- Prevenција intergranularne korozije*: Od svih ovde navedenih vrsta korozije, za sada se intergranularni oblik smatra najstroženijim za tretiranje, obzirom da je uzrok pojave ove vrste korozije u domenu metalurgije odn. grešaka unutar zrna, mada može biti uzrokovan i npr. neodgovarajućim procesom kaljenja. Sve u svemu, ovakav deo mora biti zamenjen. Stoga je dobra ideja (ako je takav izbor optimalan u odnosu na sve druge kriterijume) koristiti materijale koji nisu osetljivi na ovu vrstu korozije.

- Prevenција bakterijske korozije*: Sprovođenje iste se svodi na izbor materijala koji su otporni na njeno dejstvo, zatim, na redovno čišćenje i održavanje površina. Takođe, obzirom da hemijski sastav okruženja može imati negativan uticaj, težiti eliminaciji kontakta sa istim. Primena biocida se takođe može sprovoditi kao mera.

- Prevenција zamorne korozije*: Sprovođenjem svih onih mera koje su ovde već detaljno pominjane, a koje bi dovele do eliminisanja/ublažavanja izvora korozivnog/zamornog oštećenja.

- Prevenција frikcione korozije*: Eliminisanjem ili uklanjanjem uticaja vibracija, tj. svođenjem na minimum relativnog pomeranja površina u kontaktu. Prihvatljivo rešenje predstavlja i sprovođenje

lubrikacije kontaktnih površina, odn. svakog tretmana koji će dovesti do povećanja koeficijenta trenja (smanjenja habanja).

Inače, ako se korozija javi sama, ona prvenstveno predstavlja ekonomski teret i uglavnom ne predstavlja rizik po sigurnost letelice. Ipak, i u takvim zaključcima treba biti izuzetno oprezan jer je često neophodno da se procena vrši i iskustveno i na individualnom nivou. Iako je jasno da problem pojave korozije datira još od vremena primene prvih metalnih materijala, intenzivna i multidisciplinarna borba protiv nje ipak ne seže tako daleko, a kada su u pitanju *Boeing*-ove letelice, ista je zastupana tek od modela *Boeing 777* i novije verzije *B737 (Next Generation)* [33].

U okviru prethodnih poglavlja ove disertacije je već data podela po pitanju tipova zakrpa uz definisanje njihovih osnovnih karakteristika. Obzirom da se ovo poglavlje bavi najsavremenijim tehnologijama, ovde će prvenstveno biti reči o najnovijim kompozitnim opcijama. Već je pomenuto da je ovaj vid tehnologije još uvek u povoju, usled postojanja određenih problema koji još uvek nisu premošćeni kao i zbog kratke istorije primene istih, što smanjuje mogućnost njihove rutinske aplikacije. Kao jedan od centralnih problema se takođe navodi i izuzetna složenost čitavog procesa postavljanja kompozitnih zakrpa, zatim problem specijalnih uslova rada, kao i da je proces njihove kontrole dugotrajan i još uvek nedovoljno automatizovan. Ipak, u primeni istih je uočljiv veliki potencijal, za čiju punu realizaciju je potrebno sam proces značajno pojednostaviti, ubrzati i u većoj meri automatizovati. Obzirom na veći broj mogućnosti koje uopšteno kompoziti teorijski mogu da pruže, danas imamo situaciju da proizvođači letelica (tj. delova strukture) sami razvijaju svoje tehnologije u skladu sa potrebama sopstvenih (pojedinačnih modela) letelica. Tako se npr. *Boeing* orijentisao ka usavršavanju tzv. *quick cure patch*-eva, obzirom da su oni, po rečima njihovih inženjera [141] kao primarnu opasnost po kompozitne strukture prepoznali u oštećenjima nastalim prilikom opsluživanja letelice i udara munje. Ove vrste privremenih zakrpa su viđene kao brzo trenutno rešenje dok letelica ne bude u mogućnosti da se nad njom uradi trajna reparacija. Po rečima *Boeing*-ovih predstavnika [140], ove vrste zakrpa se nanose izuzetno brzo a spadaju u tzv. *precured* zakrpe karbon/epoksi tipa. Takođe, uz ovu tehnologiju je razvijana i portabl aparatura koja bi tehničarima omogućila da na licu mesta procene nastalu štetu. Za razliku od *Boeing*-a, *Airbus* [140] se opredelio za razvijanje automatizovane tehnologije koja preko *3D* sistema prikuplja podatke o konfiguraciji oštećenja površine (stetoskopskom kamerom), nakon čega ultrazvučnom metodom određuje stepen degradacije i automatizovanim postupkom uklanja isto. Zakrpa se izrađuje opet pomoću *3D* tehnologije i spaja primenom film adheziva.

Ipak, obzirom na još uvek prisutan priličan broj problema pri nanošenju kompozitnih zakrpa, postoji jasna neophodnost za daljim razvitkom nekih potpuno novih tehnologija koje će ublažiti sve ove neželjene karakteristike i određeni broj istih je već u eksperimentalnoj fazi, stoga, neka od rešenja [139] predlažu primenu npr. *nanocevi (CNT)* koje bi ostvarile električnu i toplotnu konduktivnost, što bi dalje omogućilo zagrevanje zakrpe iznutra i time bržu reakciju smole i ciljaniju i uniformisaniju raspodelu povišene temperature (koja je neophodna u ovom procesu). Ova tehnologija bi mogla biti iskorišćena i u cilju praćenja stanja zakrpe (u okviru tzv. *health monitoring*-a, koji će kasnije biti detaljnije razrađen).

5.3.1. Slučaj reparacije barela *Ethiopian Airlines*-ovog *B787*

Slučaj reparacije *Ethiopian Airlines*-ovog *B787* (izveštaj istrage *AAIB*-a [144]), na kom je došlo do oštećenja gornjeg segmenta trupa usled požara koji je izazvala litijumska baterija koja pripada *ELT*-u (sistemu za lociranje u slučaju nesreće), zahteva priličnu pažnju, obzirom da ovde imamo primer postavljanja najveće kompozitne zakrpe (na primarnoj strukturi) ikad. Ono što razlikuje ovaj, u odnosu na sve ostale slučajeve reparacije kompozitnih struktura, je specifična, već pomenuta, *barel* tehnologija, koju je *Boeing* upravo na tom modelu po prvi put i primenio i koja,

pored neospornih prednosti koje se ogledaju u značajnom poboljšanju određenih strukturalnih karakteristika, definitivno predstavlja izazov kada su oštećenja većeg obima u pitanju.

Takođe, obzirom da se kompozitni materijali tek odnedavno primenjuju u izradi trupa, nije postojalo uputstvo u okviru *SRM*-a kako rešavati ovakav (ili sličan) problem. Ovde svakako treba pomenuti i da problem oštećenja kompozitnih struktura visokim temperaturama u dobroj meri još uvek predstavlja neistraženu teritoriju, obzirom da postoji značajan manjak metoda detekcije istog tj. kvantifikovanja stepena oštećenja okolne regije (što se posebno odnosi na matricu kompozita) a samim tim je i reparacija ovakvih delova nedovoljno eksplicitna, pa čak i kada su u pitanju propisi zakonodavnih tela [143]. Dakle, složenost ovog problema se, između ostalog, bazirala na tome da se nije sa dovoljnom sigurnošću moglo tvrditi kog je stepena oštećenje, zatim, nisu postojale smernice u procesu reparacije (ni ponuđene u priručnicima a ni iskustvene) a, samim tim se nije znalo ni kako će se predloženo rešenje na duži rok ponašati u operativnim uslovima. Iako je dosta toga u vezi ovog slučaja bilo obavljeno velom tajne, informacije su povremeno "curele" i vazduhoplovna javnost je donekle imala uvida, bar idejno, u kom pravcu se kreće ovaj proces. Jedan od predloga [145] je svakako bio da se izvrši zamena čitavog barela, međutim, obzirom na visoku složenost celokupnog zahvata, rešenje je na kraju pronađeno u postavljanju *flush* zakrpe i to na način koji je podrazumevao da se u fabrici proizvede identičan barel sa koga će se iseći ova zakrpa (dužine strane od oko 7,5m) i koja će biti postavljena na mesto uklonjenog oštećenog dela, uz izvođenje čitavog procesa reparacije na licu mesta (Sl.82.). Takođe, obzirom na obim oštećenja i požar koji se širio iznutra, potrebno je bilo izvršiti zamenu i oplata i pripadajućih stringera i okvira uz (kako se vidi na istoj slici) prethodno demontiranje vertikalnog stabilizatora. Kako navodi izvor [141], proces povezivanja zakrpe za ostatak strukture je tekao na sledeći način: Nakon postavljanja zakrpe, zazor između nje i ostatka strukture je popunjen adhezivom, dok je zakrpa iznutra bila povezana *splice plate*-ovima koji su preklapali ovaj spoj "sa nekoliko inča" sa obe strane. Radi aktivacije smole, primenjena je metoda vakumskog pakovanja i toplotnih pokrivača, dok je spajanje okvira i stringera sprovedeno primenom mehaničkih veza. Naravno, kvalitet spoja je ispitivan ultrazvučnom metodom, dok je tokom probnog leta izvršena procena generisanih napona pomoću senzora.



Sl.82. Ethiopian Airlines B787-reparacija gornjeg dela barela [141, 142]

Svakako je tačno da je postavljanje ovakve zakrpe predstavljalo veliki probaj u primeni kompozitnih zakrpa i uopšte validacije čitave tehnologije izrade kompozitnih trupova, pogotovo u ovako radikalnoj filozofiji koju zastupa današnji *Boeing*. Ipak, završetkom reparacije nije u potpunosti završen i ovaj validacioni proces, obzirom da je potrebno da prođe još dugo vremena da bi se ovo rešenje i potvrdilo u uslovima dejstva realnih opterećenja.

5.4. Metode detekcije oštećenja: *NDI (Non Destructive Inspection)* i *SHM (Structural Health Monitoring)*

Danas je u primeni veliki broj metoda različite složenosti i nivoa kvaliteta kojima se može vršiti detektovanje oštećenja elemenata strukture letelica, koje može nastati kako za vreme procesa izrade, tako i tokom eksploatacije. Inspekциони intervali po kojima se ovi pregledi vrše su razvijeni na osnovu iskustava dobijenih za vreme rutinskih i *teardown* pregleda, kao i na osnovu rezultata dobijenih primenom metoda numeričke analize. Isti se sprovode striktno, odnosno, po iskazanoj sumnji (usled delovanja nekih nepredviđenih okolnosti).

Pomenute metode pregleda se generalno mogu podeliti u nekoliko nivoa:

- *Opšti vizuelni pregled*: Sprovodi se pre, za vreme i posle leta;
- *Detaljni vizuelni pregled*: Sprovodi se po utvrđenom rasporedu;
- *Specijalni detaljni pregled*: Sprovodi se (primenom složenijih *NDI* metoda) po utvrđenom rasporedu.

Pomenuti pregledi se izvode primenom tehnika koje se danas sveobuhvatno nazivaju *metode pregleda bez razaranja*, poznate još i kao *NDI metode (Non Destructive Inspection)*. Kada je u pitanju obezbeđenje sigurnosti funkcionisanja letelica, primena svih pomenutih postupaka ima nemerljiv uticaj.

Izbor tehnike pregleda zavisi od prirode i obima oštećenja, i u tom smislu se podela oštećenja koja se detektuju *NDI* metodama može izvršiti na sledeći način [80]:

- *Površinske*: Metoda magnetnih partikula, metoda penetrantne tečnosti i metoda vrtložnog traga;
- *Sub-površinske*: Metoda magnetnih partikula, metoda vrtložnog traga, ultrazvučna metoda i termografska metoda;
- *Unutrašnje*: Ultrazvučna metoda, termografska metoda i radiografska metoda.

Najjednostavnija *NDI* metoda je *metoda vizuelnog pregleda*. Ona se može vršiti golim okom, uvećavajućim staklom ili pomoću optičke aparature, a ista može biti sprovedena sa ili bez prisustva dodatnog izvora svetlosti. Takođe, podela se može izvršiti i na osnovu toga da li je vršen direktan ili indirektan vizuelni pregled. Ovaj drugi se vrši pomoću fleksibilnog boroskopa (koji se još zove i fiberskop) ili video boroskopa. Primena ove metode, u odnosu na sve druge *NDI* metode i dalje ubedljivo dominira.

Metoda penetrantne tečnosti se koristi za detekciju površinskih oštećenja kod neporoznih (metalnih) materijala. Ovom metodom je moguće otkriti degradacione procese kao što su površinske zamorne prsline i naponska korozija, kao i oštećenja nastala u procesu proizvodnje (kada se najviše i koristi). Kako samo ime kaže, pregled se vrši nanošenjem tečnosti (koja može biti fluorescentna ili ne) koja prodire u oštećenje i na taj način ono pod dejstvom UV zraka postaje vidljivo. Kvalitet rezultata ove metode je u direktnoj vezi sa kvalitetom sprovođenja čitavog procesa. Npr. ako element nije adekvatno očišćen i pripremljen, zatim, ako primena ove metode nije dovoljno dugo trajala, kao i ako penetrant nije pažljivo nanet odn. njegov višak uklonjen, može doći do očitavanja netačnih rezultata. Ipak, u poređenju sa nekim drugim metodama, može se reći da primena iste generalno ne daje neke veće greške u interpretaciji rezultata.

Ultrazvučna metoda je bazirana na visokofrekventnim ultrazvučnim pulsevima koji se kreću kroz uzorak da bi na njegovoj drugoj strani bili primljeni i adekvatno tumačeni. Oštećenje pomoću ove metode se detektuje tako što prisustvo istog unutar materijala menja signal na prijemniku. Postoji nekoliko varijacija ove metode, s tim da svaka od njih zahteva prisustvo fluida (tako što se uzorak u potpunosti zaranja u njega, ili se isti koristi samo kao kontakt veza između aparature i uzorka). Ovom metodom je moguće registrovati vrlo mala oštećenja u vrlo raznovrsnim tipovima materijala, a takođe se može reći da predstavlja jednu od najpreciznijih i najosetljivijih metoda za detekciju prisustva korozije, zatim, za detektovanje prsline, delaminacije, naponske korozije i sveopšteg stanjivanja

materijala [31]. Ista ima primenu u detektovanju oštećenja i kod metala i kod kompozita, a može se koristiti i u procesu proizvodnje i tokom održavanja. Zahteva visoko obučen kadar.

Metoda vrtložne struje (eddy current) je bazirana na principima elektromagnetne indukcije. Prednosti ove metode su osetljivost na sitna oštećenja, prenosivost aparature i minimalno vreme pripreme, dok ograničenje predstavlja dubina penetracije, tako da ona može biti korišćena samo za detektovanje oštećenja na površini ili blizu površine [113]. Ovom metodom mogu biti pregledani samo oni materijali koji predstavljaju provodnike (ne koristi se kod kompozita), a najviše se primenjuje za procenu oštećenja elemenata koji su izloženi dejstvu korozije, odn. onih koji funkcionisu u uslovima visokih temperatura. Takođe, ova tehnika se često koristi i radi detektovanja korozionih formacija koje se nalaze ispod organskih prevlaka (obzirom da nije potrebno uklanjanje površinske zaštite) kao i za ispitivanja oštećenja unutar otvora za zakivke. Mana ove metode je to što ona nema mogućnost kvantifikovanja oštećenja već samo može da detektuje njegovu prisutnost.

Metoda magnetnih partikula se primenjuje za detektovanje prslina i defekata koji su nevidljivi golim okom i može se primenjivati samo na feromagnetnim materijalima. Ovaj postupak takođe ima veliki broj podtipova, a može se sprovesti ili "na suvo" ili uz prisustvo fluida i to tako što se element koji se ispituje prvo namagnetise a zatim se na njega nanese feromagnetne čestice. Ako unutar ili na materijalu postoje diskontinuiteti, oni će se odraziti na magnetnim linijama, koje se vizualizuju upravo pomoću ovih partikula. Ova metoda se primenjuje radi detekcije prslina nastalih usled dejstva naponske korozije na/blizu površina feromagnetnih legura, zatim, radi detektovanja inkluzija unutar materijala, odn. različitih vrsta diskontinuiteta. Problem ove metode je apsolutno neophodna umešnost u preciznom tumačenju dobijenog rezultata.

Radiografska metoda vrši detekciju oštećenja primenom X-zraka. Vrlo uočljiva prednost ove metode, u odnosu na ostale, je mogućnost detektovanja oštećenja unutar strukture, uz delimično, ili apsolutno bez razdvajanja segmenata sklopa, kao i bez uklanjanja površinskih prevlaka. Naravno, primena ove metode zahteva strogo kontrolisane uslove. Učešće visokoobučenog kadra u njenoj primeni je neophodno ne samo zbog pomenutog rizika usled uslova povišenog zračenja, nego i zbog otežanog ispravnog tumačenje dobijenih rezultata. Ova metoda se primenjuje radi detekcije raznih vrsta oštećenja na/unutar materijala, ali nije naročito efikasna kad je u pitanju detektovanje korozije u početnim fazama, uglavnom zbog teškoća pri postizanju radiografske senzitivnosti koja je za to neophodna, dok u slučaju značajnijeg prisustva korozije ova metoda može biti uspešno primenjena, ali pod uslovom da geometrijske karakteristike to dozvoljavaju [113]. Takođe, i u slučaju primene ove metode iskustvo osoblja koje vrši ispitivanje je od velikog značaja.

Termografske metode predstavljaju skup metoda koje se ne primenjuju u značajnijoj meri a kod kojih se detekcija oštećenja vrši registrovanjem temperaturnih varijacija. Grupa ovih metoda je još uvek u razvoju i pruža veliki potencijal kada su u pitanju brza ispitivanja velikih površina i detekcija oštećenja kompozita. Npr. *metoda infracrvene termografije* se primenjuje tako što se vrši ispitivanje površine nakon što je ona tretirana povišenom temperaturom a nakon toga vraćena na sobnu temperaturu. Na ovaj način se može npr. detektovati zarobljena vlaga unutar sendvič panela. Ova metoda može da se primenjuje i kod metala i kod kompozita.

Pored navedenih, postoje još i *metoda akustične emisije* čiju veću zastupljenost sprečavaju uslovi bučnog okruženja, kao i grupe *laserskih metoda*, *metoda mikrotalasa*....

U slučaju detekcije oštećenja u okviru struktura napravljenih od kompozitnih materijala, najpopularnija metoda za brzu detekciju delaminacija unutar istih je tzv. *tap test* kod koga se kuckanjem (specijalnim čekićem) u slučaju neispravne strukture dobija karakterističan "tup" zvuk. Naravno, ova metoda se može primenjivati samo na relativno tankim kompozitnim elementima.

Glavna mana primene svih *NDI* metoda je njihova, može se reći, empirijska priroda. Takođe, postoji čitava grupa faktora koji utiču na verovatnoću detekcije oštećenja. Pored preciznosti same aparature, značajan je i uticaj ljudskog faktora, kao i relativna nemogućnost da proizvedu ponovljive indikacije u slučaju primene od strane različitih lica na identična oštećenja. Zatim, geometrija,

materijal i veličina specimena, kao i lokacija i orijentacija oštećenja. Uticaj takođe ima i okruženje u kom se metoda sprovodi.



Sl.83. NDI metode [80]

Kada su u pitanju letelice koje su definisane kao stare, primena određenih *NDI* metoda tj. adekvatno tumačenje dobijenih rezultata, može biti problematično usled pojava koje su tipične za ovu grupu, a prvenstveno ih čine: Nedefinisani kriterijumi za pojavu *MSD/MED*-a (samim tim i otpis strukture), neadekvatni inspekциони standardi prilagođeni ovoj grupi letelica, izvesna nemogućnost adekvatne procene pojave naponske korozije... Svakako, mnogi od ovih pregleda su u tom slučaju još i dodatno otežani npr. potrebom za češćim pregledima, s tim da u tom slučaju imamo i povećanu cenu održavanja (koja je u slučaju letelice stare 20-ak godina 50-60% viša u poređenju sa potpuno novom letelicom, ne uzimajući u obzir pogonsku grupu [114]). Takođe, veliki problem u slučaju pojave specifičnih vrsta korozije je i manjak adekvatnih (prilagođenih) *NDI* metoda, tako da su u praksi zabeleženi slučajevi kada je ovim metodama npr. registrovana samo pojava zamornog oštećenja na mestima na kojim je ono bilo u obliku zamorne korozije [17]. Iz svega navedenog je jasno da stare letelice moraju imati poseban tretman i metode prilagođene njima, što je upravo i pokušano kroz uvođenje naprednijeg oblika, koji se naziva *NDI* i uključuje u razmatranje i problem starenja struktura (posebno aktivnosti koje se tiču detektovanja problema vezanih za širokorasprostranjena zamorna oštećenja).

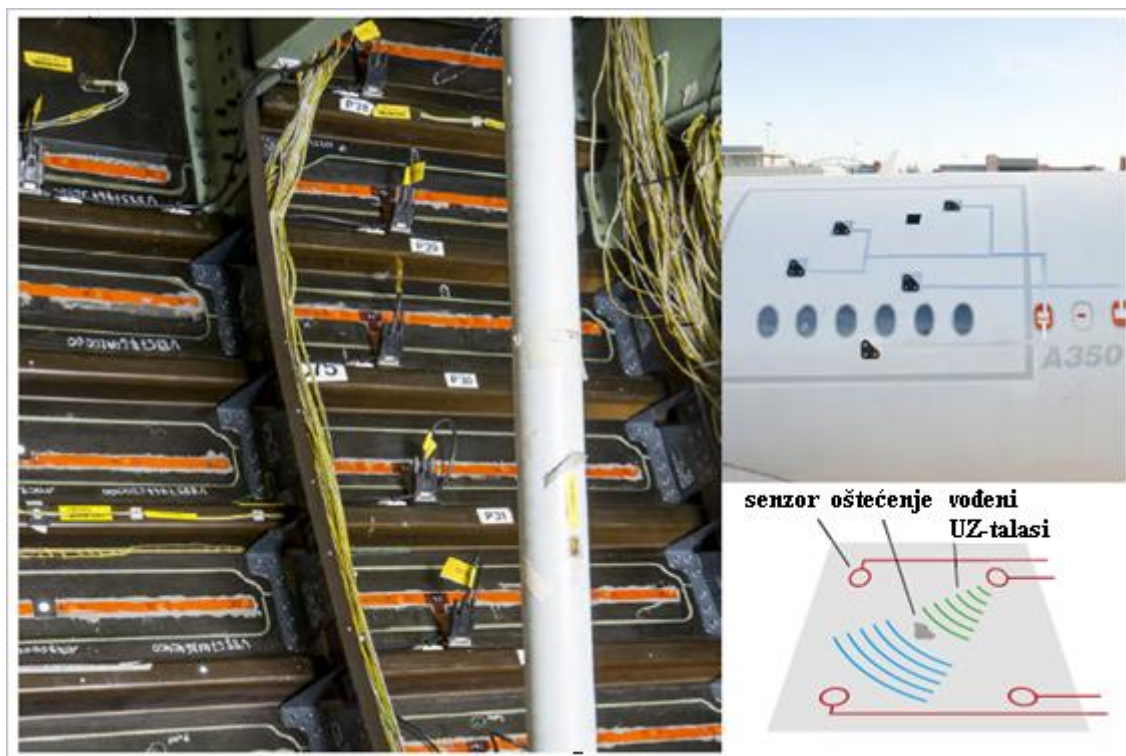
Ipak, sve dosad navedene metode, pored već definisanih ograničenja, imaju i tu manu što se mogu sprovoditi samo nad dostupnim površinama, odn. mogu se sprovoditi samo periodično. U tom smislu, potreban je proboj koji bi omogućio konstantno nadgledanje kvaliteta rada čitavog sistema, i neosporno je da bi isti izazvao čitavu lančanu reakciju unutar vazduhoplovne industrije. U tom smislu, prva najava ovakvih inteligentnih sistema se desila sa pojavom tzv. *BITE* (*buil-in test equipment*) sistema, koji predstavljaju dijagnostičku opremu elektronskih sistema i postoje u cilju

pojednostavljenja i poboljšanja procesa održavanja. Ovaj sistem funkcioniše tako što pojedinačni *BITE*-ovi vrše detekciju rada pojedinačnih sistema i, u slučaju *Airbus*-ove arhitekture, deo su sistema *CFDS*-a (*Centralized Fault Display System*). Na ovaj način se nadgleda rad istih, a zatim se preko ekrana unutar kokpita (tzv. *MCDU*) vrši i prikaz poruka eventualnih kvarova po nivou značaja. Ovim nije samo olakšan rad pilotima u slučaju nepredviđenih situacija, nego služi i personelu u okviru održavanja i to tako što se podaci u realnom vremenu preko *ACARS* data-linkova prenose u *MCC* (*Maintenance Control Center*) a isti mogu biti i naknadno dostupni bilo preko mini štampača koji je instaliran u kokpitu bilo putem komunikacije sa *BITE*-ovima koje tehničari mogu da očitavaju na zemlji. Takođe, preko menija na *MCDU*-u, koji se između ostalog koristi i za očitavanje *CFDS*-a, tehničarima je omogućen pristup i sistemu koji se zove *AIDS* (*Aircraft Integrated Data System*) preko koga se mogu beležiti i pratiti svi parametri koji se nalaze na magistralama podataka (*data buses*). Nažalost, trenutno je ovakva mogućnost rezervisana samo za zonu električnih sistema. Ipak, i u okviru strukturalnih pitanja je „budućnost već počela“ i slična ideja je danas uveliko u razvoju i za mehaničke segmente letelica kroz tzv. *SHM*.

SHM (*Structural Health Monitoring*) predstavlja filozofiju, kako samo ime kaže, nadgledanja stanja strukture primenom senzora, što kao ideja postoji već dosta dugo. Ipak, za razliku od električnih sistema, mehanički se ne mogu tako jednostavno nadgledati obzirom da oni ne šalju 0/1 odgovor, već im je imanentna prilično široka „siva zona“ čiji status još uvek nije moguće adekvatno interpretirati, što i jeste jedan od glavnih razloga zašto isti i dalje ne postoje inkorporirani unutar mehaničkih sistema letelica.

Što se tiče samih osnova čitave ideje, one leže u pokušaju da se, slično ljudskom nervnom sistemu, serija povezanih senzora montira na strukturu odn. ugradi unutar nje. Navedeni senzori bi vršili očitavanja oštećenja, opterećenja, deformacije, parametara leta, uslova okruženja odn. bilo kakvog abnormalnog ponašanja strukture. U tom smislu, *SHM* bi se smatrao vidom *NDI*-ja koji se sprovodi permanentno i u realnom vremenu, što čini glavnu razliku između njega i klasičnih *NDI* metoda. Takođe, *SHM* bi trebao da eliminiše i jednu od glavnih mana klasičnih metoda pregleda, a to je da rezultati iste u velikoj meri zavise od lica koje vrši očitavanje kao i od prevelikog udela empirizma u čitavoj proceduri. Na polju održavanja bi ovakav pristup omogućio da se isto primenjuje samo u slučaju potrebe (tzv. *CBM-Condition Based Maintenance*) a ne korektivno-preventivno kako je to danas praksa. Upravo zbog toga bi primena istog donela niz benefita, npr. kroz smanjenje mase strukture, obzirom na neodređenosti u procesu eksploatacije koja moraju da se pokriju uvećanjem težine iste, dalje, kroz potencijalno redefinisavanje projektnog procesa, obzirom da više ne bi bilo potrebe da se toliko vodi računa o dostupnosti pojedinih segmenata strukture tokom procesa pregleda, zatim, kroz drastično smanjenje vremena koje letelica provede u *downtime*-u usled primene procesa održavanja po potrebi, umesto po propisanom rasporedu kako je to danas na snazi, što bi uticalo i na značajno smanjenje sveukupnih troškova... Takođe, veliku prednost *SHM*-a predstavlja i činjenica da se ovakvi senzorski sistemi mogu nadgledati istovremeno. Posledično, ovo sve bi omogućilo produženje radnog veka jedne letelice, gde bi granica pri kojoj bi se određivao njen otpis, tada ipak bila jasnija.

Na polju *SHM*-a, *Airbus* je napravio proboj primenom istog kroz sistem za detekciju udara repa trupa o podlogu (*tail strike indication system ATA31-28*), koji je startovao sa modelom *A340*, dok je fokus trenutnih istraživanja na polju detekcije nivoa opterećenja u segmentu vertikalnog i horizontalnog stabilizatora, a prvi sledeći korak predstavlja implementacija sistema za trenutno konstatovanje oštećenja kompozitne strukture trupa za vreme redovnih operacija opsluživanja letelice (i u tom smislu su površine u neposrednoj okolini vrata ocenjene kao najugroženije) [80]. Na *Sl.84*. je prikazana eksperimentalna mreža senzora na kompozitnom *CFRP* panelu gde je u cilju detekcije oštećenja primenjena metoda *akustično-ultrazvučne tehnologije*. Ovom metodom se detektuju delaminacije kompozita kao i odvajanje struktura spojenih adhezivom (*debonding*) i to tako što se beleže promene u odlikama ultrazvučnih talasa pre i posle oštećenja.



Sl.84. Eksperimentalna primena SHM-a u okviru detekcije udarnog oštećenja na CFRP panelu kod modela A350 XWB [80]

Na osnovu navedenog se može zaključiti da je primena *SHM-a* u okviru praćenja dejstvujućih opterećenja pojedinih segmenata strukture kao i detektovanja udarnih oštećenja kompozita već moguća, dok se probaj na polju istraživanja multifunkcionalnih pametnih materijala sa, pri proizvodnji, ugrađenim samodetektujućim sistemom, tek očekuje.

5.5. Upravljanje konceptom starih (*ageing*) letelica i produženja radnog veka

Ne postoji jedinstven kriterijum na osnovu kog neku letelicu možemo proglasiti starom. Iako se hronološka starost, broj ciklusa i broj sati leta danas uglavnom smatraju najmerodavnijim parametrima, starost jedne letelice je teško precizno utvrditi iz razloga što ona zavisi od većeg broja faktora koji se često nalaze u međusobno vrlo složenoj korelaciji a uz to i sami po sebi predstavljaju fenomene koji još uvek nisu u dovoljnoj meri razjašnjeni. Takođe, potrebno je naglasiti da pojedinačne komponente letelice mogu stariti veoma različitim brzinama, zatim, da postoji razlika između pojmova star i zastareo, kao i da se pojam starosti letelica može razmatrati iz ekonomskog ili iz tehničkog ugla.

Ipak, tehnička definicija bi se mogla postaviti na sledeći način: Sve dok je letelica u potpunoj operativnoj upotrebi, a njeno održavanje se vrši prema planu koji je propisan još pri izradi iste, ona se smatra novom, odn. suprotno tome, letelica se može svrstati u grupu starih kada oštećenja na njoj dostignu takav nivo da je potrebno izmeniti njen početni plan održavanja odn. izložiti izvesnim ograničenjima njenu operativnu upotrebu.

S druge strane, iako se problem starenja ovde razmatra isključivo iz tehničkog ugla, potrebno je svakako napomenuti da je kompletnu sliku moguće dobiti tek kada se ona razmatra i kroz

ekonomske kriterijume, jer primena metoda produženja životnog veka ima smisla isključivo u slučaju kada je ono još uvek ekonomski isplativo.

U cilju prezentovanja premisa starih letelica (iako vojne letelice nisu predmet ove disertacije), ovde će biti naveden jedan vrlo upečatljiv primer. Naime, već pominjani *KC-135*, je u okviru *USAF* planiran da bude u operativnoj upotrebi sve do 2040. godine, do kad se očekuje da će njegovo održavanje biti ekonomski isplativo. Dakle, pomenuta letelica bi trebalo da bude u upotrebi neverovatnih 80 godina! [17].

Što se tiče nastanka čitavog ovog koncepta starih letelica, još je *Slučaj Comet* skrenuo pažnju na opasnost od pojave zamora materijala, dok se *Slučaj Aloha* može označiti kao okidač u pokretanju čitavog niza aktivnosti koje su stavile u prvi plan dotad neprepoznatu pojavu - širokorasprostranjena zamorna oštećenja (*WFD*), koja stoga nisu ni bila pokrivena postojećim regulativama.

Nakon definisanja pomenutog oblika zamornog oštećenja (*WFD-a*), jedan od prvih preduzetih koraka je podrazumevao izdvajanje potpuno zasebne grupe, tzv. *starih letelica (Aging Aircraft)* i u skladu sa tim je usledila i implementacija raznih programa brige o istim (detaljnije [18]), obzirom da je ova grupa letelica i najsklonija razvijanju *WFD-a*. Dakle, čitavu ovu priču pokreće *FAA* juna 1988. godine sponzorisanjem konferencije o starim letelicama koja je okupila stručnjake iz ove oblasti radi iniciranja dodatnog unapređenja sigurnosti istih, što je i dovelo do formiranja grupe *Airworthiness Assurance Task Force (AATF)*, (kasnije preimenovane u *AAWG*), da bi nakon toga nastale još dve: *Industry Committee on WFD* (koja je proučavala fenomen širokorasprostranjenih zamornih oštećenja), i *Structural Audit Evaluation Task Group (SAETG)* čiji je cilj bio proučavanje nastanka ovog problema. *FAA* je organizovala veliki broj konferencija o problemima degradacionih procesa i strukturalnog integriteta letelica, koji su bili podržani od strane *NASA-e*. *Georgia Institute of Technology* je bio sponzorisan radi proučavanja mehanizama i proračuna u okviru problema vezanih za fenomen širokorasprostranjenih zamornih oštećenja, dok je *Iowa State University* trebao da razvije tehnike ispitivanja bez razaranja. Takođe, promena regulativa je donela i zahteve za obaveznim vršenjem sveobuhvatnih (*full scale*) testiranja letelica. Obzirom da su upravo *SAD* imale najupečatljivija iskustva sa starim letelicama, ne čudi činjenica što su upravo one bile glavni inicijator svih aktivnosti vezanih za ovu grupu.

Rezultat celokupnog ovog napora je predstavljen kroz *Aging Airplane Program (AAP)* [118] koji u slučaju starih letelica definiše sledećih pet gorućih tačaka:

- Razvijanje programa obaveznih modifikacija kod starih letelica (*The Mandatory Modification Program*);
- Razvijanje inspeccionih programa i preventivnih planova u cilju borbe protiv pojave korozije (*The Corrosion Prevention and Control Program - CPCP*);
- Uvođenje koncepta *TO* u okviru održavanja zamornokritičnih struktura (s tim da se unutar istog moraju sprovesti i sve buduće reparacije, alteracije i modifikacije) (*The Aging Airplane Safety Rule - AASR*);
- Konstantno analiziranje i apdejtovanje dodatnih strukturalnih inspeccionih programa koji se primenjuju u cilju detektovanja i prevencije pojave zamornog loma (*The Supplemental Structural Inspection Program- SSIP*);
- Procena zadovoljavanja *TO* kriterijuma već postojećih reparacija (*Repair Assesment Program*).

(Navedenoj listi je naknadno dodata i tačka koja se odnosila na prevenciju širokorasprostranjenih zamornih oštećenja).

Izazov u okviru programa održavanja plovidbenosti starih letelica se nije sastojao samo u degradacionim procesima kojima su iste bile izložene, nego i u okviru jasnog razdora koji postoji između današnjih standarda i ranije propisanih, na osnovu kojih su takve letelice svojevremeno održavane a kao takve i dobijale "zeleno svetlo" za operativnu upotrebu (tzv. *Type Certificate*). U cilju premošćavanja ovog jaza, zvanične institucije su kroz dokument koji je prvobitno bio poznat pod nazivom *The Aging Aircraft Safety Act*, a koji je kasnije *FAA* prihvatila kao tzv. *Aging Airplane Safety Rule (AASR)*, uvele obavezu da sve *PMA* (popravke/modifikacije/alteracije) koje se tiču tzv.

zamornokritičnih struktura, kao i čitav proces održavanja istih, bude izvođen isključivo u okviru koncepta tolerancije oštećenja (*TO*) [189], tj. da se ponovo razmotre dotadašnji programi strukturalnog održavanja kao i načini na koji su do tad *PMA* bile odobravane. Što se tiče retroaktivnog plana, potrebno je bilo izvršiti ponovnu analizu *PMA* tada aktivnih letelica i izraditi dokumentaciju onih za koje je potrebno istu sprovesti u okviru koncepta *TO*. Ovo pravilo se prvobitno odnosilo samo na letelice unutar *SAD*, i prihvatanje istih od strane evropske (*EASA*) i kanadske (*TC*) agencije se ticalo njihovih internih odluka.

U cilju pomenutog usaglašavanja, *Boeing* je izvan standardnog priručnika za održavanje (*SRM-a*) pripremio i priručnik za održavanje starih letelica i to za svaki model pojedinačno, težeći da procedure za sve modele budu međusobno što sličnije odn. univerzalnije [188]. Kako *Boeing* tvrdi [189], bez obzira što se navedena pravila nisu u prvi mah odnosila na letelice izvan nadležnosti američke *FAA*, mnoge kompanije izvan *SAD* su se dobrovoljno odlučile na ovakav korak. Zahtevima ovog dokumenta su na teritoriji *SAD* izloženi sledeći tipovi letelica: *Boeing B707, B727, B737, B747, Douglas DCS, DC9, DC10, Lockheed L1011, Bae BAC, Fokker F28* i *Airbus A300* [15]. Ovde treba napomenuti da, iako je *FAA* bila glavni pokretač u cilju definisanja posebnog tretmana za stare letelice, iste je implementiralo i evropsko vazduhoplovno zakonodavno telo *EASA*. Ipak, izvesna razlika je morala da se napravi (iako su evropski partneri bili uključeni u rad *AAWG*), stoga je radi obuhvatanja evropskih modela letelica, osnovan pandan ovoj organizaciji sa nazivom *EAAWG* [89].

Kako je već puno puta ponovljeno, najveću pretnju po integritet starih letelica predstavlja već pomenuta uznapredovala forma zamornog oštećenja, tzv. *WFD*, koji se definiše kao istovremena prisutnost višestrukih oštećenja čija je gustina i veličina takva da struktura više ne ispunjava potrebne kriterijume nosivosti. Takođe, treba dodati i da eksperimentalni podaci pokazuju [17] da prsline koje su izvor *WFD-a*, mogu da prođu sasvim neprimećene od strane metoda za detekciju oštećenja strukture (*NDI*), što je posebno opasno, obzirom da je vremenski interval od njihovog pojavljivanja do prelaska u *WFD* prilično kratak. Upravo iz tog razloga određivanje trenutka koji definiše neprihvatljivo visoka verovatnoća nastanka *WFD-a* definitivno treba da predstavlja centralno pitanje vremenskih letelica. Od 2010. godine se ova granica definiše kao već pomenuti *LOV (Limits of Validity)* a definicija i način određivanja istog je već dat u okviru ovog rada. U svakom slučaju, nakon dostizanja ove vrednosti, letelica više ne može biti u operativnoj upotrebi, obzirom da je u tom trenutku rizik pojave *WFD-a* kod iste neprihvatljivo visok. Stoga je donet zakon, u okviru kog obavezu imaju i proizvođači letelice i njihovi vlasnici, i to na sledeći način [88]:

Proizvođači:

- Određivanje *LOV-a* za svaki model ponaosob, kao i publikovanje istog;
- Obezbeđivanje tzv. *Service Bulletins* u cilju sprečavanja pojave *WFD-a* pre isteka *LOV-a*, kao i publikovanje istog u skladu sa rasporedom propisanim od strane vazduhoplovnih zakonodavnih tela.

Korisnici:

- Inkorporiranje propisanih akcija unutar programa održavanja;
- Prihvatanje definisanih vrednosti *LOV-a* od strane proizvođača (ako isti nije obezbeđen, onda onog koji je propisan od strane vazduhoplovnih zakonodavnih tela) u skladu sa propisanim rasporedom;
- Obezbeđivanje plana povlačenja letelice iz upotrebe nakon dostizanja *LOV-a*.

Boeing –ove letelice su u cilju sprovođenja ovih direktiva podeljene u tri grupe:

- 727; 737-100(-200,-300,-400,-500); 747-100(-200,-300); DC-8; DC-9; MD-80; DC-10.
- Next Generation 737; 747-400 (-400 Domestic, kargo varijante); 757; 767; 777-200(-300); MD-10; MD-11; MD-90; 717.
- 777-200LR (-300ER/F); 747-8; 787.

Za svaku navedenu grupu je definisan datum koji obavezuje i proizvođača i korisnika do kad navedene obaveze moraju biti izvršene. Što se već pomenutih *Service Bulletins-a* tiče, isti moraju da

imaju identifikovane zone koje su sklone pojavi *WFD*-a, kao i one kod kojih je pojava istih moguća pre dosezanja *LOV*-a odn. na koji način se *WFD* u tom slučaju mora preduprediti.

EASA je, kako je to već pomenuto, izvršila usklađivanje sa gore navedenim propisima [89].

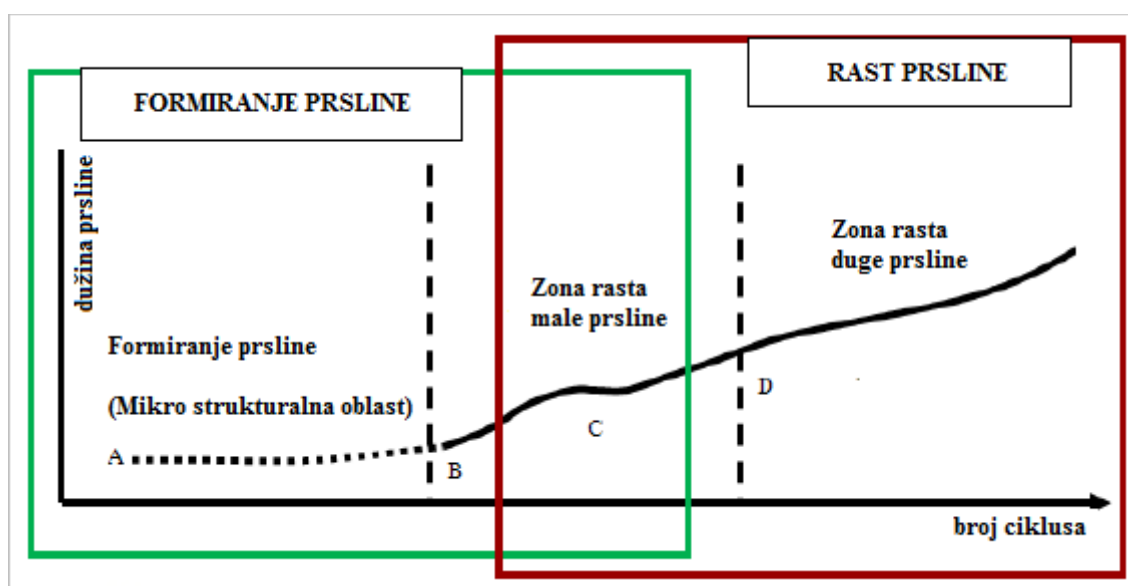
Dakle, u okviru celokupne filozofije održavanja mora postojati razlika između onog koje se sprovodi nad letelicama koje su definisane kao stare u odnosu na one koje to nisu. Proces održavanja starih letelica, koji se najviše unutar američkog vojnog vazduhoplovstva, naziva *sustainment*, je značajno sveobuhvatniji, obzirom da podrazumeva i izvođenje niza dodatnih analiza i testova koji omogućavaju da se proces održavanja dodatno usklađuje po načinu, obimu i intervalu, za razliku od redovnog održavanja, koje u najvećoj meri predstavlja sprovođenje već definisanog procesa.

U okviru ovakve vrste procene danas ne postoji jedinstven algoritam prihvaćen od strane svih proizvođača letelica, već svako od njih koristi sopstvenu filozofiju [27] obezbeđenja strukturalnog integriteta kroz kombinovanje *output*-a čitavih serija aktivnosti koje uključuju: definisanje kritičnih zona koje su sklone pojavi *MSD/MED*, korišćenje rezultata *tear down* testova, izmene početnih programa održavanja, uvođenje dodatnih testova i modifikacija i korišćenje rezultata numeričkih procena.

Dakle, obzirom na veliki broj nepoznanica, kao i na neizbežno stohastičku prirodu ponašanja struktura koje su definisane kao stare, svi proizvođači letelica danas koriste određene vrste probabilističkih pristupa kako bi kreirali konačnu raspodelu otkaza ovakvih struktura, koristeći kao ulaz različita scenarija pojave višestrukih prslina. Primenom upravo ovakvih alata, početno definisan radni vek može biti promenjen, naknadnim redefinisanjem njegovog *LOV*-a. Kao primer ovakve promene, možemo navesti program koji je sproveo *Airbus* nad svojom serijom *A300/310* kroz naknadno definisanje *LOV1* i *LOV2* [209]. Naravno, ova filozofija se može odnositi samo na *TO* strukture.

6. TEORIJA ANALITIČKOG PRISTUPA U PROCENI $F&DT$ PARAMETARA

Metode kojima se danas u vazduhoplovnoj praksi vrši procena zamornog veka neke strukture obično delimo u dve osnovne grupe: Na one koje u procenu ne uključuju prisustvo bilo kakve zamorne prsline ($S-N$ i $\mathcal{E}-N$ metod), i one koje razmatraju ne samo njeno inicijalno prisustvo, nego i sam proces širenja (*Metod mehanike loma*). Primena pomenutog $S-N$ metoda, u odnosu na $\mathcal{E}-N$, unutar problematike koja je zastupljena u okviru ove disertacije, je znatno tipičnija, obzirom da je njena primena karakteristična za analizu slučajeva visokocikličnog zamora koji ne podrazumevaju pojavu bitnije plastične deformacije, obzirom da je u tom slučaju intenzitet dejstvujućeg opterećenja znatno niži od vrednosti zatezne čvrstoće materijala analiziranih struktura.



Sl.85. Faze širenja prsline posmatrane iz ugla metoda procene zamornog veka [211]

S-N metod:

- Zamorni vek: Procena zamornih karakteristika strukture u fazi formiranja prsline;
- Način procene zamornog veka: Primenom $S-N$ krivih, čija je uloga u proceni zamornih karakteristika strukture predstavljena na Sl.86;
- Primena: Procena zamornog veka unutar *Safe Life* koncepta, dok je kod TO -a on jedno od sredstava za procenu zamornog veka netaknute strukture, što podrazumeva njen prvi interval održavanja. Dodatno razjašnjenje ove tvrdnje je dato u pasusu ispod.

Metod mehanike loma:

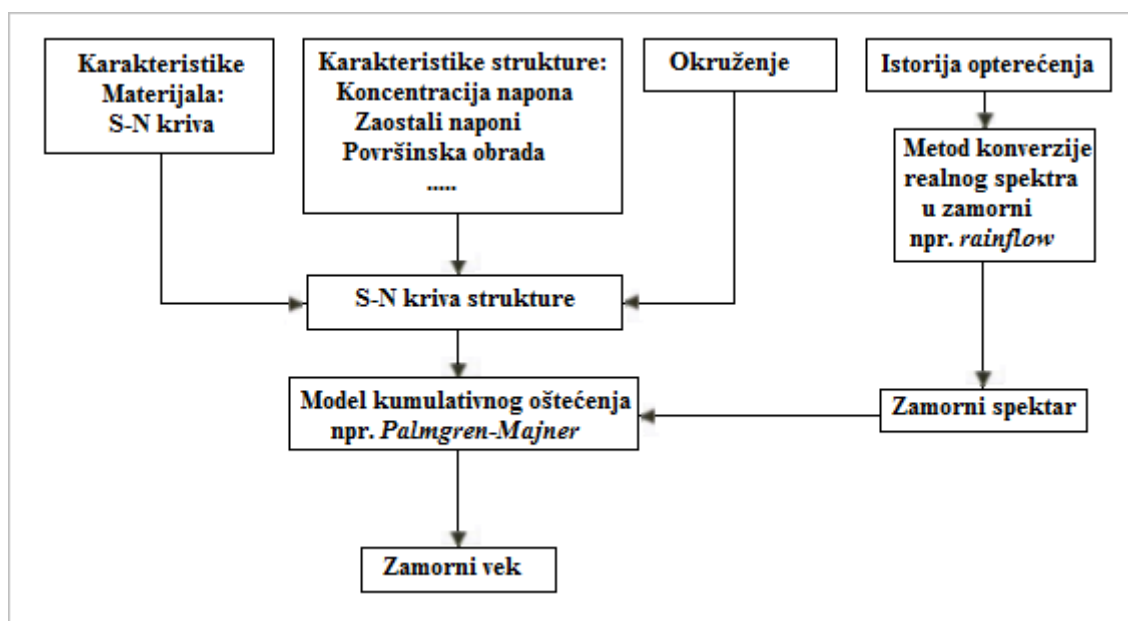
- Zamorni vek: Faza širenja zamorne prsline (od inicijalne prsline do njene kritične dužine);
- Način procene zamornog veka: Određivanjem parametara mehanike loma;
- Primena: *Tolerancija oštećenja*.

Pomenuti koncepti će još biti razrađivani, a ovde će samo biti navedena važna manjkavost pomenutih metoda koja se odnosi na, kako je to vidljivo na Sl.85., zonu *malih (kratkih) prsline*. Naime, iste umeju da stvaraju prilične probleme u ranoj fazi širenja prsline netaknutih TO struktura, stoga se u tom slučaju obično ne primenjuje koncept mehanike loma, već je pristup, (pored

pomenutog preliminarnog $S-N$ proračuna), obično nekog kombinovanog tipa (QF -Kvantitativna Fraktografija i empirijski testovi).

6.1. Faza formiranja prsline: $S-N$ Metod

$S-N$ kriva ili *Velerova kriva* predstavlja dijagram zavisnosti amplitude dejstvujućeg napona i broja zamornih ciklusa koji u tom slučaju dovode do otkaza. Ova vrsta zavisnosti se određuje iz serije testova gde se epruveta izlaže delovanju cikličnog spektra opterećenja konstantne amplitude sve do loma specimena. Naravno, rezultati ovakvih testova u velikoj meri zavise od faktora kao što su karakteristike dejstvujućeg spektra, odlike specimena, uticaj okruženja...



Sl.86. Algoritam procene zamornog veka na osnovu $S-N$ metode [izvor dela skice:177; slika prilagođena]

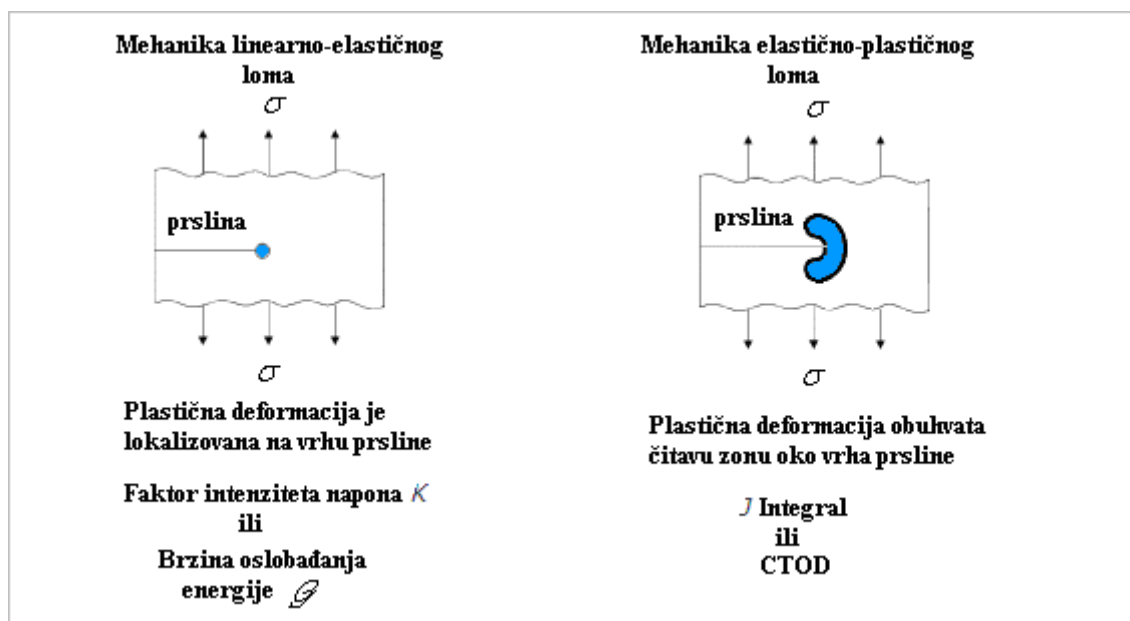
Da bi se ovakve krive primenjivale u procesu definisanja zamornog veka strukture, potrebno je koristiti niz *input-a*, što se može videti na algoritmu na Sl.86. Dakle, u cilju ovakve procene, potrebno je definisati i uticaj karakteristika specimena (kao što su njegova geometrija, procesi izrade/obrade, zaostali naponi...), zatim uticaj okruženja i, što je vrlo važno, istorije opterećenja. Naime, spektri opterećenja koji dejstvuju na realne strukture su najčešće varijabilnog tipa, stoga unutar ovog algoritma moramo uvesti i metod kojim ćemo isti prevesti u prilagođeniji oblik (*zamorni spektar*), što se najčešće čini primenom *rainflow metoda*. Nakon toga, koristeći pomenutu $S-N$ krivu, za svaki nivo (amplitudu) opterećenja datog spektra, odredićemo stepen zamornog oštećenja koristeći neki od *modela kumulativnog oštećenja* (najčešće *Palmgren-Majnerovo pravilo*).

Naravno, pomenuta procedura predstavlja jedan krajnje simplifikovani model, obzirom da nema potrebe da se u ovaj koncept nešto detaljnije ulazi, a isti će biti praktično primenjen u cilju procene zamornog ponašanja realnih vazduhoplovnih struktura unutar kasnijih poglavlja ove disertacije.

6.2. Faza širenja prsline: Metod mehanike loma

6.2.1. Mehanika loma metalnih struktura

Mehanika loma je nauka koja se bavi proučavanjem kapaciteta nosivosti struktura u uslovima prisustva prsline/oštećenja, kombinovanim pristupom analitičko-empirijskog tipa. U zoni analize ponašanja pomenutih struktura, koncept parametra *čvrstoće materijala*, se ovde zamenjuje konceptima *parametara loma*, s tim da sam izbor adekvatnog parametra zavisi od toga da li je analiza izvršena u okviru *mehanike linearno-elastičnog loma (MLEL)* ili *mehanike elastično-plastičnog loma (MLPL)*. (Takođe, postoji i treća grupa, tzv. *Large Scale Yielding*, koja razmatra plastične deformacije koje se protežu dalje od zone koja okružuje vrh prsline, ali ona neće biti tema ovog rada.)



Sl.87. Podela mehanike loma, njihovih zona dejstava i parametara

Inače, tipični parametri loma se baziraju na jednom od ova dva pristupa: *opisu naponsko-deformacionog polja* u okolini vrha prsline (što je vidljivo na Sl.88.) ili kroz *energetski kriterijum*, a njihovi najtipičniji predstavnici su navedeni na Sl.87., na kojoj je data i (već pomenuta) osnovna podela unutar mehanike loma.

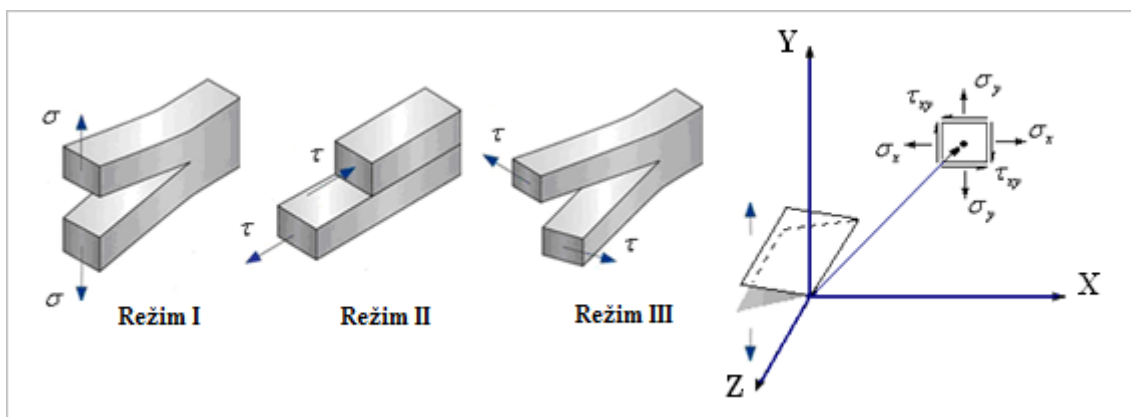
6.2.1.1. Mehanika linearno-elastičnog loma (MLEL)

Mehanika linearno-elastičnog loma, kako joj i samo ime kaže, se bavi procenom kapaciteta nosivosti oštećenih struktura, ali samo u linearno-elastičnom domenu, tačnije rečeno, onih struktura na čijem vrhu prsline se nalazi naponsko-deformaciono polje čiji opis se može izvršiti unutar linearno-elastičnih zakonitosti između napona i njemu pripadajućih deformacija. Naravno, ovakvu vrstu definicije treba shvatiti kao vid aproksimacije, obzirom da je u okolini prsline po pravilu izvesna i mala deformacija plastičnog tipa. Ipak, u slučajevima kada je njena veličina značajno manja od veličine prsline (tzv. *small scale yielding*), još uvek se mogu primenjivati zakonitosti u okviru *MLEL*-a.

U proračunima unutar mehanike loma pravimo jasnu razliku po pitanju relativnog međusobnog kretanja površina prsline pri dejstvu nekog vida opterećenja, i u tom smislu razlikujemo tri režima :

- *Režim I Tenzioni*, normalno na ravan vrha prsline;
- *Režim II Smičući*, normalno na ravan vrha prsline;
- *Režim III Smičući*, paralelno ravni vrha prsline.

Obzirom da *Režim I* predstavlja najtipičniju pojavu, ovo poglavlje se bavi isključivo analizom ovako nastalih prslina. Naravno, rezultati dobijeni u okviru jednog režima nisu primenljivi u okviru bilo kog drugog.



Sl.88. a) Osnovni režimi odvajanja materijala;
b) Naponsko-deformaciono 2D polje u okolini vrha prsline za Režim I [42]

6.2.1.1.1. MLEL parametri loma: Faktor intenziteta napona K

Faktor intenziteta napona K je osnovni faktor na kome je bazirana mehanika linearno-elastičnog loma. Isti se primenjuje u cilju definisanja naponskog stanja u okolini vrha prsline koje je prouzrokovano dejstvom udaljenog opterećenja ili zaostalih napona. U pitanju je čisto teorijski konstrukt čija je primena veoma značajna iz razloga što vrednosti dužine prsline i preostale nosivosti najbolje mogu biti povezane upravo preko ovog faktora.

Faktor K je u funkciji od vrste i intenziteta primenjenog napona, zatim dužine prsline i geometrijskih karakteristika strukture/prsline. *Kada je K isto za različite prsline (iako primenjen nivo napona i geometrija mogu biti različiti), naponsko polje u okolini vrha prsline će biti identično [41, 46].*

Za slučaj režima I, vrednost faktora intenziteta napona je data kao:

$$K = \sigma \alpha \sqrt{\pi a} \quad (6.2.1.1.1)$$

gde je:

σ - vrednost napona koji deluje na strukturu;

a - dužina prsline;

α - bezdimenzioni geometrijski faktor (koji uzima u obzir i geometriju strukture i geometriju prsline).

Za slučaj ravne ploče, jedinične debljine, sa centralnom prslinom dužine $2a$, jednačina (6.2.1.1.1) dobija pojednostavljeni oblik, (obzirom da je $\alpha = 1$) i ovu jednakost zovemo *Griffith-ovom* relacijom. U slučaju kada ovu jednakost primenimo na dvodimenzionalni opis naponskog polja

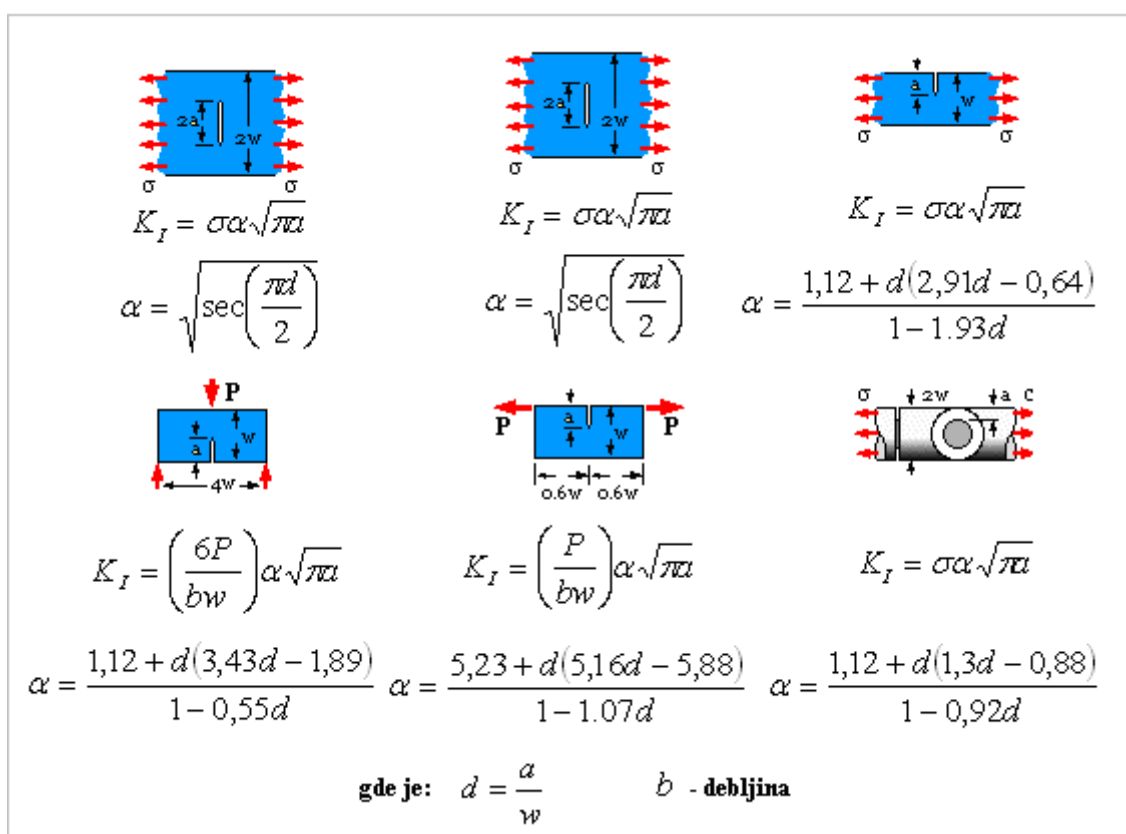
u neposrednoj blizini vrha prsline (koji je vizuelno predstavljen na Sl.88.), dobijamo formulaciju sledećeg oblika:

$$\sigma_x = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (6.2.1.1.1.2)$$

$$\sigma_y = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(\cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right)$$

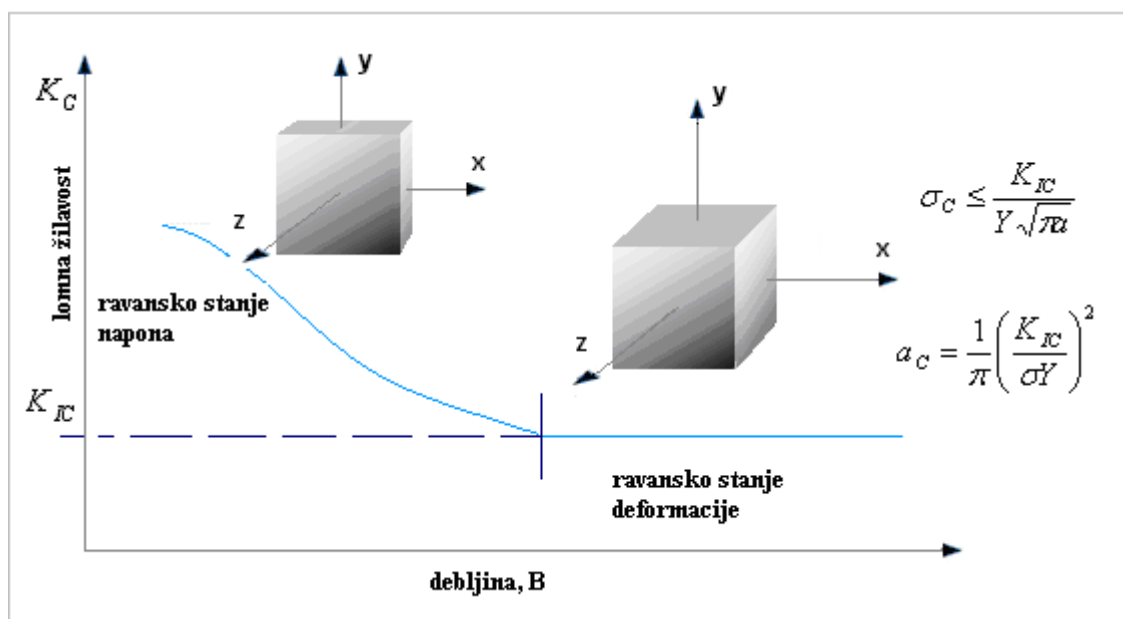
K se može odrediti na veliki broj načina. Kada je struktura izložena dejstvu više od jedne vrste opterećenja, kao najjednostavniji metodi se mogu koristiti: princip linearne superpozicije, metod spajanja (*the compounding method*), *Green*-ova funkcija, *Weight* funkcija, a u upotrebi su i već gotove tablice. Takođe, pored pomenutih analitičkih pristupa, danas je na raspolaganju i *numerički pristup* u slučajevima kada su i geometrije i dejstvujući naponi izuzetno složeni, što danas predstavlja sigurno najuobičajeniji način rešavanja konkretnih slučajeva iz prakse, što će biti i direktno primenjeno unutar poglavlja koje se bavi primenom numeričkih metoda u proceni ponašanja realnih struktura.



Sl.89. Analitičke vrednosti faktora intenziteta napona i geometrijskog faktora [49]

Vrednost faktora intenziteta napona u trenutku loma se naziva *lomna žilavost*. Ona se može označiti kao K_{IC} ili K_C , obzirom na zavisnost koju ova veličina pokazuje u odnosu na debljinu strukture. Stoga, ako je debljina komponente značajno veća u odnosu na zonu plastičnosti oko vrha prsline, plastična kontrakcija u pravcu debljine će biti sprečena okružujućim (dominirajućim) elastičnim materijalom, a usled tenzionih napona koji su postavljeni u pravcu debljine plastične zone, ovo naponsko stanje smatramo triaksijalnim. Ova situacija se naziva *ravansko stanje deformacije* a lomna žilavost K_{IC} . U slučaju kad je zona plastičnosti velika u poređenju sa debljinom elementa, imamo slučaj zanemarljive vrednosti napona normalnog na ravan i stoga triaksijalnost može biti zanemarena, odn. naponsko stanje smatramo biaksijalnim, dok veličinu zone plastičnosti smatramo konstantom (obzirom na malu debljinu). Ovaj slučaj se zove *ravansko stanje napona* a lomna žilavost se tada označava kao K_C .

Prsline ili defekti unutar struktura će se širiti pod dejstvom opterećenja u slučaju kad je vrednost faktora intenziteta napona iznad vrednosti *graničnog faktora intenziteta napona* K_{th} , za određeni materijal. Ako se vrednost K može držati ispod vrednosti K_{th} , onda se beskonačan zamorni vek može dobiti uprkos prisustvu prsline ili defekta unutar strukture. Praktično, iako to bi značilo opterećivanje vrlo niskim nivoom opterećenja čak i za vrlo male mikro-prsline, vrednost K_{th} ima značaja pri izradi nisko opterećenih struktura koje su izložene dejstvu izuzetno velikog broja ciklusa opterećenja.



Sl.90. Zavisnost lomne žilavosti i debljine elementa. Kritična dužina prsline i kritična vrednost napona.

6.2.1.1.2. MLEL parametri loma: Brzina oslobađanja energije G

U okviru *MLEL*-a, pored već navedenog pristupa korišćenjem faktora intenziteta napona K , u istu svrhu se može primeniti i pojam *brzine oslobađanja energije* G . U principu, reč je o dva slična koncepta koja su u stvari i direktno povezana, s tim da je brzina oslobađanja energije G pojam čije je definisanje prethodilo uspostavljanju pojma faktora intenziteta napona K . U pitanju je tzv. *energetski kriterijum* koji kaže da usled širenja prsline za neki inkrement δa (koje je izazvano dejstvom neke sile P) dolazi do oslobađanja elastične energije ∂U odn. daje sledeću vezu:

$$G = \left[\frac{\partial U}{\partial a} \right]_p = - \left[\frac{\partial U}{\partial a} \right]_u \quad (6.2.1.1.2.1)$$

dok se već pomenuta veza faktora intenziteta napona K , i brzine oslobađanja energije G , izražava na sledeći način:

$$G = \frac{K_I^2}{E} \quad (\text{za slučaj ravanskog stanja napona}) \quad (6.2.1.1.2.2)$$

$$G = \frac{(1-\nu^2)K_I^2}{E} \quad (\text{slučaj ravanskog stanja deformacije}) \quad (6.2.1.1.2.3)$$

gde je:

E - *Young*-ov modul elastičnosti;

ν - *Poisson*-ov koeficijent;

K_I - faktor intenziteta napona za *Režim I*.

6.2.1.1.3. Određivanje vrednosti zaostale čvrstoće

Koncept tolerancije oštećenja je baziran na premisi da struktura u prisustvu određenog stepena oštećenja ima mogućnost da isto toleriše, a ovaj njen kapacitet je kvantifikovan kroz pojam *zaostale čvrstoće*. Vrednost ove promenljive je u funkciji od dužine prsline, opterećenja strukture, geometrije prsline/strukture, nivoa inspektabilnosti (!) i lomne žilavosti materijala. Dakle, kod jedinstvenih putanja opterećenja, kriterijum u određivanju zaostale čvrstoće nam postaje *lomna žilavost*:

$$K_{IC(C)} = \sigma_c \alpha \sqrt{\pi a_c} \quad (6.2.1.1.3.1)$$

gde je:

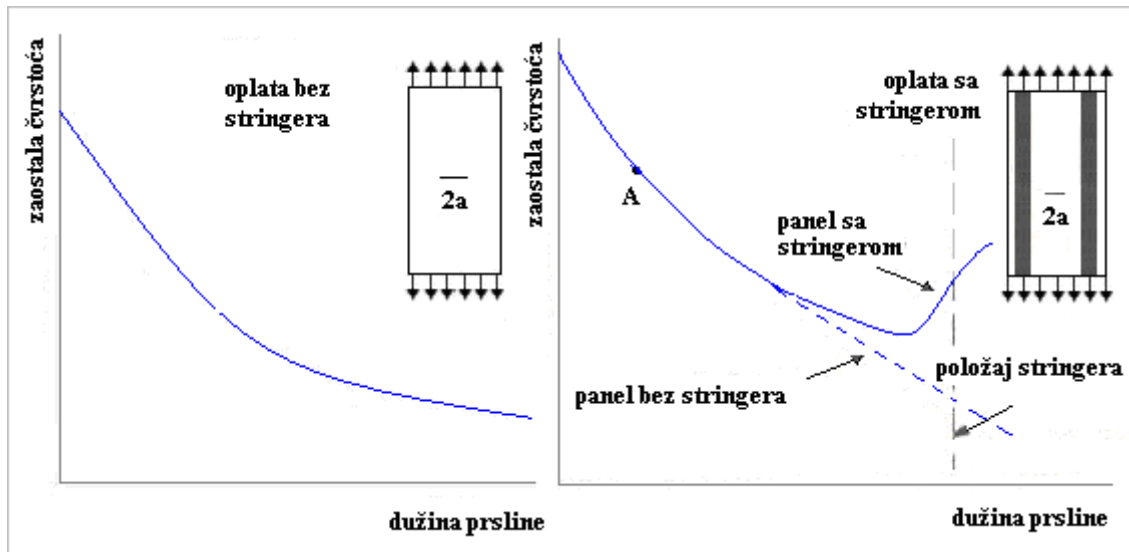
σ_c - kritična vrednost napona unutar komponente;

a_c - kritična dužina prsline;

α - bezdimenzioni geometrijski faktor (koji uzima u obzir i geometriju komponente i geometriju prsline).

Naravno, obzirom da je zaostala čvrstoća jedan od izuzetno važnih kriterijuma unutar *TO* koncepta, ovde nije zgoreg i dati jedan primer iz prakse koji se upravo odnosi na deo strukture koja jeste primarno u fokusu ove disertacije, kako bi se apostorfirala svrsishodnost primene *TO* filozofije. Dakle, postupci za određivanje zaostale čvrstoće, a samim tim i njene dobijene vrednosti, se razlikuju u slučaju struktura koje imaju jedinstvenu putanju opterećenja u odnosu na one kod kojih je ona višestruka (*built-up* strukture).

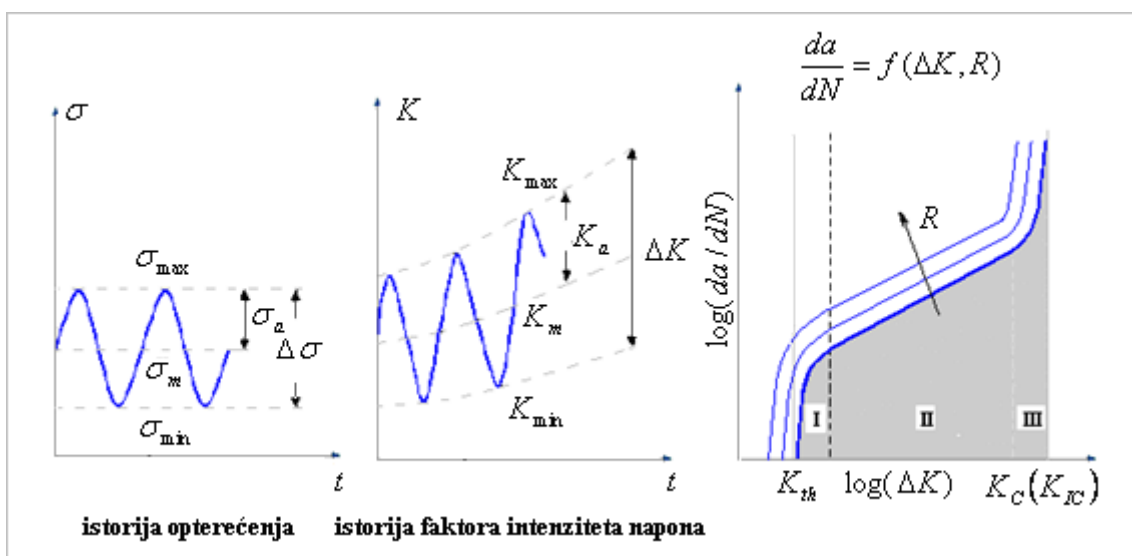
Naime, u slučaju višestrukih putanja u obzir moramo uzimati ne samo vrednosti zaostale čvrstoće pojedinih segmenata strukture, nego i ostvariti razumevanje kapaciteta celokupne strukture! Takođe, obzirom da struktura kojoj je dozvoljeno delimično oštećenje, mora imati sposobnost zadržavanja neophodnih kapaciteta nosivosti do sledećeg intervala pregleda, jasno je da su vrednost zaostale čvrstoće takve strukture i dužina inspekcionog intervala u direktnoj zavisnosti.



Sl.91. Kriva zaostale čvrstoće za slučaj oplata sa i bez ojačanja stringerom [4]

Kao ilustracija ove razlike u proceni, ovde će biti dat primer ovakve dve strukture na Sl.91.. Kao što se na istoj vidi, dijagram zaostale čvrstoće za slučaj čiste oplata i oplata sa ojačanjem (stringerom), se bitno razlikuje. U slučaju kada je prslina još mala, ova dva dijagrama su identična, međutim, u slučaju daljeg rasta prsline, kada oplata više nije u mogućnosti da nosi zadato opterećenje, deo opterećenja biva prenesen na stringer i stoga dolazi do porasta zaostale čvrstoće. Ovaj skok je prouzrokovan padom dejstvujućeg opterećenja na oplati, a ovaj trend se nastavlja sa daljim rastom prsline, obzirom da stringer preuzima sve veći procenat dejstvujućeg opterećenja.

6.2.1.1.4. Modeli rasta zamorne prsline



Sl.92. Kriva širenja prsline u funkciji od K

Jednačina rasta zamorne prsline ima za cilj da odredi na koji način se ponaša prslina kada se izloži dejstvu cikličnog spektra opterećenja. Obzirom da se iste tipično baziraju na eksperimentalno dobijenim podacima iz testova sprovedenih nad epruvetama izloženim delovanju spektra konstantnog opterećenja, unutar njihove analitičke forme neizbežno figuriše i određen broj empirijski dobijenih koeficijenata.

Ako posmatramo *Sl.92*, videćemo da, kada se struktura sa rastućom prslinom nalazi u uslovima dejstva opterećenja konstatne amplitude, to će automatski izazvati i rast njenog faktora intenziteta napona. Takođe, na istoj slici možemo videti i da u slučaju delovanja oscilatornog opterećenja i sama vrednost K pokazuje isti takav oscilatorni karakter. Stoga, ako u slučaju dejstva statičkog opterećenja kao centralni parametar imamo K , u slučaju dejstva dinamičkog opterećenja, operisaćemo sa vrednošću ΔK .

Što se tiče same analitičke forme ove jednakosti, ona za slučaj delovanja konstantnog spektra opterećenja ima sledeći oblik:

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K, R) \quad (6.2.1.1.4.1)$$

gde je vrednost R definisana kao $R = K_{min}/K_{max}$ i njen uticaj dolazi do izražaja pri vrednostima $R < 0.7$ [159] zbog prisustva fenomena poznatog kao *zatvaranje prsline* (koji će biti pomenut u narednoj tački). Integraljenjem pomenute jednakosti možemo odrediti zamorni vek elementa:

$$N_f = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)} \quad (6.2.1.1.4.2)$$

Za slučaj kada je vrednost $R \geq 0.7$, efekat zatvaranja prsline nema neki bitniji uticaj na stepen širenja prsline, stoga u tom slučaju kao jednakost možemo navesti jedan od najranijih modela, koji se i dalje vrlo često sreće u praksi:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (6.2.1.1.4.3)$$

i isti je poznat pod nazivom *Paris-ova jednakost*. Empirijski koeficijenti C i n , koji figurišu unutar nje su u funkciji od primenjenog materijala.

Pomenuta jednakost je kasnije prerađivana veliki broj puta. Tako je među prvima njenu modifikaciju izvršio *Walker*, koji je u istu eksplicitno uveo već pomenutu vrednost R :

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-m}} \right]^n \quad (6.2.1.1.4.4)$$

Međutim, i ova forma je, kao i *Paris-ova*, linearnog oblika, stoga ona i dalje pokazuje značajno odstupanje u odnosu na empirijski dobijene krive za slučaj većih vrednosti ΔK , obzirom da se kriva tada savija prema svojoj kritičnoj vrednosti K_C ili K_{IC} . Da bi se ovaj efekat uzeo u obzir, *Forman* je predložio sledeću zavisnost:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^n}{[(1-R)K_C - \Delta K]} \quad (6.2.1.1.4.5)$$

Analiziranjem ove jednačine se može zaključiti da, u trenutku kada vrednosti ΔK i $(1-R)K_c$ počinju da konvergiraju jedna ka drugoj, vrednost da/dN kreće naglo da raste i time dobijamo poboljšano predviđanje stepena rasta prsline za visoke vrednosti ΔK . Ipak, ovde i dalje nemamo dovoljno precizno predstavljenu oblast njenog sporog (početnog) rasta.

Što se tiče softverskih paketa koji se danas koriste u cilju pomenutih proračuna, *Paris*-ova jednačina i dalje ima izuzetno prominentno mesto, pogotovo kada su u pitanju softveri koji svoje proračune rasta prsline baziraju na primeni numeričkih metoda. Što se tiče analitičko-numeričkih paketa, pored pomenute *Paris*-ove, *Walker*-ove i *Forman*-ove formulacije, *NASGRO* jednačina [146] takođe predstavlja jednu od centralnih formi. Ovu jednakost su razvili *Forman*, *Newman*, *De Koning* i *Henriksen* [12]:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_{crit}} \right)^q} \quad (6.2.1.1.4.6)$$

gde su:

C, n, p, q – empirijski dobijene vrednosti;

$$f = \frac{K_{op}}{K_{max}} = \left\{ \begin{array}{ll} \max(R, A_0 + A_1 R + A_2 R^2 + A_3 R^3) & R \geq 0 \\ A_0 + A_1 R & -2 \leq R < 0 \\ A_0 - 2A_1 & R < -2 \end{array} \right\} \quad (6.2.1.1.4.7)$$

gde su vrednosti koeficijenata:

$$\begin{aligned} A_0 &= (0,825 - 0,34\alpha + 0,05\alpha^2) \left[\cos\left(\frac{\pi}{2} S_{max} / \sigma_0\right) \right]^{\frac{1}{\alpha}} \\ A_1 &= (0,415 - 0,071\alpha) S_{max} / \sigma_0 \\ A_2 &= 1 - A_0 - A_1 - A_3 \\ A_3 &= 2A_0 + A_1 - 1 \end{aligned} \quad (6.2.1.1.4.8)$$

gde su:

α - faktor koji uzima u obzir naponsko-deformaciono polje;

S_{max} / σ_0 - odnos maksimalnog primenjenog napona i napona tečenja;

Opseg granične vrednosti je dat kao:

$$\Delta K_{th} = \frac{\Delta K_0 \sqrt{\frac{a}{a+a_0}}}{\left(\frac{1-f}{(1-A_0)(1-R)} \right)^{1+C_{th}R}} \quad (6.2.1.1.4.9)$$

gde su:

ΔK_0 – vrednost za $R = 0$;

C_{th} - koeficijent granične vrednosti;

a - dužina prsline;

a_0 - svojstvena (*intrinsic*) dužina prsline (0,0000381m).

NASGRO jednačina takođe uzima u obzir i uticaj debljine preko formulacije za kritični faktor intenziteta napona:

$$\frac{K_{crit}}{K_{IC}} = 1 + B_k e^{-\left(A_k \frac{t}{t_0}\right)^2} \quad (6.2.1.1.4.10)$$

gde su:

A_k, B_k - parametri uvedeni radi uklapanja u eksperimentalno dobijene rezultate;

t - debljina;

t_0 - debljina za ravansko stanje deformacije čija je formula data kao:

$$t_0 = 2,5 \left(K_{IC} / \sigma_{ys} \right)^2 \quad (6.2.1.1.4.11)$$

6.2.1.1.5. Modeli rasta zamorne prsline za slučaj delovanja varijabilnog spektra opterećenja (efekat interakcije opterećenja)

Procena širenja zamorne prsline za slučaj delovanja varijabilnog spektra opterećenja se značajno razlikuje u odnosu na procenu pri dejstvu spektra konstantnog tipa, obzirom da stepen rasta prsline ne pokazuje samo zavisnost u odnosu na geometriju prsline i dejstvo trenutnog opterećenja, nego i njegovu istoriju. Ovaj tip zavisnosti se definiše kao *efekat interakcije opterećenja*.

Danas postoji veliki broj metoda kojima se može vršiti pomenuta procena a koje su bazirane na različitim postavkama o mehanizmima širenja prsline, s tim da se može reći da sve one predstavljaju neki vid empirijsko-analičke forme. Ocena opravdanosti primene određene metode nije apsolutna, nego je više bazirana na kombinaciji određenih kriterijuma kao što su: vrsta problema, neophodan nivo preciznosti, jednostavnost primene, lično iskustvo, afinitet prema određenim metodama....

Što se tiče same hronologije pokušaja određivanja stepena rasta prsline pod dejstvom varijabilnog spektra, ako izuzmemo pristupe koji su se bazirali na srednjoj vrednosti amplitude, onda kao prvi vid 'cycle-by-cycle' modela, svakako treba da navedemo pristup *linearne akumulacije oštećenja* koji se svodio na jednostavno sumiranje pojedinačnih inkremenata rasta prsline. Ipak, obzirom da realno ova problematika nije ni približno tako jednostavna, formula je naknadno usložnjavana raznim uticajnim koeficijentima, što je kasnije delimično napušteno uvođenjem pristupa *efekta interakcije opterećenja*. Razlika koju je nudio ovaj metod u odnosu na puku akumulaciju oštećenja, je u tome što on uzima u obzir uticaj intenziteta amplitude na kasnije ponašanje prsline, odn. kako je to već u jednom od prethodnih poglavlja navedeno, npr. pojava opterećenja povišene amplitude (*overload*) će dovesti do izvesnog usporavanja stepena širenja prsline, a određeni tipovi opterećenja niskog nivoa (*underload*) će dovesti do ubrzanja rasta iste.

Modeli koji su bazirani na *efektu interakcije opterećenja* mogu za osnovu imati različite pristupe. Kao najjednostavniji pristup ovde možemo navesti *model plastične zone*, koji uticaj efekta interakcije opterećenja posmatra samo kroz ponašanje plastične zone na vrhu zamorne prsline. Kao najtipičnije modele u tom slučaju imamo *Wheeler-a*, *Willenborg-a*, *Generalized Willenborg-a* i *Chang Willenborg-a*.

Druga grupa, *crack closure model* je bazirana na fenomenu zatvaranja prsline uzrokovanog plastičnošću. Naime, u idealizovanim uslovima savršeno elastičnog ponašanja, prsline bi se nakon

dejstva tenzionog opterećenja trebala u potpunosti vratiti u prvobitni položaj, što u praksi nikako nije slučaj. Ono što se realno dešava je da se u zoni vrha prsline ista ne otvara istovremeno sa dejstvom tenzionog opterećenja, nego jedan deo ciklusa ostaje u kontaktu. Ova fenomen se naziva *crack closure* i vrlo je složen s obzirom da postoji u više formi a jednačine koje ga definišu su u velikoj meri empirijske. Do njegovog otkrića je došlo nakon eksperimenata koje je izvodio *Elber* [105]. Praktična posledica ovoga je da je faktor intenziteta napona zamenjen *opsegom efektivnog faktora intenziteta napona* preko sledeće jednakosti:

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_{cl} \quad (6.2.1.1.5.1)$$

odn. kako je *Elber* utvrdio, deo ciklusa za vrednosti ispod K_{cl} ne utiče na rast prsline.

Pojam zatvaranja prsline je značajan fenomen u okviru razumevanja rasta prsline na makro nivou. Ipak, važniju ulogu igra u zoni površine materijala kada je u pitanju *ravansko stanje napona*, a manji značaj ima u slučaju *ravanskog stanja deformacije* sa relativno visokim naponom na granici elastičnosti [106].

Što se tiče treće grupe, *strip-yield*, ovde je efekat interakcije opterećenja uzet u obzir takođe preko fenomena zatvaranja prsline, ali koristeći se pri tom *Dugdale strip-yield model*-om, u koji se ovde neće detaljnije ulaziti. Ovaj pristup ima veći broj oblika koji se mogu sresti kao modeli širenja prsline unutar analitičko-numeričkog softvera, a ovde će biti naveden *FASTRAN Model* koji je razvio *Dr. James C. Newman, Jr* [12] kao varijaciju već pomenutog *NASGRO modela*. Razlika je u primeni efektivne vrednosti faktora intenziteta napona:

$$\begin{aligned} \Delta K_{eff} &= K_{max} - K_{cl}; & K_{cl} &> K_{min} \\ \Delta K_{eff} &= K_{max} - K_{min}; & K_{cl} &\leq K_{min} \end{aligned} \quad (6.2.1.1.5.2)$$

gde se K_{cl} određuje preko:

$$\begin{aligned} f &= \frac{K_{cl}}{K_{max}} = \max(R, A_0 + A_1R + A_2R^2 + A_3R^3); & R &\geq 0 \\ f &= \frac{K_{cl}}{K_{max}} = A_0 + A_1R; & -2 &\leq R < 0 \end{aligned} \quad (6.2.1.1.5.3)$$

dok koeficijenti u prethodnoj formuli imaju isti oblik kao kod *NASGRO modela*.

Ovde takođe treba navesti da i dalje postoje izvesne skepse po pitanju primene navedenih koncepata obzirom da su oni u velikoj meri empirijski, kao i da se u određenim slučajevima ne slažu sa eksperimentalno dobijenim rezultatima. Npr. čelici visoke čvrstoće izgleda da ne pokazuju prisustvo fenomena zatvaranja prsline [153], a takođe postoje i osnovane sumnje da efekat zatvaranja prsline ili nije u dovoljnoj meri rastumačen ili je samo jedan u nizu efekata koji se javljaju pod dejstvom varijabilnog spektra opterećenja [154].

6.2.1.2. Mehanika elastično-plastičnog loma (MEPL) i njeni parametri loma: *J*-integral i CTOD

Mehanika linearno-elastičnog loma, koja je razmatrana u prethodnim tačkama, ima određena ograničenja usled kojih je njena primena nedovoljno precizna u mnogim situacijama koje se mogu javiti u praksi, obzirom da je ona validna samo u slučajevima kada je neelastična deformacija dovoljno mala u poređenju sa veličinom prsline. Stoga, u cilju proširenja domena primene mehanike loma, uvodimo *mehaniku elastično-plastičnog loma (MEPL)*, koja, pored pretpostavke da posmatrani materijali imaju izotropna svojstva, takođe smatra i da se deformacije na vrhu prsline dešavaju u elasto-plastičnoj zoni, stoga istu primenjujemo u slučajevima prisustva relativno velikih plastičnih zona deformacije na vrhu prsline.

Najpoznatiji koncepti koji se primenjuju unutar *MEPL*-a su:

- 1) *J*-integral;
- 2) *CTOD* (*Crack Tip Opening Displacement*);

Može se reći da su ovo dve glavne škole u okviru mehanike elastično-plastičnog loma. *J* integral je nešto popularniji u Americi, dok je *CTOD* prihvaćeniji na evropskom tlu [148]. Ovde se može navesti i još jedna opcija, *R*-integral, koja danas manje više predstavlja istorijski korak ovog segmenta mehanike loma, obzirom da je predstavljao jedan od prvih koncepata koji je uzeo u razmatranje prisustvo većih zona plastične deformacije, ali danas nema neku naročitu primenu. Takođe, pored navedenih, postoji i niz drugih teorija kao što su npr.: *CTOA* (*Crack tip opening angle*), *CZM* (*Cohesive zone model*), *T*-integral....

Gorepomenuti (prvi) pristup, *J* integral, su nezavisno uspostavili Rice [149] i Cherepanov [150] i isti, obzirom da je u pitanju energetski pristup, podseća na pojam *brzine oslobađanja energije G*, na šta se i svodi, u slučaju kada bi *J* integral posmatrali u okviru *MLEL*-a. Odavde je lako dalje zaključiti da u slučaju primene u okviru *MLEL*-a, takođe možemo naći i njegovu vezu sa *faktorom intenziteta napona K* u obliku koji je već pominjan pod tačkom u kojoj je definisana brzina oslobađanja energije i koji ovde nije potrebno ponavljati.

Prednost primene *J* integrala leži u nezavisnosti ovog konturnog integrala od putanje integraljenja i, u slučaju kada ga posmatramo u okviru *MEPL*-a, isti se, u skladu sa već pomenutom sličnošću sa *G*, svodi na negativnu promenu potencijalne energije deformacije usled rasta prsline tj.:

$$J = -\frac{\partial U_{\sigma}}{\partial a} \quad (6.2.1.2.1)$$

odnosno [151]:

$$J = \int_{\Gamma} \left(w dy - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x} ds \right) \quad (6.2.1.2.2)$$

$$w = \int_0^{\varepsilon_{ij}} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \quad (6.2.1.2.3)$$

gde je:

Γ - zatvorena kriva oko vrha prsline, čiji je jedinični vektor n normalan na tu krivu;

w - gustina energije deformacije;

T_i - komponenta vektora sile;

u_i - komponenta vektora pomeranja;

ds - inkrement krive Γ ;

$\sigma_{ij}, \varepsilon_{ij}$ - tenzori napona i deformacije.

J integral je pronašao svoju upotrebnu vrednost u praksi, i, model kroz koji se isti primenjuje je dat u [4], a isti sugeriše da se on posmatra kroz svoj elastični i plastični segment:

$$J = J_{el} + J_{pl} = \frac{K^2}{E^*} + J_{pl} \quad (6.2.1.2.4)$$

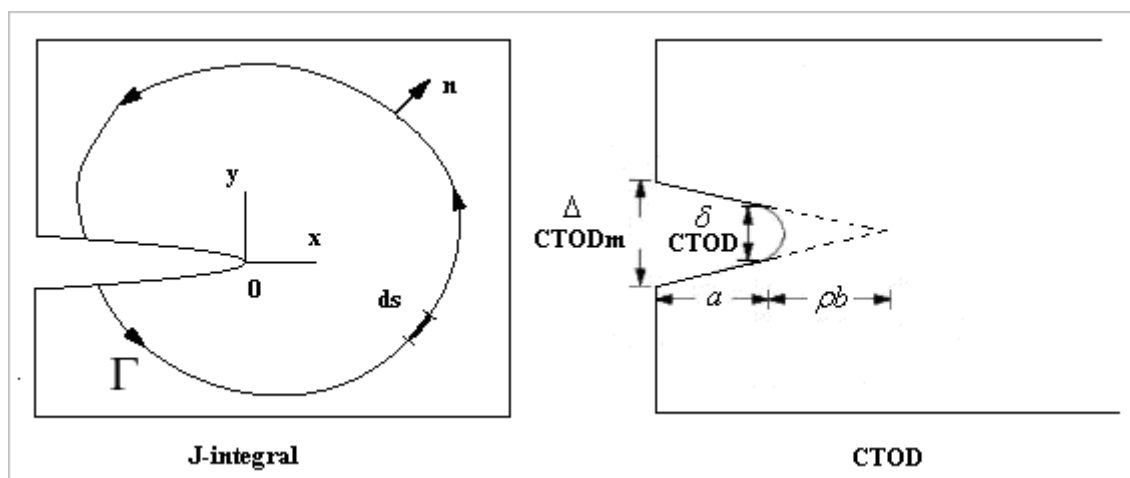
$$E^* = E \quad (\text{ravansko stanje deformacije})$$

$$E^* = \frac{E}{1-\nu^2} \quad (\text{ravansko stanje napona})$$

gde se za rešavanje potonjeg sugeriše primena *metode konačnih elemenata*, obzirom da izračunavanje J integrala, generalno gledano, nije izvodljivo s obzirom na vrlo složenu analitiku koja se u ovom slučaju zahteva.

Takođe, u slučaju dejstva cikličnog opterećenja, kao i uzimanja u obzir *efekta interakcije opterećenja*, i ovde ćemo umesto J , koristiti ΔJ i ΔJ_{eff} (slično kao što je to već pomenuto kod primene faktora intenziteta napona unutar *MLEL*-a).

Drugi pomenuti metod, tzv. *CTOD*, predstavlja prvi koncept koji je pokušao da odredi vrednost *lomne žilavosti* za slučaj loma u zoni elasto-plastične deformacije [151]. Danas postoji više varijacija ovog koncepta od kojih je jedan, zajedno sa J integralom, predstavljen na *Sl.93*.



Sl.93. J-integral i CTOD

Koristeći se *Sl.93.*, na osnovu geometrije dva slična trougla i jednostavnih transformacija (uz pretpostavku da je $\rho \approx 1/2$) dobija se [152]:

$$\delta = \frac{\rho b}{a + \rho b} \Delta \approx \frac{b}{2a + b} \Delta \quad (6.2.1.2.5)$$

što, kao i u slučaju prethodnog modela, možemo raščlaniti na elastičnu i plastičnu komponentu:

$$\delta = \delta_{elastic} + \delta_{plastic} = \frac{K_I^2}{m\sigma_{ys}E} + \delta_{plastic} \quad (6.2.1.2.6)$$

gde je:

m - bezdimenziona konstanta;

σ_{ys} - napon za slučaj zone male plastične deformacije.

Naravno, i ovde je uočljivo da posmatranjem deformacije u zoni linerano-elastične deformacije nalazimo vezu sa G , K i J .

6.2.2. Mehanika loma kompozitnih struktura

U okviru ove disertacije je već više puta pominjan problem u vezi manjka analitičkih/numeričkih metoda procene degradacionih procesa koji se dešavaju unutar grupe kompozitnih materijala, a koji prvenstveno leži u njihovoj visokoj heterogenosti, obzirom da ovde nemamo kao u slučaju metala jednu dominantnu prslinu koja pri širenju dostiže svoju kritičnu vrednost, već se oštećenje na neki način "akumulira" sve dok ne dostigne svoj kritični nivo čije je definisanje uglavnom vrlo problematično. Dakle, zbog izuzetno visoke složenosti ove vrste procene, u okviru ove tačke će biti predstavljen samo najelementarniji analitički model koji suštinski može biti viđen kao ekvivalent proceni koja se primenjuje kod struktura koje su napravljene od metala, dok će unutar poglavlja koje se bavi numeričkim metodama procene otkaza kompozitnih struktura, biti navedeni modeli koje se danas primenjuju u praksi procene ponašanja kompozitnih vazduhoplovnih struktura.

Pregled analiza koje su najpogodnije u slučaju primene kompozitnih materijala je NASA-in tim stručnjaka odlično prezentovao unutar svog dokumenta [178]. U okviru istog je analiza kompozita, kao i u slučaju metala, podeljena na metode koje se koriste radi procene zaostale čvrstoće i one koje se primenjuju radi predviđanja stepena širenja zamorne prsline. Posmatranjem istih postaje jasno da je u analizi kompozita tražena sličnost sa ponašanjem metalnih struktura, stoga se ovde i primenjuju bazični parametri loma koji su poznati iz analize metalnih struktura (*faktor intenziteta napona, brzina oslobađanja energije, J integral...*). Sama problematika devastacije kompozita u okviru pomenutog dokumenta je podeljena na analizu: *površinskih oštećenja, delaminacije i udarnih oštećenja*. Metodi koji su ovde predloženi, a odnose se na procenu zaostale čvrstoće, će biti uglavnom navedeni u svojim originalnim nazivima, a isti se odnose na slučaj površinskih oštećenja pri dejstvu zateznog opterećenja :

- *Klasičan MLEL Metod;*

Za slučaj kvazi-izotropnog laminata koji je izložen zateznom opterećenju, i čije oštećenje se kreće kroz debljinu (*through-the-thickness cut*) je predložena sledeća formula za određivanje deformacije (a nastalo oštećenje se ovde tretira slično prslini kod metala):

$$\varepsilon_1 = Q(2\pi r)^{-1/2} \quad (6.2.2.1)$$

gde je:

$$Q = K_c \xi / E_x \quad (6.2.2.2)$$

$$\xi = \left(1 - \sqrt{\nu_{xy}\nu_{yx}}\right) \left(\sqrt{E_x/E_y} \sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha\right) \quad (6.2.2.3)$$

r - rastojanje tačke u kojoj se određuje deformacija i vrha "prsline";

K_c - lomna žilavost;

E - modul elastičnosti;
 ν - Poasonov broj;
 α - ugao koji vlakno zaklapa u odnosu sa x -osom.

Pod ostale metode u istoj grupi su navedeni i:

- *Inherent flaw Model*;
- *Point Stress Model*;
- *Point Strain Model*;
- *ML Model*.

Što se tiče modela predviđanja stepena širenja zamorne prsline, a koji su takođe dati u već navedenom priručniku, ponovo je jasno uočljiva namera da se ovi modeli razviju u skladu sa onim već poznatim u okviru grupe metalnih materijala. U slučaju npr. procene unutar problematike delaminacije, kao predlog je naveden tzv. *closed form solution* za slučaj progresivne delaminacije, dok je pri proceni devastacije usled površinskih oštećenja naveden model koji se može smatrati gotovo identičnim sa *Paris*-ovim modelom, uz primenu drugih empirijskih vrednosti. Naravno, ovde treba ponovo naglasiti da se svi ovi analitički modeli odnose samo na analizu laminatnih kompozita, obzirom da se isključivo oni primenjuju u izradi struktura koja spadaju u domen ove teze.

6.3. Tipovi pristupa u proceni *F&DT* parametara

6.3.1. Analitički i numerički pristup

U cilju procene ponašanja vazduhoplovnih struktura koje su izložene dejstvu određenih vrsta opterećenja, na raspolaganju nam stoji priličan broj različitih pristupa. U principu, svi oni su bazirani na istom algoritmu koji podrazumeva da se nakon obezbeđivanja početnih informacija kao što su: geometrija tela, karakteristike primenjenih materijala, granični uslovi (sa vrstama dejstvujućih opterećenja),... izvrši prevođenje takvog fizičkog procesa u matematičku formulaciju i pristupi njegovom rešavanju. Ovako dobijene vrednosti se zatim porede sa parametrima koji su indikatori otkaza strukture, čime dobijamo potvrdu da li je u uslovima datog opterećenja došlo do prekoračenja istih, čime faktički i definišemo da li će u pomenutoj situaciji doći do nekog vida otkaza ili ne.

Naravno, uslovi opterećenja kojima su izložene strukture mogu biti različitog tipa, i u skladu sa tim se razlikuju i matematičke interpretacije realnog problema i vrednosti koje određujemo. Za najjednostavnije od njih, ova kalkulacija se vrši eksplicitnim rešavanjem matematičkih jednačina. U tom slučaju govorimo o *analitičkom pristupu*. Isti može podrazumevati primenu *metode čvrstoće materijala* ili *teorije elastičnosti*. S tim da primena obe ove metode podrazumeva da su deformacije male i da je veza napon-deformacija u domenu Hukovog zakona, kao i da su i dejstvujuća opterećenja i geometrija tela krajnje jednostavni. Takođe, kod prvo-navedene se kao geometrijsko telo uglavnom uzima sistem proste grede ili konzole, dok je u okviru teorije elastičnosti moguća analiza i nešto složenijih tela. Dalje, u prvoj metodi se u opisu fizičkog procesa oslanjamo na primenu jednostavnijih matematičkih formulacija, dok se u drugoj ono opisuje kroz sistem jednačina koje su parcijalno diferencijalnog karaktera.

Ipak, mali je broj slučajeva u praksi za koje možemo primeniti ovako jednostavnu kalkulaciju, obzirom da pored visoke geometrijske složenosti posmatranih sistema, imamo isto takvo i stanje opterećenja, stoga vrednosti koje određujemo često zahtevaju rešavanje sistema jednačina koje, faktički, možemo smatrati nerešivim.

Iz pomenutih razloga, danas je uobičajena praksa da se kao osnova pomenute strukturalne analize koriste aproksimativni pristupi. Tehnike koje koriste ovakvu filozofiju proračuna se zovu *numeričke metode*. Poglavlje koji se bavi razmatranjem ovih metoda će u najvećoj meri biti

prilagođeno konceptima koji predstavljaju srž softverskog paketa *ANSYS Workbench*, obzirom da će konkretni proračuni unutar ove disertacije biti obrađeni primenom istog. Naravno, ovde treba pomenuti i da danas postoje i softveri koji kombinuju i analitički i numerički prilaz, i isti će takođe biti primenjeni, ali u svojstvu verifikacionog postupka.

6.3.2. Deterministički i probabilistički pristup

U okviru tačke koja se bavi konceptom starih letelica već je objašnjena razlika između procene zamornog veka vazduhoplova koji su u redovnoj operativnoj upotrebi (i bez modifikovanog modela održavanja), u odnosu na one koje su definisani kao stari. Dakle, kada je u pitanju ovde prvopomenuta grupa letelica, odn. procena rasta zamorne prsline koja se primenjuje kod njih, ista je kao model navedena u okviru tačke o mehanici loma, i za nju se može reći da je isključivo *determinističkog tipa*, a sam *TO* koncept procene zamornog veka koji se oslanja na nju je postavljen tako da posmatra rast samo jedne (najveće) zamorne prsline za koju pretpostavlja da se uvek nalazi na najkritičnijoj lokaciji elementa koji je opterećen dejstvom očekivanog operativnog spektra opterećenja. Naravno, u skladu sa takvim procenama se vrše i kasnija definisanja intervala održavanja.

Međutim, kako je ovde isto već pomenuto, ovakve procene se ne mogu vršiti za slučaj starih struktura, kada postoji određena verovatnoća pojave višestrukih prslina, obzirom da u tom slučaju imamo sasvim drugačija scenarija u okviru kojih ni ne možemo primenjivati pretpostavka klasične *TO* po kojoj je ostatak strukture koji treba (u slučaju otkaza) da preuzme deo opterećenja neoštećen. Stoga, u slučaju ove grupe letelica, nikad ne primenjujemo determinističku procenu zamornog veka (kao ni inspeccionih intervala), već se takva procena vrši na osnovu *probabilističkih pristupa* i svodi se na procenu raspodele (distribucije) oštećenja na kritičnoj lokaciji odn. na rast ove raspodele u funkciji od broja sati leta. U skladu sa tim, procenjuje se i raspodela zaostale čvrstoće, kao i inspeccioni intervali, koji u ovom slučaju treba da se uklapaju unutar prihvatljivo male verovatnoće otkaza. Danas postoji veći broj pristupa kojima se vrše ovakve procene i oni se, pored osnovnog algoritma, razlikuju i po tome za koliko promenljivih se vrši procena raspodele, kao i preko koliko uticajnih parametara. Nešto više informacija o ovoj filozofiji je dato u okviru tačke koja se bavi upravljanjem konceptom starih letelica, kao i unutar tačke koja razmatra primenu numeričkih metoda. Naravno, ovde još treba navesti i da se procena rasta jednostruke prsline takođe može vršiti primenom nekog tipa probabilističkog pristupa, mada ipak treba naglasiti da su modeli koji su ovde navedeni kao deterministički i probabilistički, oni koji se danas smatraju standardom unutar vazduhoplovnog mašinstva.

7. NUMERIČKI PRISTUP U PROCENI $F&DT$ PARAMETARA

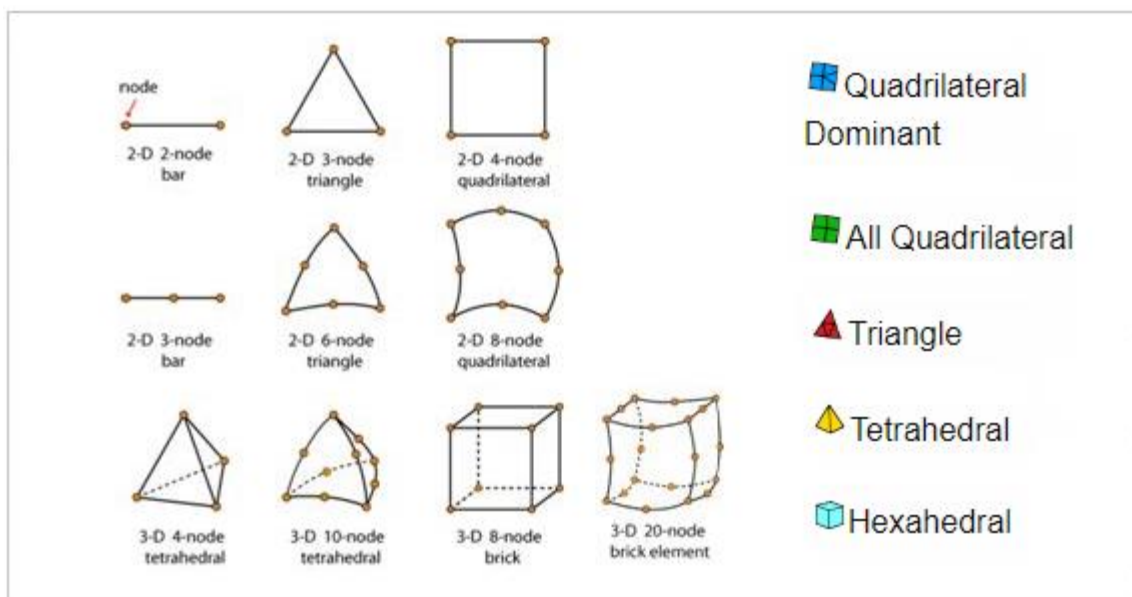
Numeričke metode predstavljaju koncept koji spada u domen matematike i iste proučavaju algoritme koji koriste numeričke aproksimacije u cilju rešavanja (obično eksplicitno nerešivih) matematičkih problema. Iste se mogu svoditi na određivanje vrednosti funkcija za određene tačke, zatim, na vršenje ekstrapolacije/interpolacije, numeričku integraciju, rešavanje setova jednačina..... Ipak, ono što nas u okviru problematike ove disertacije najviše interesuje je angažovanje numeričkih metoda u cilju rešavanja sistema parcijalnih diferencijalnih jednačina.

Naravno, jasno je da ovakvi pristupi mogu biti primamljivi širokom broju naučnih grana, s tim da u skladu sa problematikom kojom iste barataju, mora varirati i odabir tipa numeričkog metoda. Što se tiče primene numeričkih analiza u okviru rešavanja problema iz domena strukturalne analize, sigurno je da *metod konačnih elemenata* značajno prednjači u odnosu na sve ostale.

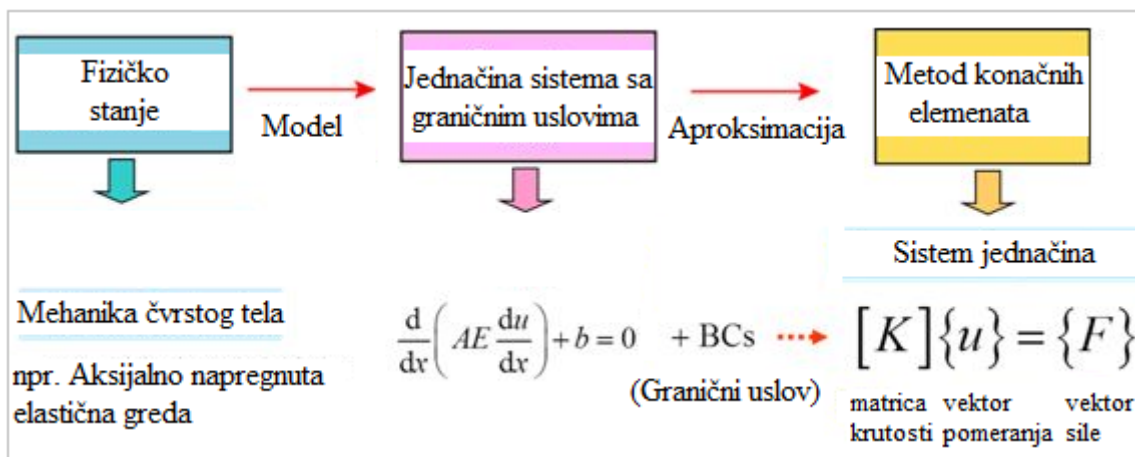
7.1. Metod konačnih elemenata (FEM)

Realni oblici vazduhoplovnih struktura, kao i vrste i tipovi opterećenja kojima su isti izloženi, u najvećem broju slučajeva premašuju mogućnosti jednostavne analitičke procene njihovog ponašanja. Kao alat u tom slučaju nam preostaju *numeričke metode* koje nude rešenje uprošćavajući čitav problem u cilju pružanja *približnog rešenja*. Danas je sigurno najpoznatija i najrasprostranjenija metoda ovog tipa *metod konačnih elemenata* (*Finite Element Method-FEM*), a njegova softverska primena u cilju rešavanja realnih problema se zove *FEA* (*Finite Element Analysis*).

Ideja funkcionisanja FEM -a se svodi na *diskretizaciju kontinuuma* odn. podelu fizičkog sistema (*domena*) na pod-domene koji se zovu *konačni elementi*, a koji su međusobno povezani u *čvorovima*, odnosno, drugačije rečeno, na *aproksimiranje kontinuuma sa beskonačnim brojem stepeni slobode na mrežu određenog broja konačnih elemenata čiji čvorovi imaju određen broj stepeni slobode*, u cilju pojednostavljenja realnog problema koji kao takav postaje matematički rešiv.



Sl.94.: Levo: Uopšteni tipovi konačnih elemenata. Desno: Konačni elementi koji se primenjuju unutar softvera ANSYS [izvor skice:181,217; slika prilagođena]



Sl.95. Filozofija FEM-a [izvor skice:181,217; slika prilagođena]

Faktički, u ovom procesu, kao što se to može videti na Sl.95., mi prvo realan fizički proces prevodimo u model koji se analitički može predstaviti u formi parcijalne diferencijalne jednačine, a zatim primenom FEM-a isti svodimo na *sistem algebarskih jednačina po čvornim nepoznatim* koje se rešavaju primenom matičnog računa. Tako dobijen sistem jednačina ima oblik:

$$[K]\{u\} = \{F\} \quad (7.1.1)$$

Gde je:

K – matrica krutosti;

u – vektor pomeranja;

F – vektor sile (opterećenja).


Kada su u pitanju problemi iz domena mehanike čvrstog tela, vrednost koju izračunavamo iz ove jednakosti je vektor pomeranja (odn. deformacija):

$$\{u\} = [K]^{-1}\{F\} \quad (7.1.2)$$

s tim da se iz pomenute jednačine vrednost matrice krutosti može odrediti primenom jednog od tri metoda:

- *Direktni metod*;
- *Variacioni metod*;
- *Metod reziduuma (Galerkinov metod)*.

Primena ovog pristupa na slučaj jednog 2D konačnog elementa je dat na Sl.96.

Konačni elemenat tipa:  Triangle

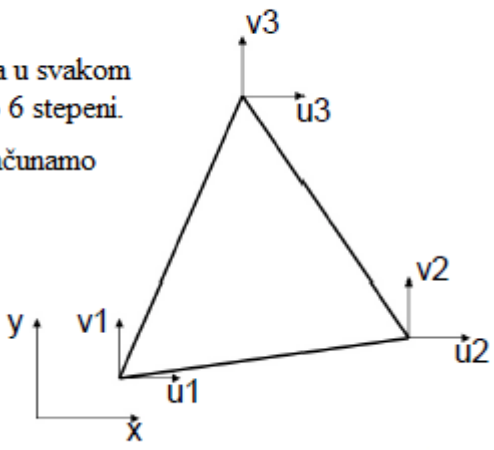
Pomeranja:

U slučaju 2D sistema, ovaj konačni element ima u svakom čvoru dve stepena slobode (u,v), što je ukupno 6 stepeni.

Ova pomeranja predstavljaju nepoznate koje računamo na osnovu formule:

$$[K]\{u\} = \{F\}$$

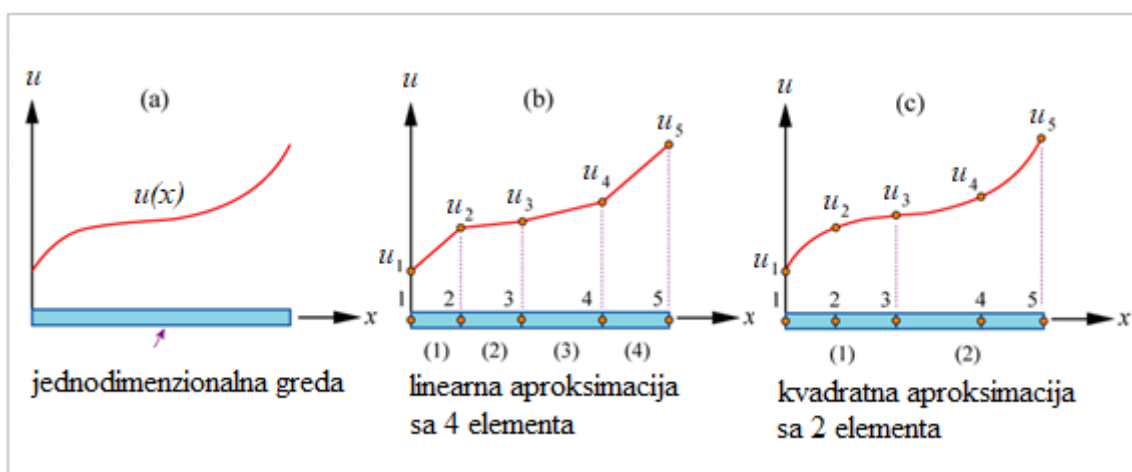
$$\{u\} = [K]^{-1}\{F\}$$

$$\{u\} = \{u_1, v_1, u_2, v_2, u_3, v_3\}^T$$


Sl.96. Pojam vektora pomeranja za slučaj 2D konačnog elementa tipa triangle [izvor skice:182,217,218; slika prilagođena]

Naravno, nakon ovako izvršene procene vrednosti deformacije u nekoj tački, moguće je odrediti i vrednost pripadajućeg napona, koristeći se vezom koja postoji između napona i deformacije, a koja u svakom slučaju zavisi od toga da li problem razmatramo unutar zone elastične ili plastične deformacije.

Takođe, pored nepoznatih veličina, koje smo ovde pomenuli kao *konačne vrednosti nepoznatih u čvorovima* (koje mogu eventualno biti date i preko njihovih izvoda), nepoznate veličine se nalaze i unutar svakog konačnog elementa i one se određuju kao *funkcije raspodele nepoznatih unutar elementa*, primenom *interpolacionih funkcija*. Šema primene ovih funkcija (*shape functions*) između dva čvora može biti data preko linearne ili kvadratne aproksimacije i razlika između ova dva pristupa je vizuelno predstavljena na Sl.97., ali se ista takođe može uočiti i na konačnim elementima na Sl.94.



Sl.97. Model linearne i kvadratne aproksimacije [181]

Inače, u okviru primene numeričkih metoda ne vršimo samo procenu naponsko-deformacionog polja, odn. parametara iz domena statike, već iste možemo primenjivati i u cilju procene zamornih parametara, kao i parametara loma, čije su značenje i uloga već navedeni unutar tačke o analitičkim metodama. Takođe, primenom numeričkih metoda je moguća i simulacija procesa rasta zamorne prsline.

Danas postoji veliki broj softverskih paketa koji su bazirani na pomenutom postupku, i oni predstavljaju pomoć čiji izuzetan značaj uopšte ne može biti sporan. Ipak, uvek treba imati u vidu i značajna ograničenja koje ovakve metode pokazuju i zato se njihove procene moraju uzeti sa izvesnom rezervom. Stoga, u slučaju vazduhoplovnih struktura, već pomenuti *full scale* testovi i dalje predstavljaju nezaobilazan završni korak, bez obzira što primena *FEM*-a u velikoj meri pojednostavljuje, pojeftinjuje i skraćuje celokupan postupak projektovanja vazduhoplovnih struktura. Dakle, primena ovih metoda nije sama po sebi garant tačnog rezultata, već ona mora biti verifikovana primenom još neke metode, što će u okviru praktičnog proračuna unutar ove disertacije i biti ispoštovano.

7.2. Procena ponašanja vazduhoplovnih struktura primenom *FEA*-e

Analiza ponašanja struktura koja se sprovodi primenom metode konačnih elemenata, koja je integrisana u moćne softverske pakete, je danas poznata pod nazivom *FEA*, i deo je jedne veće familije analiza koje se zovu *CAE* (*Computer Aided Engineering*). Pored pomenute *FEA*-e, u istu još spadaju i *CFD* (*Computational Fluid Dynamics*), zatim *MBD* (*Multibody Dynamics*), kao i opcija *parametrizacije i optimizacije* analiziranih modela.

Sam postupak u okviru *FEA*-e se sprovodi u tri osnovna koraka, koja može pokriti jedan softverski paket ili, što je često slučaj, više njih:

Pre-procesorska faza (*modelovanje*) predstavlja prvi korak pomenute analize i odnosi se na definisanje problema i kreiranje modela strukture/procesa čiju ćemo analizu vršiti. Faktički, ova faza podrazumeva:

- *Kreiranje geometrije strukture odn. modela fizičkog procesa sa neophodnim idealizacijama;*
- *Definisanje materijala i njegovih karakteristika;*
- *Generisanje mreže konačnih elemenata (mesh-a).*

Kreiranje pomenute geometrije može biti sprovedeno ili primenom nekog samostalnog *CAD* paketa (gde su najčešći izbor *CATIA*, *Creo*, *SOLIDWORKS*, *NX*, *Autodesk*...) koji se *input*-uje (u skladu sa njihovom kompatibilnošću!) u *FEA* softver koji sprovodi proračun, ili pak u okviru *CAD* modula koji je već integrisan unutar samog *FEA* softvera (što bi u slučaju paketa *ANSYS* podrazumevalo primenu jednog od njegova dva *CAD* modula: *DesignModeler* ili *SpaceClaim*). Takođe, danas jasna granica između *CAD* i *FEA* softvera ni ne postoji, obzirom da već duže vreme postoji tendencija da softveri koji su nekada važili za čiste *CAD* pakete, imaju i svoje *FEA* module. Ovde još svakako treba navesti i da su moguće i neke druge kombinacije, tipa, *input* geometrije koja već ima postavljen kompletan *mesh*.

Druga faza, koja vrši proračun, se naziva ***procesorska faza*** (*solver*), i u okviru nje imamo sledeće korake:

- *Definisanje tipa analize;*
- *Uvođenje graničnih uslova* (pod graničnim uslovima se podrazumevaju i sva opterećenja!);
- *Generisanje rešenja.*

Što se samih *solvera* tiče, oni takođe mogu biti raznovrsni. U slučaju *ANSYS Mechanical-a*, koji će kao alat biti korišćen unutar ove disertacije, na raspolaganju su nam sledeće opcije [217]:

- ***Mechanical ANSYS Parametric Design Language (MAPDL) Solver.***

- **ANSYS Rigid Dynamics Solver:** *Rigid Dynamics Analysis.*
- **LS-DYNA Solver:** *Explicit Dynamics analysis.*
- **Explicit Dynamics Solver:** *Explicit Dynamics analysis.*
- **Samcef Solver:** *Static Structural, Transient Structural, Steady-State Thermal, Transient Thermal, Modal i Eigenvalue Buckling analyses.*
- **ABAQUS Solver:** *Static Structural, Transient Structural, Steady-State Thermal, Transient Thermal i Modal analysis.*

Kao što je u navedenoj listi vidljivo, u zoni *Static Structural* analize, pod koju potpadaju i naponsko-deformaciona i zamorna analiza, ANSYS koristi tri tipa solvera: *MAPDL*, *Samcef* i *Abaqus*, s tim da će unutar ove disertacije biti korišćen *MAPDL Solver*.

Nakon faze proračuna, sledi treća faza, odn. **post-procesorska faza** i unutar nje se vrši formiranje izveštaja, tj.:

- *Vizualiziranje deformacija/napona/termičkih raspodela....;*
- *Animacija procesa;*
- *Formiranje tabelarnih i tekstualnih izlaza.*

Ovde svakako još treba napomenuti i to da je rezultate različitih analiza u okviru istog softvera takođe moguće kombinovati, a svakako je moguća i primena pomoćnog, tzv. *plug in* softvera. Dakle, kombinacije primenjenog softvera su izbor stručnjaka koji vrše ovakve proračune, i to najčešće na osnovu ličnih iskustava ili dostupnosti licenci.

Takođe, ovde se još jednom treba osvrnuti na razliku između analitičkih i numeričkih proračuna i ponoviti da je numerički pristup *aproksimativnog tipa* i stoga dobijeni rezultat ne samo da uvek sadrži izvesnu grešku koja predstavlja apsolutnu neminovnost, već je i kvalitet sprovedenog procesa u izuzetno visokoj meri u funkciji od dobre interpretacije realnog problema i njegove konverzije u što adekvatniji model, zatim, kvaliteta postavljenog *mesh-a*, kao i kapaciteta računara na kom se simulacija izvodi. Stoga je ovde po pravilu potrebno vršiti i višestruke iteracije postupka sa mrežom različitog tipa i finoće kao bi izvršili procenu u kom trenutku mreža prestaje da utiče na kvalitet dobijenog rezultata. Takođe, u slučajevima analize rogozastih modela ili manjka raspoloživih kapaciteta, moguće je posegnuti za određenim aproksimacijama kao što je npr. prevođenje *solid-a* u *surface*, ili *3D* modela u *2D*, ili pak korišćenje osobine simetričnosti tela, što će svakako biti primenjivano u okviru ovde analiziranih modela.

Što se tiče mogućnosti samog ANSYS softvera, može se reći da je to paket koji danas gotovo da nema adekvatnu konkurenciju. Pored neverovatnih mogućnosti koje već imaju njegovi standardni moduli, ovaj proizvođač već duže vreme zastupa i trend preuzimanja već proslavljenih samostalnih softverskih paketa i njihovog integrisanja kao sopstvenih modula (što je slučaj npr. sa *CAD* paketom *SpaceClaim*, zatim, *LS-DYNA* solverom za analizu udarnog opterećenja koji je danas deo ANSYS-ove *Explicit Dynamics* analize, kao i *nCode* softverom za analizu i optimizaciju struktura izloženih dejstvu zamornog opterećenja). Takođe, ovde treba pomenuti i jedan vrlo bitan segment, ne samo paketa ANSYS, nego i većine savremenih *CAE*, a to su *parametrizacija i optimizacija*, koji će unutar ove disertacije delom biti primenjivani, a tiču se mogućnosti softvera da za predložene eksplicitne vrednosti geometrijskih parametara (odn. njihov dat opseg), odredi najoptimalnije rešenje, odn. da projektantu omogućí da prati efekat izmene izabranih parametara na karakteristike krajnjeg rešenja.

Što se tiče same analize koja je u cilju rešavanja postavljenog problema sprovedena u okviru ove disertacije, ona se svodi na procenu ponašanja gornjeg segmenta modela trupova *A320* i *B737*, kada se isti izlože dejstvu statičkog i zamornog opterećenja. U nastavku ove tačke će biti obrađena uopštena filozofija takvih analiza, kao i pojašnjenje mogućih strategija koje spadaju u domen istih. Ovde svakako neće biti pominjan samo ANSYS-ov softverski paket, već i srodni paketi koji se mogu primeniti u istom cilju.

Dakle, analiza procene ponašanja struktura će biti podeljena na:

- *Procenu delovanja statičkog opterećenja;*

- *Procenu F&DT parametara sa slučaj struktura se/bez prisustva oštećenja;*

Iako ovde praktično neće biti analizirani degradacioni procesi unutar kompozitnih struktura, način procene njihove degradacije će biti delimično teorijski obrađen, obzirom da se njihovo ponašanje po tom pitanju bitno razlikuje od onog koje je karakteristično za metale, odn. njihovo degradaciono ponašanje, (konkretno unutar paketa ANSYS), se kvantifikuje kroz *formu debondovanja/delaminacije (Interface Delamination/Contact Debonding)*.

7.2.1. Numerička procena dejstva statičkog opterećenja: ANSYS Static Structural

Unutar numeričkog softvera koji se koristi u cilju rešavanja problematike iz domena delovanja statičkog opterećenja, sigurno je da danas najznačajnije pakete predstavljaju: ANSYS, Abaqus FEA, MSC Nastran/Patran, SimScale, SAMCEF... Takođe, dobro poznati CAD paketi Catia, SolidWorks i Creo imaju ugrađen i FEA segment koji im omogućava da vrše i ovakve vrste proračuna. Paket ANSYS je verovatno trenutno najmoćniji softver ovog tipa, mada se i za Abaqus FEA može reći da pokriva prilično veliki broj opcija. MSC Nastran predstavlja „klasiku“ unutar vazduhoplovnog sektora, obzirom da je on primarno i bio namenjen ovom segmentu industrije a danas je njegov *source* implementiran u mnoge pakete čija je pojava sledila kasnije. Dakle, slično kao kod već pomenutog ANSYS-a koji, pored svog, ima implementirane i Abaqus i SAMCEF solvere.

Što se tiče same procene uticaja statičkog opterećenja na neku strukturu, ista se prvenstveno svodi na određivanje njenog naponsko-deformacionog stanja, s tim da se ovde kao dejstvujuća opterećenja razmatraju samo ona koja ne indukuju značajnije inercijalne sile ili sile prigušenja. Takođe, ovde postoji i pretpostavka da se dejstvujući naponi, odn. odgovor opterećene strukture, menjaju vremenski vrlo sporo.

Određivanje željenih nepoznatih vrednosti se vrši primenom složene matematičke aparature, kao i zakonitosti iz okvira primenjene mehanike i nauke o materijalima. U tom smislu, iz domena deformacije, najčešće vršimo određivanje vrednosti *ukupne deformacije*, dok, što se napona tiče, prvo vršimo izbor kriterijuma loma (*Rankine, Tresca, von Mises...*), na osnovu čega i određujemo koju vrstu napona ćemo određivati (*Maximum Principal, Maximum Shear, von Mises...*), gde *von Mises-ov napon* sigurno predstavlja najčešći izbor. Naravno, nezavisno od izbora teorije loma, moguće je izvršiti i proračun drugih tipova napona kao i njihovih pripadajućih deformacija. Svakako, ovde često postoji i potreba da se ovom tipu proračuna pridruži i određivanje reakcije oslonaca ili da se procena izvrši samo u pojedinim tačkama (*Probe*), kao i da se za takvu strukturu odredi njen stepen sigurnosti. Kada je u pitanju ANSYS, poslednju pomenutu stavku je moguće odrediti kroz jednu od opcija seta alata obuhvaćenim imenom – *Tools*, koji se oslanja na rezultate dobijene kroz statičku analizu. Njihovi nazivi (*Contact Tool, Fatigue Tool, Fracture Tool, Bolt Tool i Stress Tool*) u velikoj meri intuitivno upućuju na njihovu ulogu.

U slučaju kada vršimo statičku analizu gornjeg segmenta trupa, najvažniji korak će takođe predstavljati određivanje već pomenutih vrednosti ukupne deformacije i *von Mises-ovog* napona, iz razloga što on na najefikasniji način opisuje naponsko stanje tela koje je izloženo delovanju složenih opterećenja i pomenutu vrednost direktno poredimo sa tabelarnom vrednošću zatezne čvrstoće materijala trupa i time utvrđujemo da li na nekoj tački strukture imamo indikaciju njenog otkaza. Ovde naravno treba navesti i to da, iako ovu vrednost nazivamo naponom, ona to faktički nije, obzirom da je u pitanju skalar a ne tenzor (što naponi po svojoj prirodi jesu).

Što se tiče samog poređenja pomenute dve vrednosti, sve dok smo u zoni *von Mises-ovog* napona koji je niži od pomenute zatezne čvrstoće, odnosno od vrednosti napona na granici proporcionalnosti (ako želimo da naša struktura ne trpi nikakve plastične deformacije!), analiza izgleda prilično jasna jer se struktura u tom slučaju može smatrati sigurnom. Međutim, ovde treba uložiti izvestan oprez obzirom da grupa softvera o kojoj je ovde reč može da pokaže izvesna ograničenja ako očekujemo da ovakva tumačenja budu krajnje jednoznačna. Npr., inženjeri se često

u praksi sreću sa situacijom gde u cilju raznih vrsta ušteda, struktura mora biti maksimalno optimizovana, pa se tako ponekad može desiti da vrednosti izračunatih napona u određenoj meri prevazilaze pomenute tabelarne sa kojima se porede, što ne mora uvek predstavljati eksplicitan indikator otkaza. Naime, ako je pomenuta analiza izvršena u domenu linearne mehanike, a unutar strukture je došlo do izvesnog stepena plastične deformacije, softver će nastaviti da se i dalje drži linearne veze napon-deformacija, što će kao rezultat dati nerealno visoke napone. Stoga se dalja procena vrši ili prelaskom u domen nelinearne analize ili, u slučaju velikog iskustva u pomenutoj oblasti, detektovana pojava plastične deformacije se tretira kao prihvatljiva ili ne. Takođe, ovakvim vrstama analiza je svojstvena još jedna grupa problema, a to je pojava tzv. *singulariteta*, koji predstavljaju pojavu naglog i drastičnog rasta vrednosti napona na vrlo malom segmentu površine, što je posledica nekog nerealnog stanja, najčešće u geometriji, gde se tada javlja slučaj delovanja opterećenja na površinu koja, faktički, teži nuli, što se manifestuje kao slučaj ekscesivne koncentracija napona. Pomenuti problem se detektuje iskustveno, ili kroz usitnjavanje *mesh*-a, koji bi u tom slučaju trebao da dovede do još drastičnijeg skoka u vrednostima proračunatih napona, ali, i ovde važi pravilo da dobijenu sliku treba shvatiti uslovno, obzirom da npr. može da se desi da se nešto što u početku liči na singularitet, pokaže kao tačka u kojoj se javlja plastična deformacija, koja je neadekvatno procenjena zbog proračuna koji je izvršen u domenu linearne veze napon-deformacija.

Dakle, iz gore navedenog se jasno vidi da primena numeričkih metoda zahteva izvesno iskustvo koje se prvenstveno ogleda u sposobnosti da se realan problem iz prakse što optimalnije prevedu u numerički model, zatim, da se procene resursi koji su nam dostupni i u tom smislu model pojednostavi tako da to ne dovede u pitanje tačnost dobijenog rezultata, kao i da se, uz primenu najadekvatnijeg proračunskog postupka, dobijeni rezultati ispravno protumače.

Sam proces za pripremu analize sadrži sledeće korake:

- Izbor vrste analize (izbor opcije *Static Structural*);
- Definisane materijala i njegovih karakteristika (*Engineering Data*);
- Importovanje geometrije ili njeno crtanje unutar *CAD* modula;
- Definisane konekcija (automatska opcija podrazumeva da su sve veze bondovane, što se prihvata u ovom modelu);
- Izbor *mesh*-a i postavljanje kontrola nad njim;
- Postavljanje kontrola nad procesom analize (Velike deformacije, kontrola koraka, nelinearna kontrola...);
- Postavljanje graničnih slučajeva (i opterećenja);
- Izbor željenih izlaznih promenljivih.

Naravno, pomenuti algoritam će ponovo biti još razmatran unutar tačke koja se odnosi na samu simulaciju.

7.2.2. Numerička procena *F&DT* parametara

Primena ove grupe alata prvenstveno ima za cilj utvrđivanje da li struktura u datim radnim uslovima, odn. u okviru željenog radnog veka, ima sposobnost nošenja promenljivog opterećenja čijem je dejstvu izložena. Ovi paketi se mogu koristiti ne samo u cilju pomenute procene, već i kao sredstvo (već pomenute) optimizacije tokom procesa projektovanja, a takođe i radi definisanja inspeccionih intervala u fazi eksploatacije. U okviru ovog tipa problema, postoji više zona pristupa, koje grubo možemo razdvojiti na sledeći način:

- Prslina: *faza inicijacije i faza rasta*;
- Vrsta proračuna: *analitičko-numerički i numerički*;
- Mehanika loma: *deterministička i probabilistička*.

7.2.2.1. Faza inicijalizovanja prslina: ANSYS Fatigue Tool

U okviru ove tačke vršimo *determinističku procenu zamornog veka strukture u fazi inicijalizovanja prslina*, a u cilju sprovođenja iste na raspolaganju nam je opet slična lista paketa kao i u slučaju procene delovanja statičkog opterećenja: ANSYS, Abaqus FEA, MSC Nastran/Patran, ...s tim da neki od pomenutih alata mogu uključivati i veći broj pristupa. Npr. ANSYS sadrži dva alata: *Fatigue Tool* i modul *nCode Design Life*. Naravno, i pojedini softveri koji prvenstveno pripadaju CAD domenu, kao što su *SolidWorks* i *Creo*, imaju ugrađene module koji im omogućavaju da vrše i ovakve vrste analiza.

Zamorna analiza koja se vrši unutar ANSYS-a, kada su u pitanju oba modula, koristi prethodno dobijene vrednosti maksimalnih napona iz statičkog proračuna, koje kombinuje sa zamornim odlikama primenjenog materijala i pretpostavljenim zamornim spektrom, koji može biti konstantnog ili varijabilnog tipa. Unutar pomenutih modula je izvodljivo i kombinovanje različitih zamornih analiza u jednu (npr. opcija *Fatigue Combination* unutar *Fatigue Tool*-a). Takođe, oba modula omogućavaju primenu parametrizacije i optimizacije (*Design Exploration*), tj. povezivanje vrednosti zamornih parametara sa odlikama strukture, sa ciljem njene optimizacije, s tim da ovde od posebne pomoći može biti i opcija koja omogućava procenu kolika je osetljivost dobijenog rezultata na variranje targetiranih varijabli.

U cilju analize koja je primenjena u okviru ove disertacije, procena zamornog veka neoštećene strukture je sprovedena primenom modula *Fatigue Tool*. Dakle, kako je već rečeno, da bi izvršili zamornu analizu u okviru ove tačke, potrebno je da prvo kreiramo izlazne vrednosti u okviru statičke analize (koja je navedena u prethodnoj tački). Sam postupak vršenja zamornog proračuna podrazumeva sledeće tačke:

- Kompletirana analiza iz prethodne tačke (*Static Structural*);
- Provera definisanosti karakteristika materijala (u ovom slučaju *S-N* kriva);
- Importovanje opcije *Fatigue Tool* i setovanje parametara unutar iste:
 - Koeficijent K_f : Odnosi se na materijal. Reguliše razliku eksperimentalnih i simulacijskih odstupanja (temperatura, površinske nesavršenosti...). Difoltna vrednost je 1.
 - Karakteristike spektra opterećenja: *Zero-based/Fully Reversed/Ratio/History Data/Non-proportional Loading*.
 - Tip analize: *Stress Life/Strain Life*.
 - Korekcija usled srednjeg napona >0 : *None, Goodman, Soderberg, Gerber* i *Mean Stress Curves*.
 - Kriterijum definisanja otkaza: *Von Mises, Max Shear, Normalni/Tangencijalni naponi po osama*... U zavisnosti od dobijenog tipa naponskog stanja na kritičnoj lokaciji, ovde određujemo sa kojim kritičnim vrstama napona ćemo isti porediti.
 - Ostale opcije: Izlazne jedinice, vreme...
- Izbor izlaznih opcija unutar *Fatigue Tool*-a:
 - *Life*: Dužina zamornog veka (broj ciklusa ili blokova);
 - *Damage*: Odnos početno definisanog i proračunski dobijenog zamornog veka;
 - *Safety Factor*: Stepen sigurnosti.
 - *Biaxiality Indication*: Opisuje tip nastalog naponskog stanja.
 - 1: Čisto smicanje.
 - 0: Uniaksijalni napon.
 - 1: Čisto biaksijalno stanje.
 (Ova vrednost je od velikog značaja pri izboru već pomenutog kriterijuma otkaza).

7.2.2.2. Faza rasta zamorne prsline

Pod ovom opcijom imamo veći broj tipova analiza i iste vršimo da bismo odgovorili na pitanja da li će u određenim uslovima uopšte doći do širenja postojeće prsline, zatim, ako do njenog širenja dođe, da li će ono biti uz stabilan rast ili neposredan lom, kao i, kolika dužina prsline se može tolerisati.... U slučaju kompozita, adekvatne procene se vrše kroz praćenje pojave delaminacije/debondovanja.

- *Determinističko predviđanje parametara loma i stepena rasta prsline analitičko-numeričkim pristupom;*

U slučaju predviđanja rasta prsline analitičkim metodama, parametre loma određujemo u funkciji od geometrije i specimena i zadate prsline, kao i pretpostavljenog spektra opterećenja. Ova metoda, što je jasno shvatiti iz već pomenutih karakteristika analitičkih pristupa, zahteva višestruke simplifikacije. Primena ovakvih pristupa ima smisla u cilju značajnog skraćivanja vremena analize širenja prsline u nekoj grubljoj fazi proračuna, kao i u cilju validacije primene neke numeričke metode. Ipak, obzirom da je primena analitičkih metoda ograničena na izuzetno mali broj slučajeva, grupa softvera koji su bazirani na ovim metodama je svoje proračune u izvesnoj meri prilagodila, tako da, u slučaju kad se isti odnosi na npr. višestruke prsline, proračun mora biti potpomognut numeričkim pristupom.

U okviru ove grupe paketa, danas se sigurno najrasprostranjenijim može smatrati *NASGRO* [176] koji je inače zvanično sredstvo za analizu u okviru koncepta tolerancije oštećenja za postupak *FAA* sertifikacija (podatak se odnosi na teritoriju *SAD*), i koji će ovde biti primenjivan u svojstvu validacione metode. Inače, kako se to na osnovu prethodnih poglavlja može zaključiti, *NASGRO* istovremeno predstavlja i model širenja prsline i softver za procenu zamornog veka. Isti slučaj je i sa *FASTRAN*-om [219], koji je zajedno sa pomenutim *NASGRO*-om kao model širenja prsline već detaljnije obrađen u poglavlju o analitičkim metodama.

Kao treći softver iz ove grupe, ovde navodimo *code* za procenu zamornog veka pod nazivom *AFGROW* [4], koji integriše veći broj modela širenja prsline. Isti su podeljeni na standardne modele kao što su: *Forman*, *Harter T-Metod*, *NASGRO*, *Tabularni model (Tabular Look-Up)* i *Wakler*, a *AFGROW* takođe omogućuje i primenu modela koji uzimaju u obzir efekat interakcije opterećenja, nazivajući iste *retardacionim modelima (Closure, Fastran, Hsu, Wheeler i Willenborg)*, kao i proračun višestrukih prsline (u ovom slučaju samo dve), koje obrađuje unutar izdvojenih modela koje naziva *naprednim* i čiji proračun se neizbežno nalazi izvan opsega analitičkog pristupa. Svakako, nije zgorog navesti i da ovaj softver ima uključen i uticaj okruženja, kao i mogućnost proračuna zakrpa (koja je u kasnijim verzijama samo opcionalna).

- *Determinističko predviđanje parametara loma, stepena rasta i simulacije rasta prsline numeričkim pristupom;*

Kada predviđanju rasta prsline prilazimo kroz numeričku metodu, na raspolaganju imamo mogućnost primene značajno složenijih uslova i primenjene geometrije i tipa opterećenja. Takođe, unutar ove tačke treba navesti i da postoji razlika između vršenja procene zamornih parametara i simulacije rasta prsline. Naravno, određeni paketi mogu vršiti i obe uloge. Ipak, oni ovde neće biti jasno razgraničavani, sem kada su u pitanju ovakvi proračuni unutar softvera *ANSYS*.

Svakako, logično je za pretpostaviti da vodeći paketi koji se koriste za procenu uticaja statičkog opterećenja (i koji su u toj tački i navedeni), imaju ugrađen i ovaj deo softvera, mada je takođe tačno i da oni mogu koristiti i dodatne *plug in* module. Svakako najpoznatiji softver koji spadaju u ovu kategoriju su *ANSYS*-ov modul *Fracture Tool/SMART*, kao i *nCode DesignLife* (koji, doduše, ima samo delimične mogućnosti u ovoj oblasti, obzirom da se primarno koristi za procenu zamornog veka unutar faze inicijalizovanja prsline), zatim, *BEM paket FRANC 2D/L (3D)* i *FEM paket Zencrack*,

koji se kao *post-procesori* mogu koristiti kod paketa: *Abaqus*, *ANSYS*, *Nastran*.... Dok kao *plug-in x-FEM post-processor* ovde možemo navesti i *Morfeo/Crack for Abaqus* [164] koji se primenjuje unutar *Abaqus*-a.

Kada su u pitanju *ANSYS*-ovi kapaciteti koji se eksplicitno odnose na simulaciju rasta prslina, isti su unutar ovog softvera omogućeni primenom metoda *x-FEM* i *SMART*, dok se deo koji tretira ekvivalentne probleme u slučaju kompozitnih materijala (u vidu opcija *Interface Delamination* i *Contact Debonding*), oslanja na primenu *VCCT* i *CZM*. Sama filozofija ovih metoda će biti detaljnije razrađena unutar tačaka koje slede.

- *Probabilistička procena pojave zamornog otkaza;*

Risk assessment ili probabilistička procena otkaza struktura (odn. probabilistička mehanika loma) je već pomenuta u nekom od prethodnih poglavlja. Ista svoju analizu bazira na primeni *teorije verovatnoće* nad grupom rezultata dobijenih primenom determinističkih proračuna. Kao što je već rečeno, angažovanje ovakvog pristupa je apsolutno neophodno u slučajevima visoke verovatnoće pojave *MSD/MED*-a, obzirom da je kod tradicionalnih determinističkih analiza pojava bilo kakvih neizvesnosti ili ignorisana ili je kompenzovana primenom konzervativnijeg pristupa, što ovde svakako ne sme biti slučaj.

Danas je u primeni veći broj probabilističkih algoritama kao što su *Monte Carlo* [170], *NIM* (*numerical integration method*), *FORM/SORM* (*first/second order reliability method*), *life approximaton*, *response surfaces*....koji nemaju primenu samo u okviru procene pouzdanosti struktura nego i u brojnim drugim naukama, i isti predstavljaju osnovu softverskih paketa koji se koriste za procenu integriteta struktura. Neki od najpoznatijih iz ove grupe su svakako: *PROF* (*USAF*), *PRISM* (*Bombardier Aerospace Inc*) [171], *DARWIN* (*SwRI*) i *ANSYS Probabilistic Design System* (*PDS*).

Kada je u pitanju dalje razložavanje analiza u okviru faze rasta zamorne prslina, u nastavku će biti dat siže onih postupaka koji se odnose isključivo na paket *ANSYS*. Opis istih će u velikoj meri biti sproveden uz pomoć *online Help*-a, kom je moguće pristupiti preko linka ugrađenog unutar samog softvera [217].

7.2.2.2.1. Numerički proračun parametara loma: *Fracture Tool*

Unutar platforme *ANSYS Workbench* su za parametre mehanike loma date sledeće opcije:

- *J-integral;*
- *Faktor intenziteta napona K;*
- *Brzina oslobađanja energije G;*
- *T-stress;*
- *Material Force;*
- *C*-integral.*

Dok po pitanju tipa prslina, na raspolaganju imamo tri opcije:

- *Semi-Elliptical Crack;*
- *Arbitrary Crack;*
- *Pre-meshed Crack.*

Analiza unutar mehanike loma zahteva kombinaciju standardne naponske analize i određivanja parametara loma. Tj., da bi izvršili određivanje parametara loma, moramo naći način da „uhvatimo“ stalno promenljivo naponsko-deformaciono polje na vrhu prslina, u čemu nam pomaže dobro postavljena mreža konačnih elemenata, odn. adekvatno *modelovanje regije vrha prslina*. U zavisnosti od toga koji pristup u rešavanju parametara loma prihvatimo, zavisice i tip mreže koju postavljamo.

U tom smislu, biramo strukturisane mreže na vrhu prsline (radijalne i cilindrične, za 2D i 3D modele, respektivno) ili nestrukturisane mreže. Dakle, podela je sledeća:

- Strukturisani *mesh* za *Semi-elliptical* tip prsline.
Domain integral approach (Parametri loma: *J-integral, SIF, T-Stress, Material force, C*-integral*).
Virtual crack-closure technique VCCT (Parametri loma: *Energy-release rate G*)
- Nestrukturisani *mesh* za proizvoljan tip prsline.
Unstructured mesh method UMM (Parametri loma: *J-integral, SIF*).

Sam proces proračuna parametara loma se pokreće naredbom *CINT* i odvija u sledećim koracima:

- Iniciranje proračuna (*CINT, NEW, n*);
- Određivanje tipa parametra (*CINT, TYPE, parametar_loma*);
- Definisane vrha prsline i njegovog koordinatnog sistema (*CINT, CNTC, ime; CINT, NORM, k.s, norm.osa k.s.*);
- Definisane broja kontura (*CINT, NCON, n*);
- Definisane (eventualnih) uslova simetričnosti (*CINT, SYMM, ON*);
- Definisane *output*-a (*OUTRES, CINT, broj_koraka*).

U slučaju kada je proračun moguće izvršiti jedino primenom nestrukturisane hekso ili teta mreže, koristimo već pomenuti pristup *UMM*. U tom slučaju primenu ovog metoda kontrolišemo sledećom naredbom: (*CINT, UMM, ON/OFF*). Tačnije, ova naredba se aktivira/deaktivira po defaultu, u zavisnosti od tipa konačnog elementa koji je korišćen za modeliranje vrha prsline.

7.2.2.2.2. Numerička simulacija delaminacije, debondovanja i rasta zamorne prsline

U okviru, da tako kažemo, mehanike rasta prsline, definisane su dva moguća tipa: Statički (do kog može doći pod uticajem nekih ekscesivnih uslova opterećenja) i zamorni (gde do rasta prsline može doći usled izlaganja strukture dejstvu cikličnog zamornog opterećenja određenog intenziteta). Prisustvo prsline koja se širi je moguće unutar homogenog ili heterogenog materijala, s tim da prsline koja se širi unutar njih može biti sa *unapred poznatom* ili *nepoznatom* putanjom.

Unutar *ANSYS Mechanical*-a, kada je u pitanju simulacija delaminacije, debondovanja i rasta prsline, imamo dostupne sledeće metode:

- *CZM*;
- *VCCT*;
- *SMART*;
- *XFEM*.

Može se reći da je centralna razlika između ovih metoda u tome da li se prsline simulira duž predefinisane poznate putanje (koju podržavaju *CZM* i *VCCT* metodi) ili duž proizvoljne putanje (koju podržavaju *SMART* i *XFEM* metodi). Dalje pojašnjenje ovih metoda će biti dato unutar tačaka koje slede.

7.2.2.2.2.1. Numerička simulacija delaminacije i debondovanja: *Fracture Tool (Interface Delamination/Contact Debonding)*

U okviru ove tačke će biti izvršena analiza procene otkaza struktura koje su spojene bondovanjem, bilo da su u pitanju dva nezavisna materijala (koji mogu biti i metali) ili laminatni kompoziti. Dakle, otkaz je u ovom slučaju moguć isključivo duž unapred definisane putanje, tj. na mestu adhezivnog spoja.

CZM je model unutar mehanike loma koji spada u grupu energetskih kriterijuma koji je baziran na ideji vida „produženog“ vrha prsline koji predstavlja kohezivnu zonu duž kog se ista širi, (čime istovremeno premošćava problematiku singulariteta na vrhu prsline), a čemu se suprotstavljaju kohezivne sile.

Što se tiče *VCCT* metoda, isti faktički analizu bazira na proračunu parametra loma *G* kao prvom koraku, za slučaj tela unutar kog je prisutna neka inicijalna prslina, koja je postavljena unutar sučelnih elemenata. Ovaj metod takođe podržava i višestruke prsline.

Kada je u pitanju sučeljna delaminacija, *ANSYS* podržava oba ova metoda kako bi definisala kriterijume otkaza, koristeći pri tom kao adhezivni kontakt konačne elemente tipa *INTER202/INTER203 (2D)* i *INTER204/INTER205 (3D)*. U slučaju kontaktnog debondovanja, podržan je samo *CZM* metod, uz primenu *CONTA171-CONTA177* kontaktnih konačnih elemenata.

Primena *VCCT* metoda zahteva prisustvo inicijalne prsline u obliku *Pre-Meshed Crack-a*, kao i da bondovani delovi budu u okviru geometrije definisani kao *multi-body part*, koji ne dele zajedničku topologiju (*shared topology*).

Što se samog postupka proračuna tiče, u oba slučaja mora biti birana opcija *Fracture Tool-a*, unutar koje se insertuje opcija: *Interface Delamination* ili *Contact Debonding*, već u zavisnosti od željenog postupka. Naravno, pošto je u okviru prve opcije moguća primena dva metoda kriterijuma otkaza, kod nje je potrebno izvršiti izbor jednog od njih, s tim da je u slučaju izbora *VCCT* metoda, potrebno i uvesti inicijalnu prslinu, čiji je tip ovde već pomenut.

7.2.2.2.2. Numerička simulacija rasta zamorne prsline: *SMART* metod

U okviru tačke koja obrađuje temu numeričkih metoda, već je bilo reči o tome da kvalitet dobijenog rešenja u velikoj meri zavisi od dobro postavljene mreže konačnih elemenata, koja, kod složenijih modela, zavisi između ostalog i od kapaciteta računara na kom se simulacija izvodi. Ovo pitanje mogućnosti hardvera posebno dobija na značaju kada je potrebno simulirati rast prsline primenom klasičnih *FEM* metoda, obzirom da, u tom slučaju, postoji potreba za konstantnim prilagođavanjem postojeće mreže novonastaloj geometriji šireće prsline. Drugačije rečeno, metod zahteva neku vrstu konstantnog *remesh-a*.

U tom smislu, koncept *SMART*, koji predstavlja najnoviji alat unutar *ANSYS-a* koji se primenjuje za procenu rasta kvazi-statičke i zamorne prsline, donosi izvesna poboljšanja. Naime, primenom *Unstructured Mesh Method-a (UMM)*, koji je ovde već pominjan, a čijom je primenom *ANSYS Mechanical* uveo koncept *Separating Morphing and Adaptive Re-meshing Technology*-ja (*SMART*), u cilju simulacije rasta prsline [213], napravljena je bitna razlika u odnosu na pristup koji prave klasični *FEM* postupci, obzirom da ista automatski vrši apdejt *mesh-a*, ali samo u okolini prsline, istovremeno dajući vrednosti parametara loma za svaki korak prsline.

Primena ove metode je moguća samo u slučaju izotropnih materijala u zoni linearno-elastične mehanike loma i *Režima I*. Takođe, metod podržava isključivo primenu *3D* prsline, koje mogu podrazumevati sva tri tipa (*Arbitrary, Semi-Elliptical* i *Pre-Meshed*), kao i prsline višestrukog tipa, s tim da je ovde, u odnosu na procenu parametara loma, potrebno izvršiti malo kompleksnije definisanje prsline izborom opcije *Crack Faces Nodes: ON*, koja zahteva definisanje *Top/Bottom Face Node-a*, a ne samo vrha prsline. Što se tiče *mesh-a*, isti podrazumeva isključivu primenu konačnog elementa tipa *SOLID187* i *patch conforming tetra mesh method-a*.

Kako je ovde rečeno, kao opcije rasta prsline možemo birati kvazi-statičku i zamornu opciju. U slučaju izbora drugopomenute, što je slučaj sa ovom disertacijom, *SMART* podrazumeva prvenstveno primenu *Paris*-ovog zakona. Naravno, sama simulacija zahteva izbor još nekih parametara, između ostalog, metodologiju rasta prsline koja može biti tipa: *Life Cycle Prediction* ili *Cycle by Cycle*.

Dakle, primena ove metode podrazumeva sledeće korake:

Kao prvo, ovaj model mora koristiti neku početnu vrednost parametra loma kao kriterijum za kalkulaciju rasta prsline. U ovom slučaju, na raspolaganju su nam parametri J i K . Naravno, ovde primenjen parametar mora biti ekvivalentan onome koji se koristi unutar simulacije rasta prsline.

Kao što je to već pomenuto unutar tačke koja se bavi numeričkim proračunom parametara loma, i ovde se pomoću naredbe *CINT* inicira kalkulacija pomenute vrednosti:

- Definisane kriterijuma za kasniju kalkulaciju rasta prsline (*CINT, NEW, id_parametra_loma*);
- Kalkulacija parametra loma: (*CINT, TYPE, parametar_loma*); - ovde parametar mora biti J ili K ;
- Definisane pravca širenja prsline, odn. ravni normalne na nju: (*CINT, CNTC, ime; CINT, NORM, k.s, norm.osa k.s.*);
- Definisane broja kontura: (*CINT, NCON, n*);
- Definisane gornjeg i donjeg segmenta prsline (*CINT, SURF, top surf, bottom surf*);
- Definisane kriterijuma rasta prsline (u ovom slučaju: zamor): (*TB, CGCR, MAT_ID,,Option*)
Gde je: *Option* = *PARIS / WALK / FORM / TFDK* – odnosi se na j -ne rasta prsline: *Paris, Walker, Forman, Tabular*.
(*CGROW, FCOPTION, MTAB, id_materijala, kontura_parametra_loma*);
- Definisane graničnih uslova (i opterećenja);
- Definisane kriterijuma kontrole nad solverom (inicijalni/maksimalni/minimalni koraci, kraj simulacije....): (*CGROW,*);
- Definisane inkrementa (*CGROW, FCG, METH, CBC*).

Iako *SMART* još uvek predstavlja prilično mladu metodu, autori rada koji će biti citiran unutar ove disertacije kao verifikacioni model primenjene metode, su već imali odlično iskustvo u primeni iste [214, 215]. Ipak, ovde je potrebno napomenuti i da je, obzirom da je ovo „najmlađa“ metoda rasta prsline unutar *ANSYS* softvera, uočljiv još uvek nedovoljan broj naučnih radova koji su bazirani na primeni iste. Što se tiče druge metode koja se u okviru ovog softverskog paketa koristi za simulaciju širenja prsline (*x-FEM*), situacija jeste značajno drugačija. Takođe, obzirom na specifičnu metodologiju na kojoj je zasnovana ista, ona će biti nešto detaljnije matematički obrađena unutar tačke koja sledi, ali eksplicitne komande neće biti navođene, obzirom da će razjašnjenje same filozofije postupka zahtevati priličan prostor.

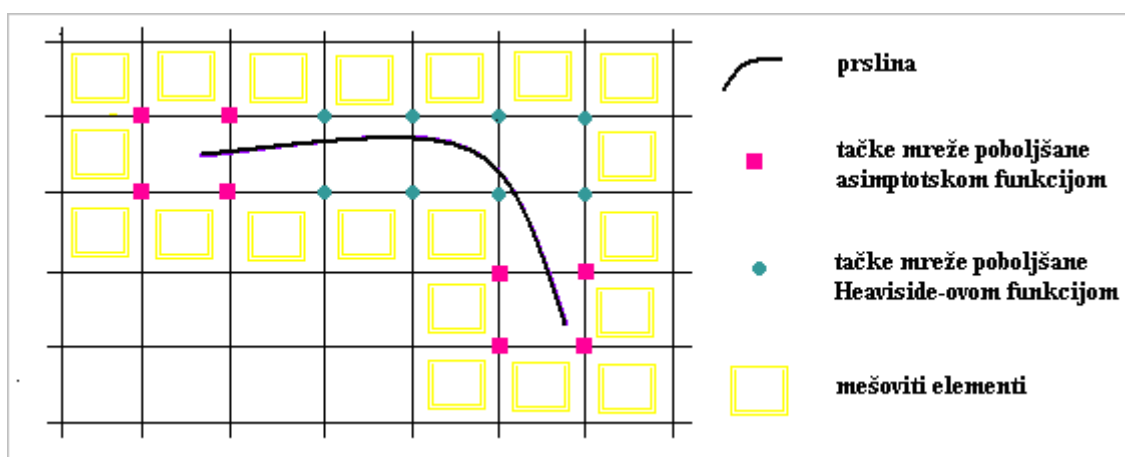
7.2.2.2.3. Numerička simulacija rasta zamorne prsline: *x-FEM* metod

Proširena metoda konačnih elemenata (*x-FEM*) spada u red najsavremenijih numeričkih alata koji je unapredio klasični *FEM*, u smislu načina na koji prevazilazi nedostatke koje isti pokazuje pri modeliranju izazovnih elemenata kao što su diskontinuiteti ili singulariteti, dok istovremeno pruža očiglednu prednost i kada su u pitanju složene geometrije, višestruke ili *3D* prsline.

Jezgro *x-FEM*-a čini tzv. *partition of unity (PU)* koncept, koji se koristi za modeliranje različitih vrsta diskontinuiteta, kroz lokalno poboljšanje aproksimacionih rešenja klasičnih *FEM* metoda uvođenjem tzv. *funkcija poboljšanja*. Primena ove ideje je pružila mogućnost definisanja diskontinuiteta (tj. u ovom slučaju prsline) u elementu bez potrebe za eksplicitnim i konstantnim usklađivanjem mreže konačnih elemenata sa geometrijom same prsline, kao što to zahtevaju klasične *FEM* metode, odn. ova metoda ne "hvata" dinamiku promene diskontinuiteta kroz stalno generisanje nove mreže elemenata. Naime, pristup na kom je ova metoda bazirana podrazumeva "obogaćivanje" čvorova mreže elemenata koji okružuju diskontinuitet, pri tom koristeći samo jednu mrežu za ceo proces. Da bi se "uhvatila" promenljiva geometrija prsline, *x-FEM* koristi tzv. *level set method (LSM)* koji određuje gde i kako će se ova poboljšanja uvoditi, koristeći dve površine (*level set-ove*) čiji se presek poklapa sa vrhom prsline. Takođe, u kombinaciji sa *fast marching methodom (FMM)*, omogućeno je praćenje rasta prsline.

Diskontinuiteti, koji prirodno postoje u svakoj strukturi, mogu biti različitih tipova, ali se mogu grubo podeliti u dve grupe, tzv. jaki i slabi. Jaki diskontinuiteti pokazuju diskontinuitet i relativne deformacije i pomeranja (poput prslina), dok se slabi karakterišu diskontinuitetima relativnih deformacija (poput nehomogenosti unutar materijala). Različite vrste funkcija poboljšanja se koriste za opisivanje različitih vrsta diskontinuiteta. Kada su u pitanju problemi rasta prsline, koji se, kako je rečeno, mogu tumačiti kao jaki diskontinuiteti, možemo se koristiti različitim metodama. Uobičajeni pristup u svim slučajevima je da se pitanja diskontinuiteta na mestu presecanja strukture prslinom uzimaju u razmatranje, dok pitanje singulariteta vrha prsline nije uvek uzeto u obzir. (Takođe, neki pristupi uzimaju u obzir i mesto inicijalizovanja prsline). Ali, pošto je danas ustaljena praksa da se primenjuju dve vrste funkcija poboljšanja, ovde je predstavljen upravo takav metod, koji obogaćuje čvorove koje su presečeni prslinom s *Heaviside*-ovom funkcijom, dok su oni presečeni vrhom prsline obogaćeni asimptotskom funkcijom (Sl.98.).

Kao što se vidi na pomenutoj slici, neki elementi mreže nemaju sve tačke poboljšane. Njih zovemo mešovitim elementima. Postojanje ovakvih elemenata može predstavljati veliki izazov za *x-FEM* metod, pošto funkcije poboljšanja više ne zadovoljavaju svojstvo interpolacije u ovim elementima, što može uticati na tačnost proračuna [156]. Stoga su neki autori (*Belytschko et al, 2003; Fries 2008*) razvili formulacije koje isključuju njihovo postojanje.



Sl.98. Primena funkcija poboljšanja na čvorove mreže

Kao što je već rečeno, *x-FEM* je baziran na *PU* metodu (*Babuška i Melenk, 1997*), koji kaže da je zbir interpolacionih funkcija (svakog) konačnog elementa jednak jedinici. Stoga nam je dozvoljeno da pomenute funkcije poboljšanja ugrađujemo u aproksimacije pomeranja sve dok je pomenuto svojstvo zadovoljeno, tj:

$$\sum N_i(x) = 1, \text{ (gde je } N_i(x) \text{ funkcija oblika konačnog elementa)} \quad (7.2.1.2.2.1)$$

Da bi definisali aproksimaciju pomeranja, možemo koristiti razne metode, ali, obzirom da su mešoviti elementi ovde već pomenuti kao problematični, ovde će biti naveden metod (*Belytschko, Chessa, Wang 2003*) koji ublažava njihov negativan uticaj uvođenjem tzv. asimptotskih funkcija poboljšanja na vrhu prsline:

$$F_m(r, \theta) = \left\{ \sqrt{r} \sin \frac{\theta}{2} \sqrt{r} \cos \frac{\theta}{2} \sqrt{r} \sin \theta \sin \frac{\theta}{2} \sqrt{r} \sin \theta \cos \frac{\theta}{2} \right\} \quad (7.2.1.2.2.2)$$

stoga u tom slučaju aproksimaciju pomeranja možemo definisati kao:

$$u^k(x) = \sum_I N_I(x) u_I + \sum_J N_J(x) H(x) a_J + \sum_K N_K(x) \left(\sum_{m=1}^4 F_m(r, \theta) b_K^m \right) \quad (7.2.1.2.2.3)$$

gde su:

I, J, K - tačke mreže (sve/ poboljšane *Heaviside*-ovom funkcijom/ poboljšane asimptotskom funkcijom);

$N(x)$ - funkcije oblika;

$H(x)$ - *Heaviside*-ova funkcija poboljšanja;

$F(r, \theta)$ - asimptotska funkcija poboljšanja;

a, b – dodati stepeni slobode.

Prethodna formula pokazuje kako se ciljanom primenom funkcija poboljšanja može izvršiti modelovanje prslina (diskontinuiteta) i time proračun učiniti nezavisnim od mreže konačnih elemenata. Upravo to nam omogućava modelovanje rasta prslina, koje stoga mogu biti višestruke, trodimenzionalne, kao i vrlo složenih geometrija. Kada je u pitanju procena parametara loma, metode za određivanje istih su brojne, s tim da, kada imamo slučaj da jedan režim nije izrazito dominantan tj. da je parametre loma potrebno odrediti za sva tri režima, metod poznat kao *integralna interakcija* (koji, u stvari, određuje J integral, koji se dalje razlaže na parametre K_I, K_{II}, K_{III}) se pokazao kao najbolja opcija.

x -FEM metoda je nastala 1999. (*Belyschko et al*), dok je 2005. uveden *level set* metod koji je omogućio insertovanje jedne ili više prslina, bez potrebe za *remesh*-om, konačno, 2010. ovaj metod postaje dostupan i u 3D varijanti [158]. Novija istraživanja pokazuju da, kada je u pitanju problematika vezana za vazduhoplovni sektor, x -FEM deluje prilično obećavajuće u okviru prezentovanja zamornih analiza a da pri tom zahteva značajno kraće vreme čitavog procesa, kao i manji broj konačnih elemenata (tj. njihovih čvorova) uz precizniju analizu naponskog polja u okolini vrha prslina [160]. Takođe, pored već generalno prilično istražene teme širenja prslina kod izotropnih materijala, ovde je uočljiv i trend ekstenzivnih analiza kompozitnih struktura koje su poznate kao vrlo problematične po pitanju adekvatnog modelovanja. Npr. najnapredniji hibridni materijali, (kao što je već pomenuti *GLARE*), u okviru [161] su detaljno istraživani kroz pojavu delaminacije a dobijeni rezultati su takođe poređeni sa onim dobijenim klasičnim FEM metodama, naravno, u korist prvih. Takođe, istraživanje [162] je uspešno razmatralo cilindričnu strukturu od CFRP-a (što je, kako je već rečeno, nezaobilazan materijal današnjih trupova koji su dominantno kompozitni). U procenu validnosti x -FEM metode se uključila i NASA [163] u svom obimnom istraživanju koje je imalo za cilj da se proceni efikasnost i preciznost većeg broja metoda u proceni zaostale čvrstoće i sveukupnog zamornog veka kompozitnih struktura.

x -FEM metod koji je implementiran unutar ANSYS-a, je baziran na metodama: *Singularity based method* (čija je matematička funkcija, tj. "aproksimacija pomeranja", upravo i predstavljena u pasusima iznad) i *Phantom node method*.

Singularity based method vrši proračun parametara loma, za razliku od drugonavedenog, dok oba metoda vrše procenu širenja prslina (koja je bazirana na *Paris*-ovom zakonu). Naravno, x -FEM metod podržava i 2D i 3D prslina, s tim da je isti primenljiv samo u zoni malih deformacija, odn. u domenu linearno-elastične mehanike loma. Primena ove metode podržava konačne elemente tipa: *PLANE182* i *SOLID185*.

8. MODELI TRUPOVA LETELICA A320 I B737 I ANALIZA NJIHOVIH F&DT PARAMETARA PRIMENOM SOFTVERSKOG PAKETA ANSYS

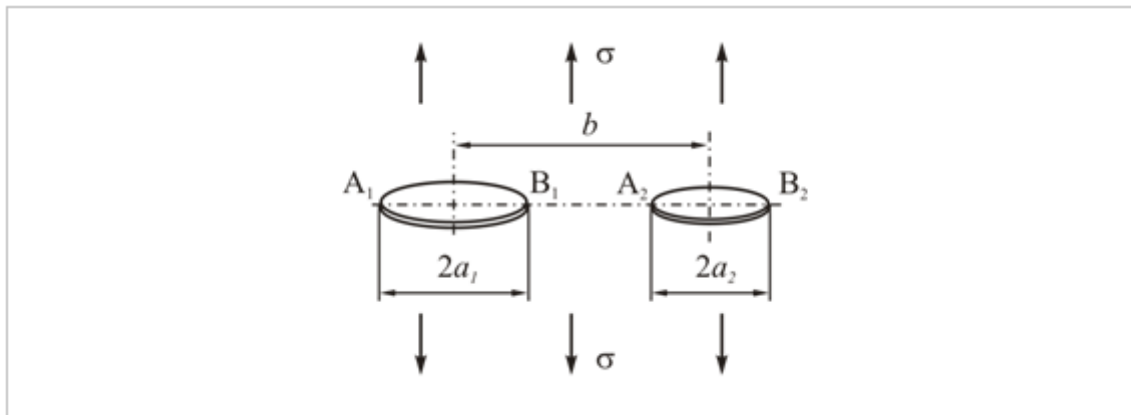
8.1. Postupak izbora projektnih vrednosti i verifikacioni modeli

Negde na samom početku ove disertacije je navedeno da je trup struktura koja je izložena istežanju/kompresiji, savijanju, smicanju i uvijanju, usled delovanja kvazistatičkih i dinamičkih opterećenja koja direktno deluju na trup, ili se na njega prenose sa susednih struktura posredstvom veza koje postoje između njih. Takođe je rečeno i da uslovi presurizacije trupa imaju presudan uticaj na njegov zamorni vek.

Što se tiče modela koji će unutar ovog poglavlja biti testirani, vodićemo se sledećim merilima definisanim prvenstveno unutar propisa (za kategoriju putničkih letelica), odn. vrednostima iz literature, kao verifikacionim modelima. Vazduhoplovni propisi definišu da u fazi eksplicitnog zamornog (*full scale*) testa, iste moraju da ostvare bar dvostruko veći broj ciklusa u odnosu na njihov početno propisan radni vek (koji iznosi 60.000 GAG ciklusa), koji se, kao što je to navedeno u prethodnim poglavljima, naknadno može produžavati. Takođe, pod uticajem statičkog opterećenja, iste ne smeju biti izložene opterećenjima koja u njima generišu značajnije plastične deformacije. Što se tiče literature koja tretira identične/slične FEA modele, odn. stvarne eksperimentalne gornje segmente trupa u zoni zamornih opterećenja, ista [223, 228, 229] navodi da FEA/eksperimentalni paneli imaju celokupan vek (inicijalizovanje i rast prsline) u rasponu 130,000-180,000 ciklusa.

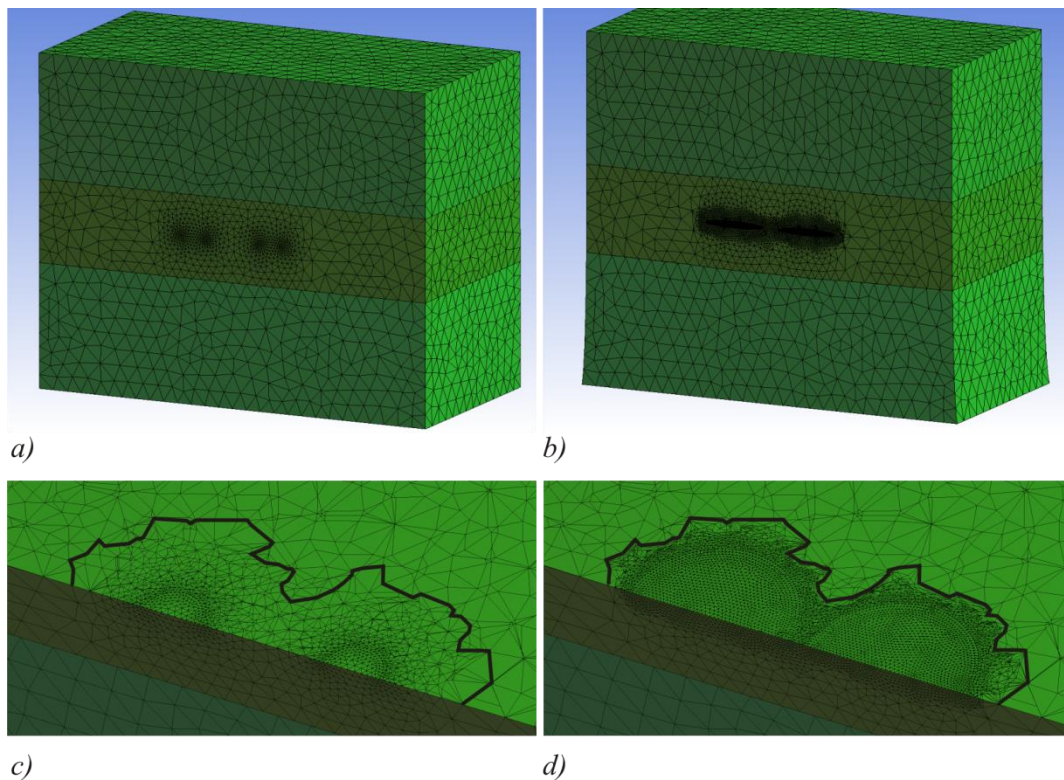
Ovde, naravno, nije zgoreg navesti ni iskustva dobijena u okviru MRO stanica. U tom smislu, *Jat Tehnika*, (u formi usmene informacije, bez eksplicitnog citata!), ukazuje na to da su oni u remontnim fazama modela B737 Classic, (koje podrazumevaju potpuno rasklapanje zone panela) „par puta“ naišli na clip-ove sa prisutnim vidljivim zamornim prslinama, dok je izvor [228], baš kao i *Jat*-ova remontna stanica, takođe postavio pitanje visoke osetljivosti clip-ova na delovanje zamornih opterećenja, čemu je pomenuti izvor posvetio više nego opsežno istraživanje. Naime, ovaj upravo pomenuti dokument iznosi iznenađujuće puno podataka o zamorno oštećenim gornjim panelima letelica B737 i B727 koje su povučene iz upotrebe nakon okvirno 60.000 ciklusa, a nad kojim su vršeni naknadni zamorni testovi, uz eksplicitno navođenje velikog broja pripadajućih vrednosti zamornih ciklusa. Dobijene vrednosti svih njih se nalaze unutar intervala koji je pomenut u okviru prethodnog pasusa.

Što se tiče dela numeričke analize koji se odnosi samo na fazu širenja zamorne prsline, u cilju vršenja adekvatnog izbora softverskog paketa u fazi procene validnosti vrednosti F&DT parametara, pozvaćemo se na izvor koji je za cilj imao proveru nekoliko metoda-kandidata, i navesti detalje poređenja rezultata dobijenih primenom 4 metode sa referentnom petom, koja predstavlja rezultat dobijen eksperimentalno [212]. Kao model unutar ovog rada je korišćena konfiguracija dve koplanarne prsline u obliku novčića, unutar beskonačnog 3D elastičnog tela. Eksperiment je vršen tako što je rastojanje između ove dve prsline varirano (10/15/25 mm) i za svaku vrednost je formiran dijagram za sve 4 metode. Inače, ovde su bila kreirana tri modela, za već pomenute tri vrednosti rastojanja prsline, sa inicijalnim vrednostima prsline $a1=1.6\text{ mm}$ i $a2=1.53\text{ mm}$. Tip konačnog elementa koji je ovde korišćen je SOLID 187, koji predstavlja 3D, 10-node tetrahedral element (Sl.99.), dok je za sva tri slučaja inkrement prsline bio programski kontrolisan. U slučaju inicijalnih prsline pri njihovom rastojanju od 10 mm, ukupno je upotrebljeno 81.709 konačnih elemenata. Na kraju simulacije, odn. nakon 15-og koraka, ukupan broj elemenata je bio 294.416. Kao što se može videti na Sl.100c,d, remesh je vršen samo u okolini prsline, tj. do granice koja je na slici jasno uočljiva.



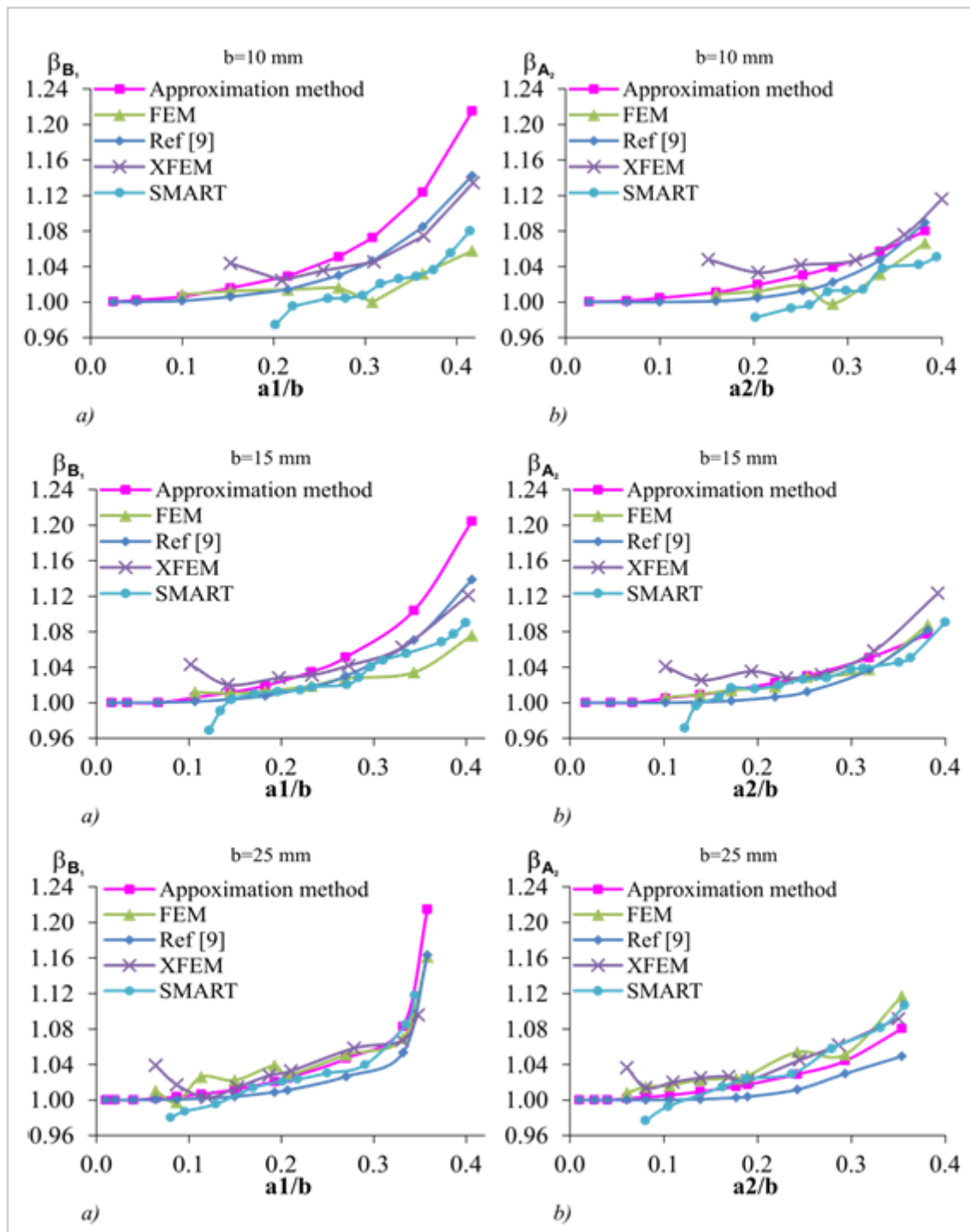
Sl.99. Model: dve koplanarne prsline u obliku novčića, unutar beskonačnog 3D elastičnog tela [212]

Pored pomenute simulacije koja je izvedena unutar ANSYS SMART paketa, u okviru istog su testirani i: Ansys APDL (FEM), Approximation method i Morfeo for Abaqus (x-FEM). Kako se može videti na konačnim dijagramima (Sl.101.), sve metode su pokazale prihvatljivo odstupanje, gde je isto, u proseku gledano, najveće u trenucima inicijalizovanja prsline i pri njenoj najvećoj dužini. Takođe je uočljivo i da su x-FEM i SMART pokazali najveće poklapanje sa eksperimentalno dobijenim rezultatima, sa maksimalnim variranjem od 4.1 i 5.5 %, respektivno.



Sl.100. ANSYS SMART:
 a), c) inicijalna prsline za $b=10$ mm;
 b), d) prsline nakon 15 koraka širenja

Procenjujući ova dva kandidata kao mogući izbor za modele koji će biti analizirani unutar ovog poglavlja, prihvata se da je *SMART* metod adekvatnije rešenje, obzirom da je on prilagođeniji robustnim rešenjima, iz razloga što *x-FEM* ipak dodatno opterećuje proračun „obogaćivanjem“ elemenata u zoni širenja prsline, za razliku od *SMART*-a, koji u istoj zoni samo vrši *re-mesh*.



Sl.101. Faktor intenziteta napona unutar tačaka B_1 i A_2 za različite vrednosti njihovih međusobnih rastojanja [212]

8.2. *Catia V5/SpaceClaim/DesignModeler*: Modeli gornje ljuske trupa letelica B737 i A320

Glavni postupak projektovanja modela gornjih ljuski letelica B737 i A320 (Sl.102.-103.) je izvršen unutar CAD softvera *Catia V5* (Sl.104.a.-105.b.):



Sl.102.: Gornji segment trupa B737 [221]



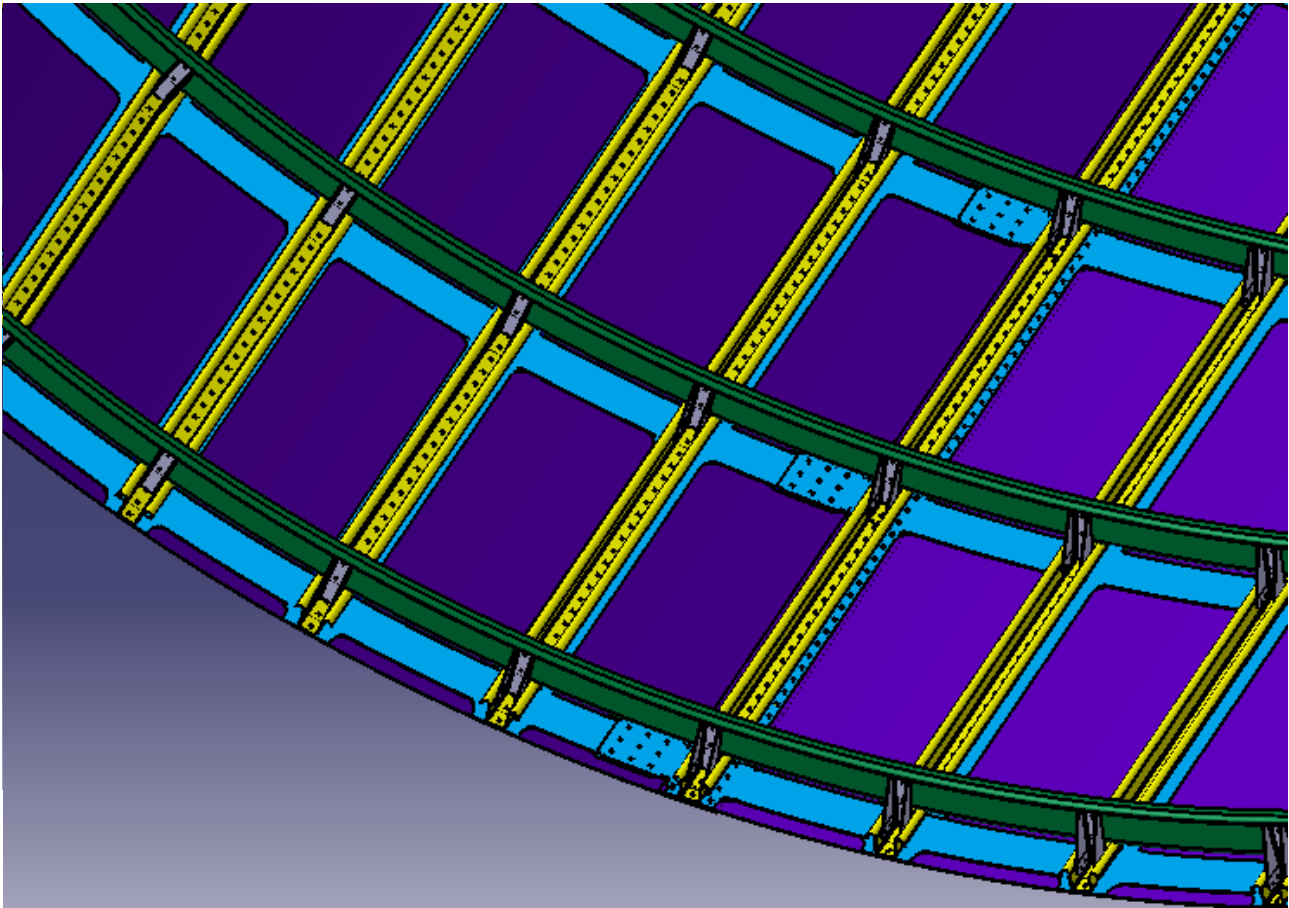
Sl.103.: Gornji segment trupa A320 [220]

Model gornje (*crown*) ljuske letelice B737 (Sl.104a/b) je sastavljen iz šestodelne oplatae, i to tako što su tri spoljnja panela izrađena kao kontinualne površine, dok su tri unutrašnja projektovana u obliku rešetke (tzv. *waffle panel*). Podužna veza (*lap joint*) između ovih dvostrukih panela je izvedena sa tri reda zakivaka, a uz to su ovom modelu pridružene i još po dve podužne veze radi povezivanja sa bočnim panelima koji su uvedeni samo delimično. Stringeri su tipa *inverted hat*, i isti se sigurno mogu smatrati jednim od najtipičnijih *Boeing*-ovih strukturalnih rešenja. Okviri su oblika Z preseka, dok su *clip*-ovi postavljeni tako da stvaraju direktnu vezu između stringera i okvira, gradeći tzv. *floating* vezu, koja je već predstavljena na Sl.9..

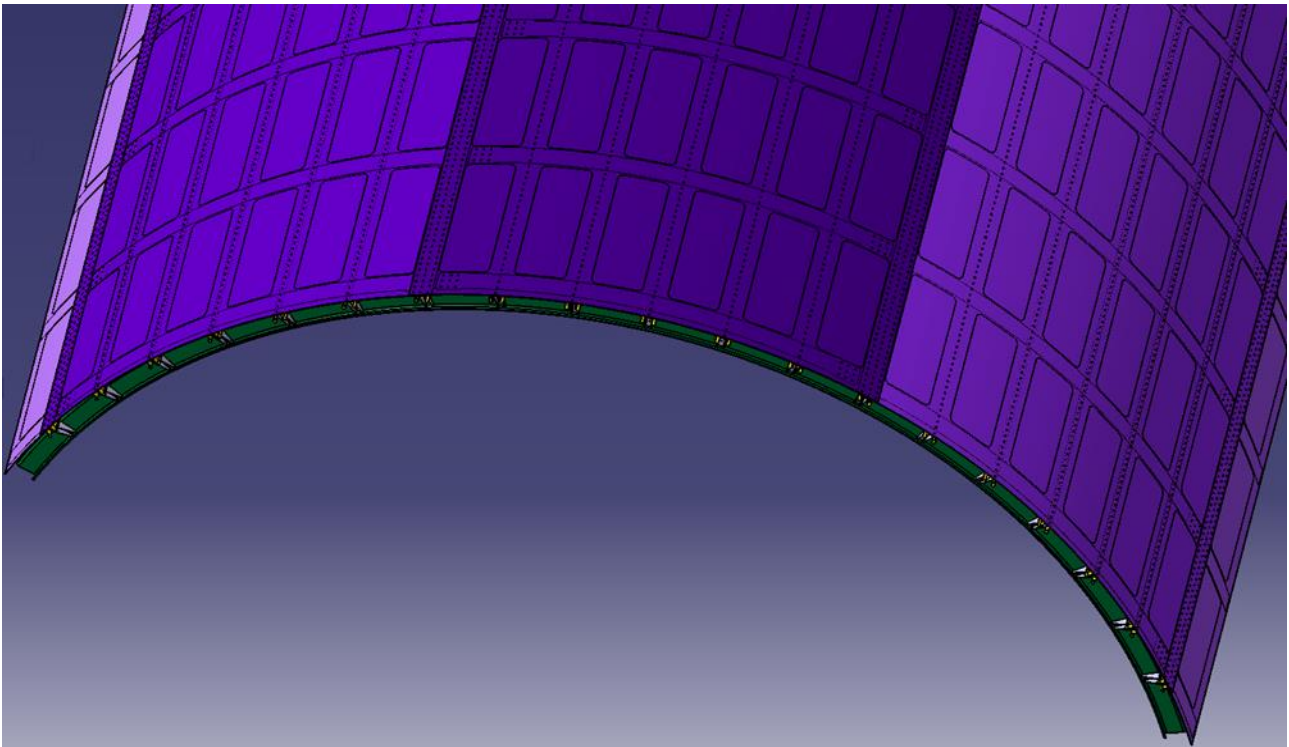
Model gornje (*crown*) ljuske A320 (Sl.105a/b) se sastoji iz jednodelnje oplatae, koja je takođe povezana sa delimično uvedenim bočnim panelima. Stringeri su oblika J preseka, dok okviri imaju presek Z. *Shear Tie*-ovi (elementi veze okvira i oplatae), takođe imaju oblik koji je vrlo tipičan za *Airbus*-ova rešenja.

Inače, numerički model ljuske A320 deluje jednostavnije u odnosu na *Boeing*-ovo rešenje, iako stvarna ljuska ovog modela pokazuje strukturalnu složenost u smislu manje uniformnosti, obzirom da, između ostalog, ona ima veći broj tipova *shear tie* veza, koje ovde nisu projektovane kao

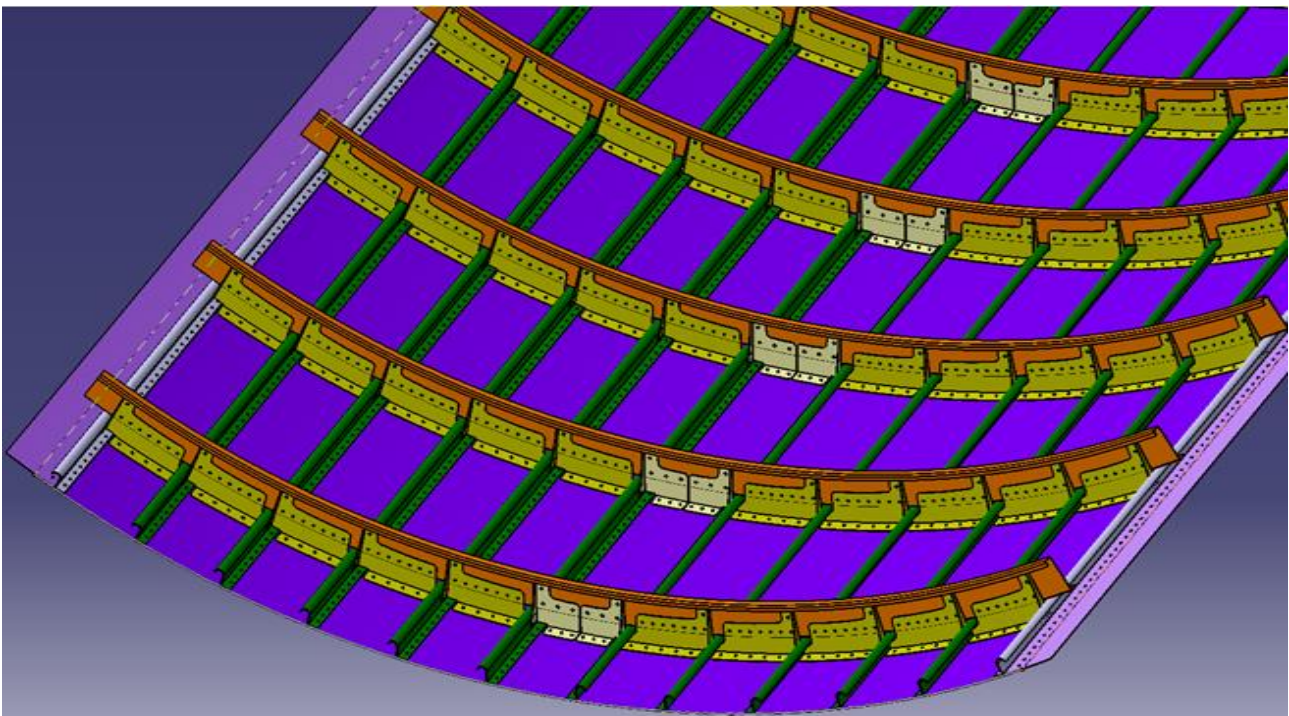
pojedinačno različite, što je slučaj i sa stringerima i dablerima (mahom) u zoni veze dva susedna panela. Takođe, bitnu razliku između stvarnih barela ova dva modela letelica predstavljaju i ojačanja oko otvora, što je i vidljivo na *Sl.103.* (koja se odnosi na model *A320*) gde je ojačanje sprovedeno primenom niza elemenata (*sill, intercostal, doubler, door-stop, edge frame*), dok je ojačanje oko otvora na *B737 (Sl.4.)* sprovedeno primenom tzv. *bear straps*-ova, koji se mogu smatrati nekim tipom klasične forme dablера. U svakom slučaju, može se reći da celokupan stvarni *A320* trup ostavlja utisak značajno heterogenije strukture nego kad je u pitanju trup modela *B737*, što se verovatno može povezati sa višim uplivom numeričkih metoda tokom faze projektovanja.



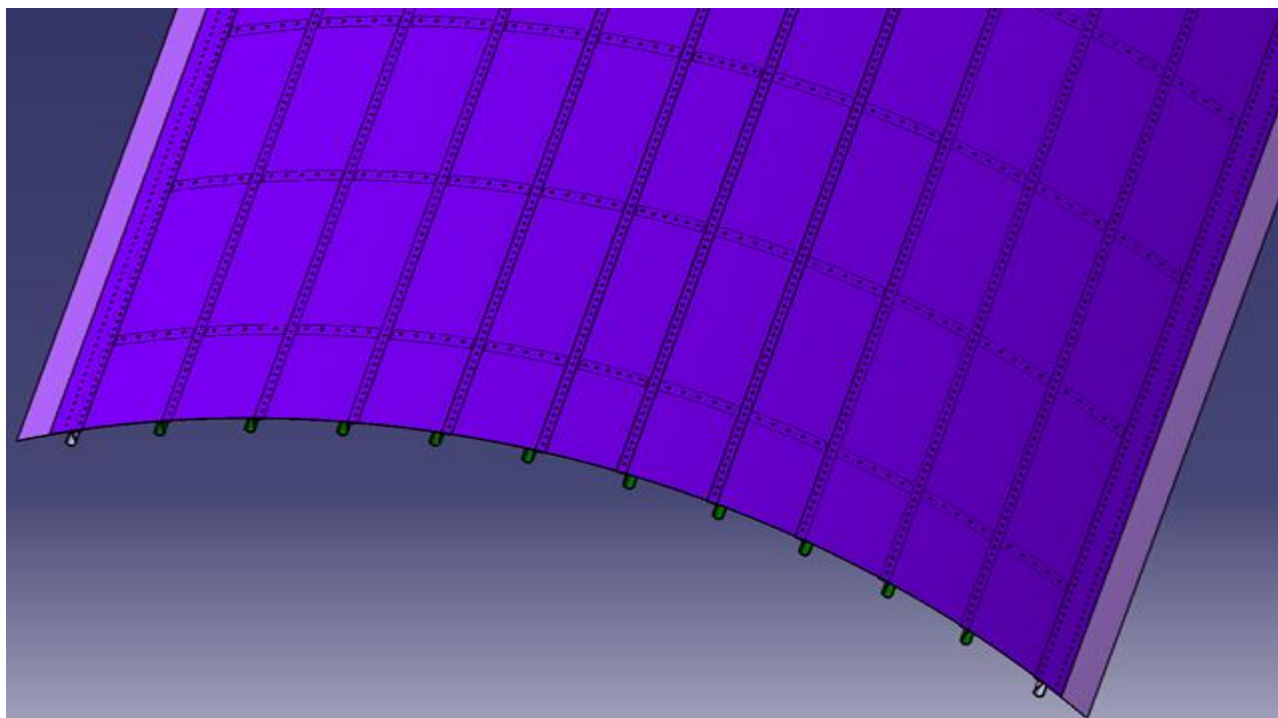
Sl.104a.: Gornji segment trupa B737 projektovan u Catia V5



Sl.104b.: Gornji segment trupa B737 projektovan u Catia V5



Sl.105a.: Gornji segment trupa A320 projektovan u Catia V5



Sl.105b.: Gornji segment trupa A320 projektovan u Catia V5

Vrednosti mera elemenata u fazi modelovanja ove dve ljuske su uzimani iz većeg broja javno dostupnih izvora [195, 222, 225, 226, 227, 228]. Ovde naravno neće biti eksplicitno iznošene sve vrednosti, već samo par najosnovnijih, u formi A320/B737:

Radijus trupa: 1,98/1.88m.

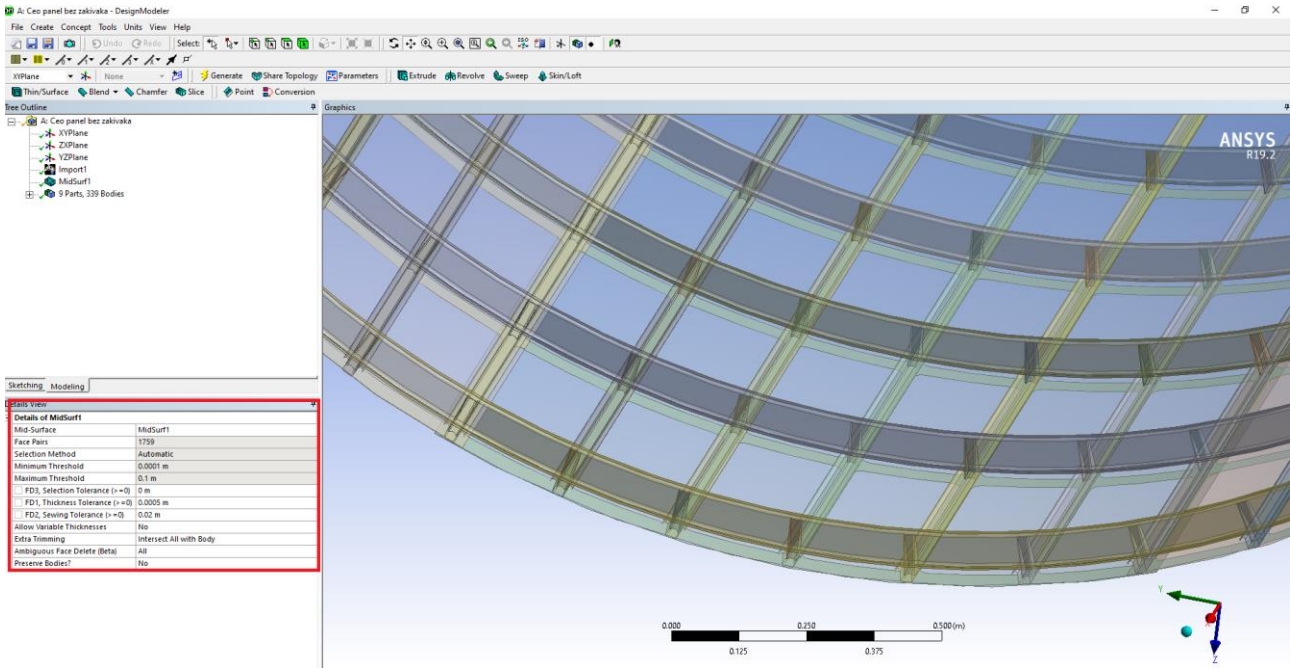
Rastojanje okvira: 533/508m.

Materijal: 2024-T3 clad (svi elementi)/ 2024-T3 clad (dvodelna oplata), 7075-T6 (okviri, stringeri, clip-ovi).

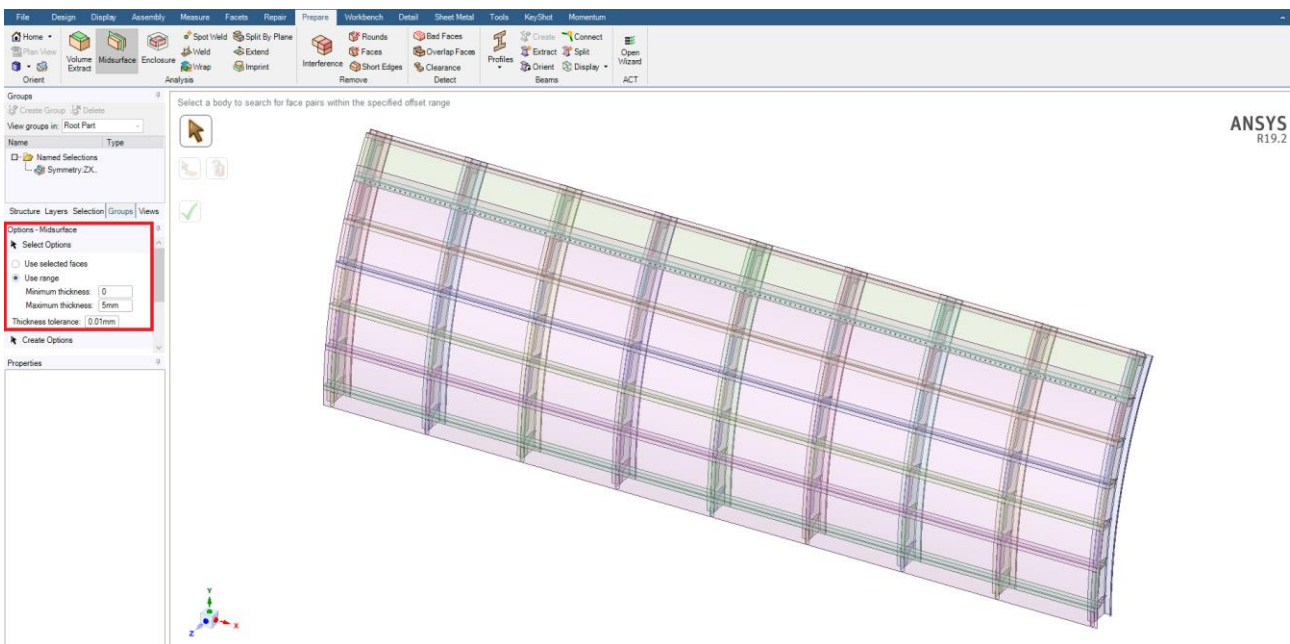
Diferencijalni pritisak: 7.9/7.8psi.

Vrednosti koje će biti parametrizovane unutar numeričke procene će biti navedene kasnije. Inače, mere ova dva trupa ni ne predstavljaju javno dostupne podatke, već su u pitanju tajne informacije samih proizvođača [195], koje su delimično za potrebe ove disertacije i dostavljene na taj način, što i jeste jedan od razloga njihovog eksplicitnog nenavođenja. Ipak, obzirom da se ovaj deo disertacije prvenstveno odnosi na procenu validnosti projektnih koncepata, zatim, osetljivosti na variranje pojedinih parametarskih vrednosti, kao i na davanje predloga poboljšanja zamornih odlika takvih rešenja na osnovu dobijenih rezultata, tačne vrednosti originalnih modela i nisu presudne u ovakvom vidu analize. Ovde još treba dodati i da su one vrednosti koje nisu bile u potpunosti dostupne, projektovane tako da se po visini generisanog napona uklapaju u ostatak strukture.

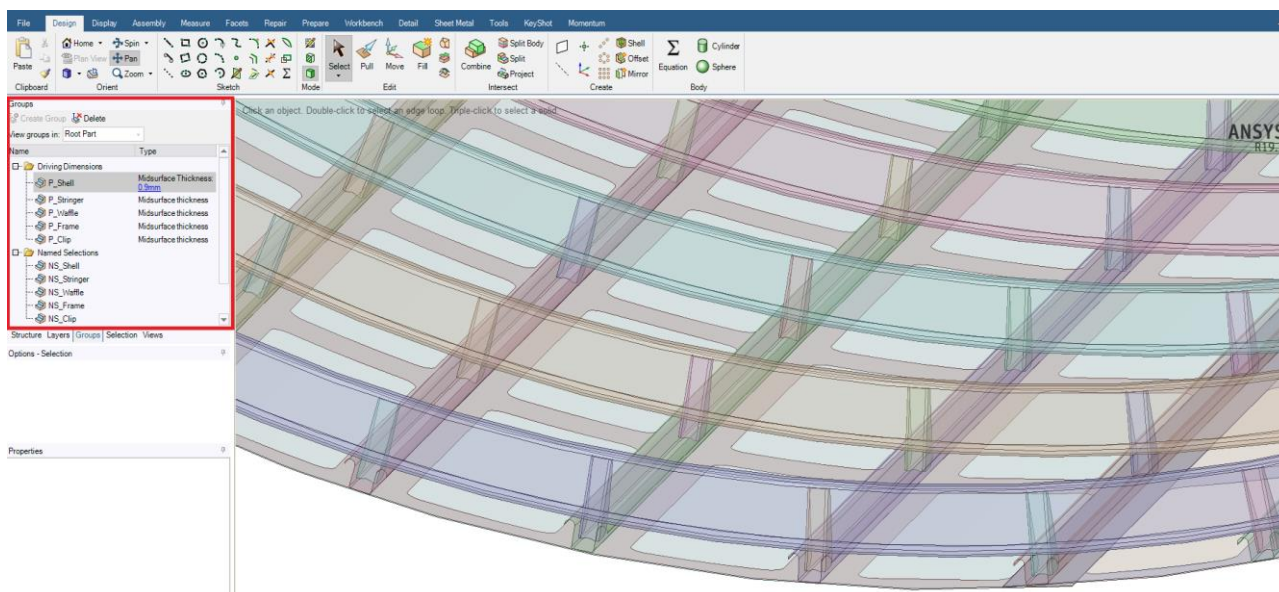
Da bi se ovi modeli mogli koristiti unutar *FEA* alata, nakon njihovog već pomenutog projektovanja unutar *CAD* softvera *Catia V5*, isti su po potrebi, tj. zavisno od faze analize, unutar alata *SpaceClaim/DesignModeler*, prevedeni iz *Solid*-a u *Surface* geometriju (Sl.106-107.), kojoj se naknadno dodaje debljina, a sve radi: Povećanja tačnosti i brzine proračuna, dobijanja kvalitetnijeg *mesh*-a, kao i korišćenja debljine kao parametrizovane vrednosti. Pomenuto parametrizovanje debljine se vrši unutar *SpaceClaim*-a (Sl.108-109.), u cilju procene uticaja variranja debljine elemenata na zamorne karakteristike. Ovde možda nije loše dodati zapažanje da se alat *SpaceClaim* pokazao kao značajno precizniji u procesu prevođenja modela u *Surface* formu.



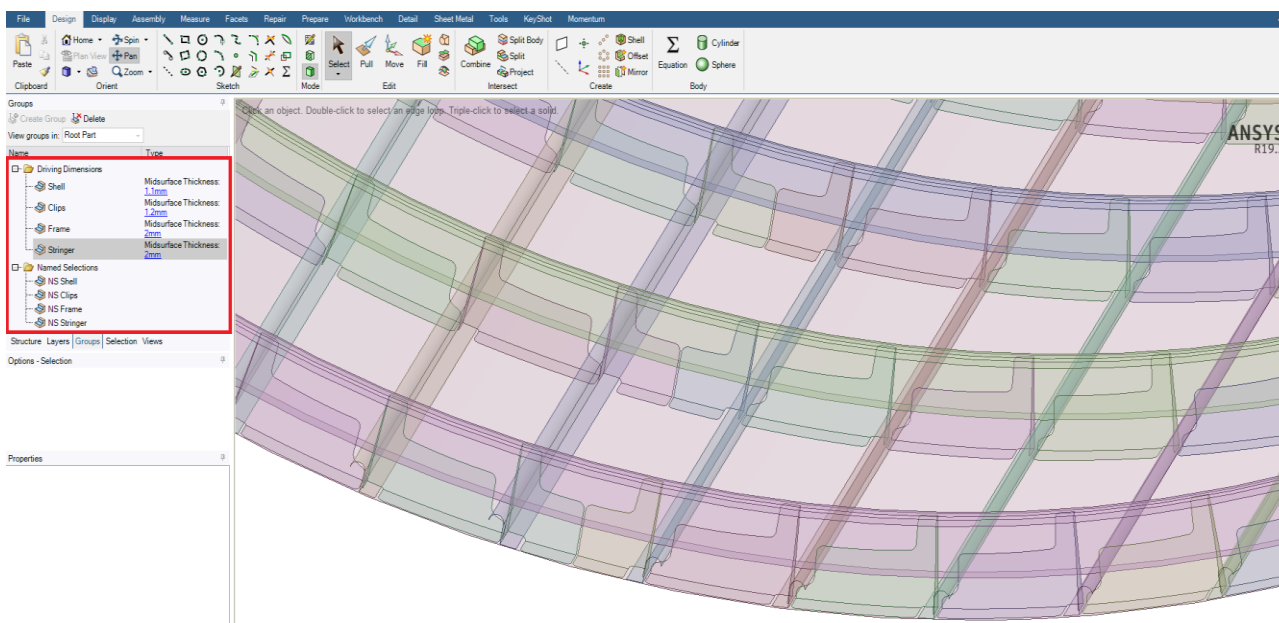
Sl.106.: Geometrija modela B737 prevedena u surface unutar DesignModeler-a



Sl.107.: Geometrija modela A320 prevedena u surface unutar SpaceClaim-a



Sl.108.: Parametrizovana debljina surface geometrije modela B737 izvedena unutar SpaceClaim-a



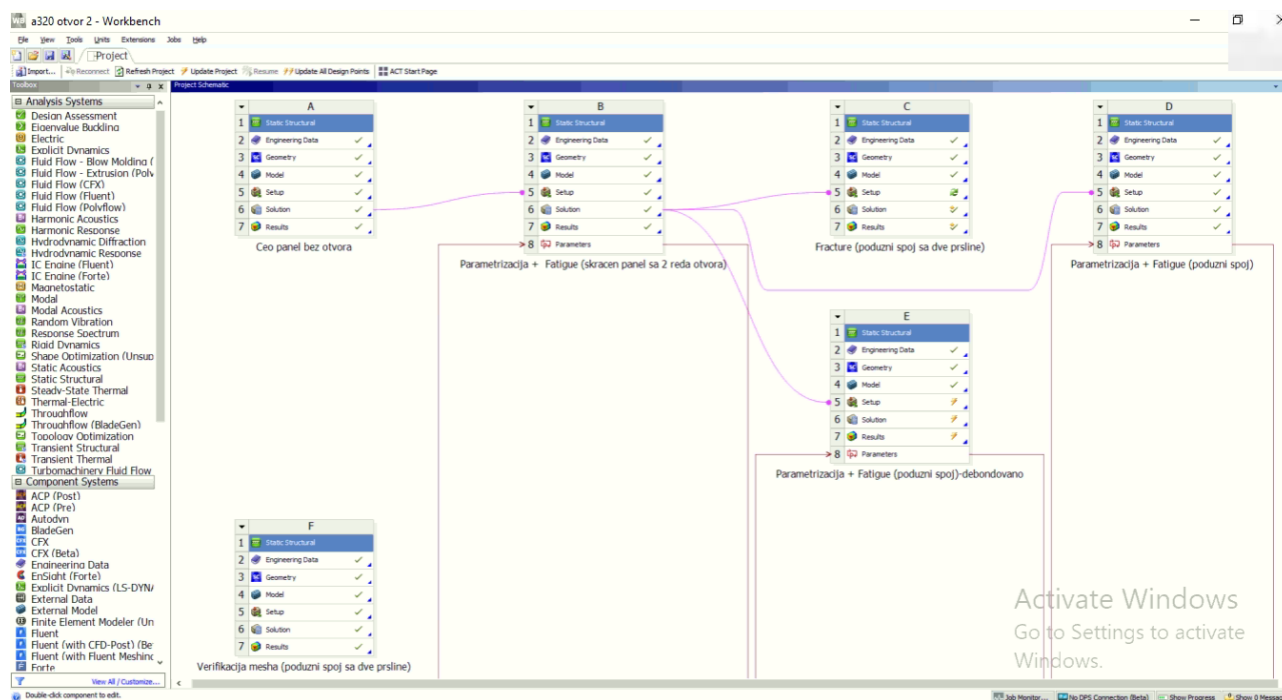
Sl.109.: Parametrizovana debljina surface geometrije modela A320 izvedena unutar SpaceClaim-a

Ako pogledamo slike koje su predstavljene iznad ovog pasusa, možemo jasno uočiti da je za predstavnika modela B737 uzeta serija *Next Generation*, (što se može zaključiti posmatranjem *waffle* dablara čija mreža se nalazi isključivo ispod okvira i stringera, za razliku od *Classic* serije, koja ima još jednu *tear strap* traku postavljenu na pola puta između dva okvira). Međutim, obzirom da je u toku procesa modelovanja *crown* panela trupa B737 uočeno da isti pokazuje određenu nepravilnost unutar naponsko-deformacione raspodele, u okviru ove analize je uveden i treći trup koji je trebao da simulira rešenje prisutno kod *Boeing*-ove 737 serije *Classic*. Stoga će u nastavku ove disertacije biti predstavljeni rezultati za tri modela: A320, B737 *Next Generation* i B737 *Classic*. Naravno, ovde nije bilo potrebno (u prethodnim tačkama) uvoditi još čitav niz slika modela *Classic*, obzirom da je glavna razlika između ove dve serije u upravo pomenutim rešenjima *waffle* dablara.

Analiza koja je sprovedena unutar ovog poglavlja se može grubo podeliti na: Procenu naponsko-deformacionog stanja, procenu zamornih odlika neoštećene strukture i procenu ponašanja u slučaju prisustva višestrukih zamornih prslina, na osnovu čega je izvršena procena mogućnosti produženja zamornog veka ljsuke koja je pokazala najlošije naponsko-deformaciono-zamorne odlike. Takođe, paralelno sa tumačenjima dobijenih rezultata numeričke analize, isti su poređeni sa iskustvima iz prakse koja su obrađena u prethodnim poglavljima.

8.3. Organizacija modela. Ograničenja pri prevođenju realne ljsuke u proračunsku

Proračun koji je izvršen unutar ove tačke je organizovan tako da kao početni model (u daljem tekstu *Model 1*) imamo ceo gornji panel trupa bez izbušenih otvora (sa pripadajućim bočnim vezama) kod kog je kao granični uslov izabrano potpuno fiksiranje sve četiri ivice. Ovaj tip modela se može posmatrati i kao panel sa bondovanim vezama i isti ćemo i u tom smislu iskoristiti, tj. da bi procenili kakvo bi bilo naponsko-deformaciono stanje ljsuke kod koje su izuzeti otvori, što još uvek nije sertifikaciono prihvaćeno kao opcija za metalne primarne strukture. Dalje, iz ovog modela je izveden isečak koji se smatra njegovim submodelom (u daljem tekstu *Submodel 1*), koji kao granične vrednosti ima vrednosti deformacije automatski kreirane iz prethodnog modela, a takođe ima i uvedene otvore duž celog spoja, koji mogu biti postavljeni u dva ili tri reda. Ovaj tip modela će biti iskorišćen za procenu naponsko-deformacionog stanja strukture sa otvorima, kao i za procenu zamornog veka delova strukture koje ne pripadaju podužnom spoju sa otvorima. Zamorne karakteristike delova strukture unutar kojih su uvedeni otvori su procenjene uvođenjem *Submodela 2* (koji je izveden iz *Submodela 1*). Takođe, iz *Submodela 1* je izveden i *Submodel 3* koji ćemo iskoristiti za procenu parametara u okviru mehanike loma, a iz *Submodela 1* je izveden i *Submodel 4*, koji predstavlja ojačan podužni spoj modela *B737 Classic*. Ovde je još potrebno napomenuti i da su submodeli koji su korišćeni za procene unutar mehanike loma izvođeni kao *Solid*, dok su svi ostali modeli prevedeni u *Surface*.



Sl.110.: Šema organizacije modela za slučaj trupa A320

Što se tiče ograničenja koja su morala biti prihvaćena kako bi se realan model preveo u proračunski, prvo ćemo se nadovezati na prethodni pasus. Naime, neka ustaljena praksa je da se prvo formira barel model iz kog se kasnije „iseca“ submodel za čije granične slučajeve se uzimaju vrednosti deformacije barela na mestu isečka. Ovaj pristup apsolutno ima smisla u slučaju procene modela koji je izložen delovanju presurizacionog opterećenja, obzirom da se u tom slučaju ceo barel širi radijalno, što se ovakvim pristupom može u priličnoj meri imitirati. Međutim, obzirom na izrazitu rogobatnost stvarnog modela gornje ljske *Boeing*-ovih trupova, ovde teško da bi mogao biti projektovan iole prihvatljiv barel kog bi kapaciteti *Ansys*-ove verzije na kojoj je simulacija rađena, kao i samog računara, mogli da iznesu. Stoga bi u ovom slučaju bilo najprihvatljivije za granične uslove usvojiti kombinaciju uklještenja koje od pomeranja toleriše rotaciju (*Simply Supported*) i prisustvo opruge (*Elastic Support*). Ipak, ovu opciju je takođe bilo nemoguće primeniti obzirom da verzija 19.2 nije podržavala primenu *Elastic Support*-a nad *Surface* elementima. Stoga je ovde kao jedina moguća opcija postojala primena u potpunosti fiksirane veze. Ovaj način primene graničnih uslova je ograničio pojedine procene, koje se prvenstveno odnose na okvire i podužnu vezu sa otvorima. Naime, naponi koji se generišu unutar okvira i otvora za zakivke su u velikoj meri posledica zateznog opterećenja koje se javlja usled radijalnog širenja trupa u procesu presurizacije (tačnije, kako je to već ovde navedeno, njegove cirkularne komponente, obzirom da okviri i oplata preuzimaju cirkularnu komponentu presurizacije), međutim, obzirom da je sa primenjenim graničnim uslovima ovu situaciju bilo nemoguće imitirati, problem sa otvorima je delimično rešen, tako što je unutar istih uvedeno dodatno opterećenje. U smislu ovog postojale su takođe izvesne dileme, obzirom da su raspodele pritiska koje trpi realan otvor zbog prisustva zakivka, prilično velikog raspona [230].

Što se tiče procene napona koji se generišu unutar okvira, očigledno je da iste nije bilo moguće sa prihvatljivom preciznošću odrediti, obzirom da način na koji je okvir bio fiksiran nije predstavljao adekvatnu vezu, što je prvenstveno bilo uočljivo kroz analizu maksimalnih napona koji su po pravilu imali tendenciju da se koncentrišu u opsegu 1.-3. reda mreže konačnih elemenata. Primenjujući postupak redimenzionisanja okvira, pod sumnjom da je isti možda predimenzionisan, maksimalan napon bi se samo pomerio negde oko 10-og reda, dok bi ostatak strukture preuzeo opterećenja koja je dotad nosio okvir, generišući sad u njima napone koji se smatraju neprihvatljivo visokim. Ovo je naročito bilo uočljivo kod modela *Classic*, kod kog su *clip*-ovi i tako već bili značajno opterećeni, gde bi dalje oni, obzirom da zahvataju malu površinu kontakta sa stringerima, (koji su značajno manje debljine), na mestima njihove veze stvarali na stringerima ekscesivan napon koji bi se mogao proceniti kao već ne mala plastična deformacija. Stoga ovde ni nisu bile tabelarno razmatrane vrednosti napona i zamornog veka kod pomenutog dela strukture, što je slučaj kod sva tri modela. Inače, ovde je još važno napomenuti i da su dimenzije koje su primenjivane upravo kod modela *Classic* u stvari i bile vrednosti okvira koje ima realan model.

Što se tiče adekvatne procene ponašanja otvora, u procesu uvođenja otvora za zakivke, uočeno je da su isti morali biti postavljeni duž čitavog spoja, odn. da nije bilo moguće uvoditi ih samo parcijalno, obzirom da bi oni u tom slučaju generisali prilično visoke deformacije u svojoj okolini. Dalje, u pokušaju pronalaženja najispravnijeg načina za uvođenje napona u otvore (u cilju imitacije prisustva zakivaka), ovaj postupak se morao sprovoditi preko opcije pritiska *Line Pressure*. Takođe, obzirom da smo ovde operisali sa *Surface* strukturama, vrednost pomenutog pritiska se morala određivati u funkciji od debljine pomenute strukture. Drugačije rečeno, strukture različite debljine nisu mogle biti opterećene istim vrednostima linijskog pritiska. Takođe, opcija linijskog pritiska nije mogla biti primenjivana kao vektorska vrednost (jer u tom slučaju ne bi delovala na zakrivljenu površinu, nego po osi, što bi za posledicu imalo generisanje ekscesivne deformacije u okolini otvora), već je ista morala biti uvedena kao tangencijalna vrednost, što je učinilo ovaj proračun znatno složenijim, obzirom da geometrija otvora nije mogla biti grupisana preko *Named Selection* opcije, već je pritisak morao biti uvođen pojedinačno za svaku polovinu otvora. Vrednost pritiska koji je uvođen na ovaj način iznosi 100 MPa.

Kada je u pitanju modelovanje oplata *B737*, u svim fazama proračuna, sem kod analize podužnog spoja, ista je bila razdvojena na homogenu površinu i *waffle* dabler, iz razloga što kod rogoznijih modela *ANSYS* nije imao kapacitete za njihovo *merge*-ovanje. Mada, obzirom da je ova varijanta „prolazila“ u slučaju analize submodela podužnog spoja, ovde je proračun sproveden na taj način. Takođe, isti je dalje analiziran za slučaj i bondovanih i debondovanih spojeva, što je bilo od velikog značaja, obzirom na probleme debondovanja koji su se javljali u praksi, naročito u slučaju primene tzv. hladnih adhezivnih spojeva, a što je primenom ove metode moglo i da se eksplicitno tj. primenom proračuna prikaže.

Ipak, ovde se mora eksplicitno navesti da je submodel (koji je trebao da imitira podužni spoj oba *Boeing*-ova modela) u velikoj meri aproksimiran, iz više razloga. Naime, on je tokom svoje operativne upotrebe doživeo veći broj transformacija, koje su sa određenim brojem detalja i javno ispraćene. Ipak ovaj obim nije bio u potpunosti dovoljan, obzirom da su mnoge informacije tu i dalje ostale nepoznate i stoga su zamenjene izvesnim pretpostavkama, kao što je npr. tačan postupak hemijskog glodanja, odn. veze koja postoji između oplata i *waffle* dablera. Stoga je rešenje modela spoja koje je ovde dato bazirano na kombinaciji informacija koje su o ovom modelu bile dostupne i pojednostavljena koja su uvedena radi umanjenja rogoznosti sveukupnog modela.

Kada je u pitanju definisanje samog postupka opterećenja elemenata ljuske, ovde je potrebno navesti da je način na koji uslovi presurizacije deluju na realan model u bitnoj meri drugačiji u odnosu na aproksimativno rešenje koje je generalno prihvaćeno unutar ovakvog tipa analiza, tačnije rečeno, presurizaciono opterećenje ni ne deluje direktno na ogoljene elemente ljuske, već na enterijer koji onda posredno preko veza sa ljuskom prenosi opterećenje na istu. Stoga je ovde delovanje pritiska na strukturu uvedeno preko opcija pritiska i kontra-pritiska, u smislu da su sve strukture opterećene sa obe strane, sem oplata/*waffle* dablera (i onih delova ostalih struktura koje su direktno spojene sa njima). Takođe, ovde još jednom treba napomenuti da su unutar ove analize svi elementi opterećeni isključivo na presurizaciju, što predstavlja samo jedan od tipova opterećenja kojem je ljuska u operativnim uslovima izložena. Stoga je jasno da će različiti delovi trupa pokazivati dosta šarolik zamorni vek. U tom smislu se očekuje da otvori na oplati pokažu najveću osetljivost, s tim da, ako se orijentišemo na osnovu pomenutog iskustva iz remontne stanice, koje je u nekom od pasusa iznad pomenuto, *clip*-ovi kod *B737* struktura (naročito *Classic*-a) bi takođe mogli biti problematični.

Što se tiče vizuelne interpretacije napona i deformacija, isti će biti predstavljeni sa uvećanjem $\times 20$, kako bi pomenute vrednosti dodatno bile lakše razabrane.

Ovde takođe nije zgoreg navesti i jednu odliku *ANSYS*-a uočenu u fazi projektovanja. Izgleda da ovaj alat u slučaju naponsko-deformacionih i zamornih karakteristika nema fiksnu granicu u smislu broja konačnih elemenata (odn. čvorova) sa kojim je u stanju da operiše, već da iste u određenoj meri možda zavise od stepena deformacije strukture i vrste proračuna koji je prethodno vršen. Odn. uočeno je da je metoda za pojedine proračune povremeno zahtevala nešto krupniju mrežu u trenutku kada bi debljina pojedinih elemenata bila smanjena, kao i u slučaju kada bi se odmah kao parametri mreže postavile vrednosti koje bi zahtevale mrežu koja okvirno prevazilazi nekih 440.000-480.000 čvorova. Međutim, ako bi se taj postupak sprovodio u više ponavljanja i sa kontinualnim usitnjavanjem, *ANSYS* bi uspevao da toleriše i čitavih 700.000 čvorova. Što se tiče proračuna koji se odnosio na mehaniku loma, ova granica je jasno definisana na 200.000 čvorova.

Još jedno od uočenih ograničenja u radu sa *ANSYS* alatom predstavlja i postupak uklanjanja pojedinih elemenata mreže, u cilju eliminisanja singulariteta, uticaja graničnih uslova...Naime, u radu sa ovde analiziranim strukturama, uočeno je da se npr. kod stringera, kada bi se uklonili elementi njihove mreže koji su u direktnom kontaktu sa graničnim uslovima, a koji su nepravilnog oblika, nekada bi dolazilo do pojave singulariteta na nekim drugim lokacijama koje se nalaze u produžetku onih koje su isključene. Slična situacija se dešavala i kod okvira, i to u slučaju kada bi ostao neuklonjen element male dimenzije koji je prethodno bio u kontaktu sa uklonjenim elementom.

8.4. Model A320

Trup modela A320 je predstavnik tzv. *shear tie* projektnog koncepta, što znači da je kod njega ostvarena direktna veza između oplata i okvira pomoću *shear tie* elementa. Egzaktne mere ovog modela trupa su, u poređenju sa ostala dva, u najmanjoj meri bile poznate, stoga su iste mahom preuzimane iz nekih posrednih izvora koji su već navođeni u prethodnoj tački. Takođe, pre nego što se pređe na analizu ovog trupa, potrebno je navesti i da je isti bio daleko manje rogovatan, nego *Boeing*-ovi modeli, što ga je definitivno činilo daleko zgodnijim za rad. Svakako, obzirom na njegovu jednostavnost, zatim, primenu samo jedne vrste materijala, kao i prisustvo *shear tie* veze, isti je davao značajno bolju raspodelu i deformacije i napona, odn. maksimalna vrednost deformacije se (očekivano) nalazila u zoni oplata omeđene stringerima i okvirima (tzv. *bay*).

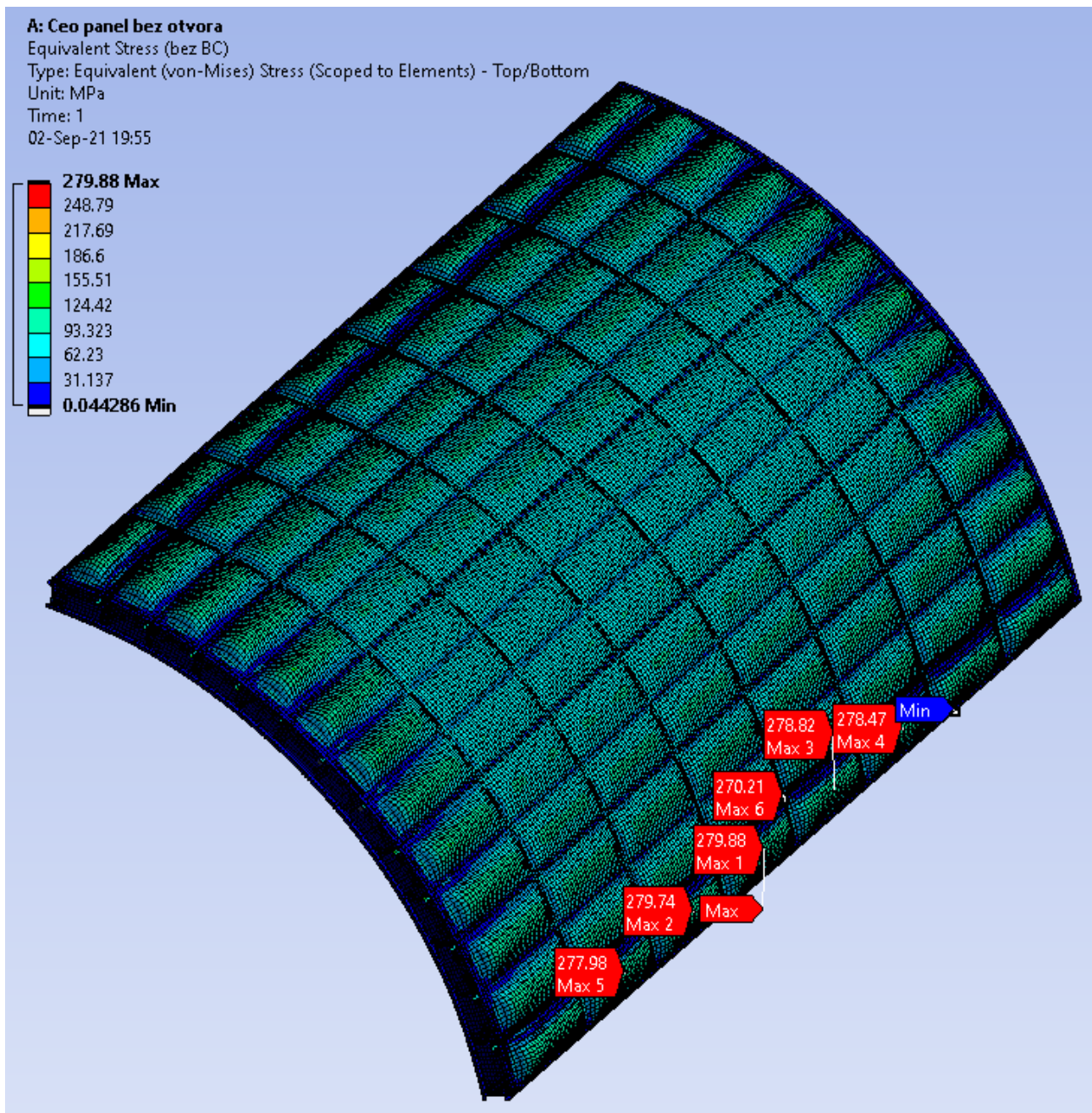
Ono što je predstavljalo izazov kod rada sa ovim modelom je bila veza *shear tie*-a sa oplatom, obzirom da je u procesu utvrđivanja najoptimalnije mreže *shear tie* bio struktura kod koje je napon najviše „šetao“, što je i razumljivo, obzirom na njegovu složenu geometriju i veliku (zakrivljenu) zonu kontakta sa oplatom.

Takođe, nije u potpunosti ni isključeno da se na oplati ovog modela možda javljala i određena plastična deformacija, koja nije eksplicitno ispitivana kao takva, a koja je u prvi mah ličila na neku vrstu singulariteta, ali obzirom da se pomenuta tačka ekscesivnog napona konstantno premeštala iz jedne u drugu zonu unutar podužnog spoja na kom je bio „preskočen“ otvor za zakivke (zbog postavljenog *shear tie*-a), na kraju je zaključeno da ovaj model oplata sigurno pokazuje visoku osetljivost na pravilan raspored otvora.

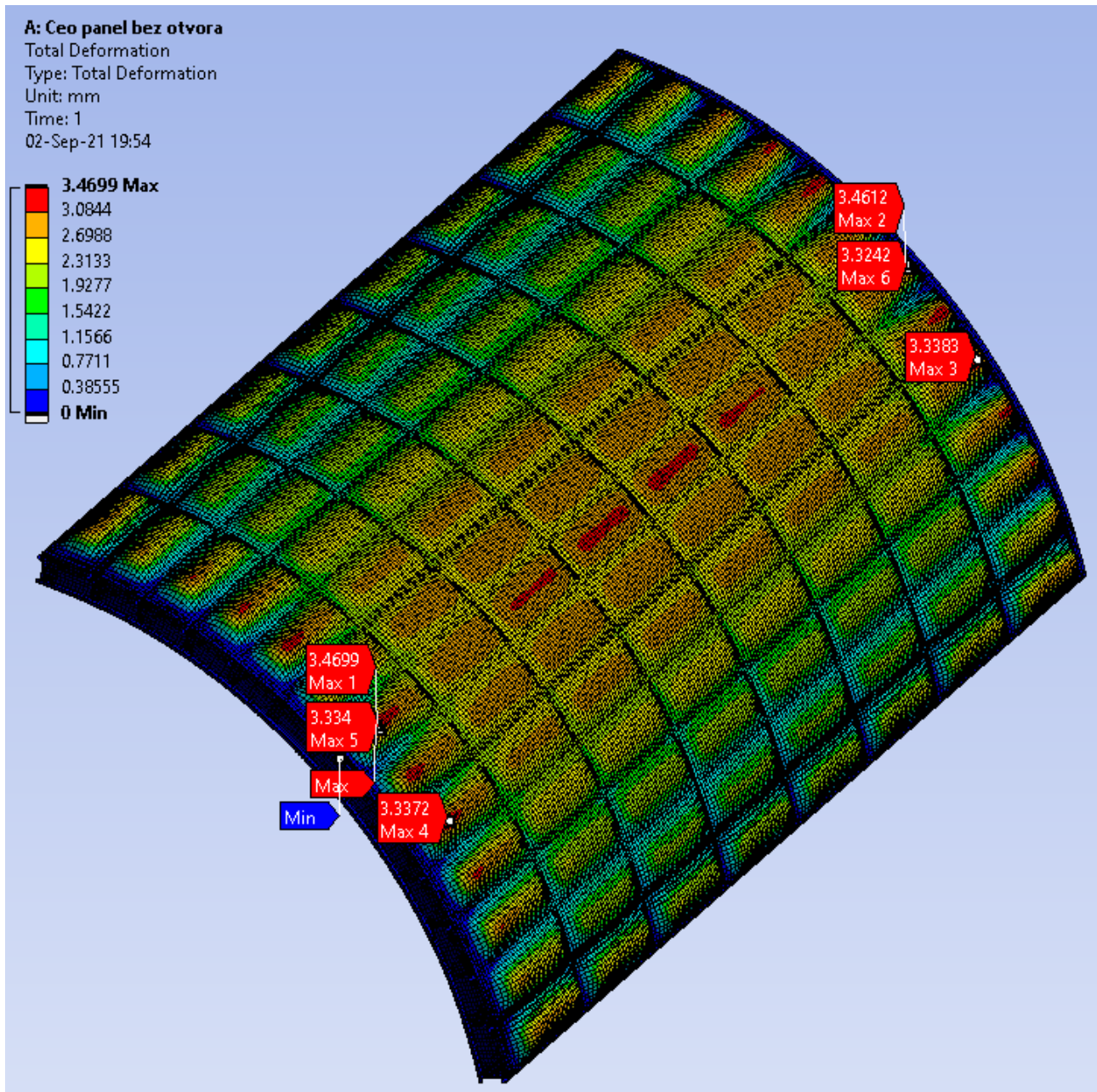
Broj elemenata/čvorova, odn. debljine elemenata strukture koje su korišćene unutar proračuna su sledeće:

- *Model 1*: 159.981 čvorova, 50.220 elemenata.
- *Submodel 1*: 221.781 čvorova, 70.598 elemenata.
- *Submodel 2*: 8.034 čvorova, 3.827 elemenata.
- *Submodel 3*: 55.018 čvorova, 30.019 elemenata.
- Oplata (1,1 mm); Okvir (0,74 mm); Stringer (0,7 mm); *Shear Tie* (0,74 mm).

8.4.1. ANSYS Static Structural: Procena naponsko-deformacionog stanja



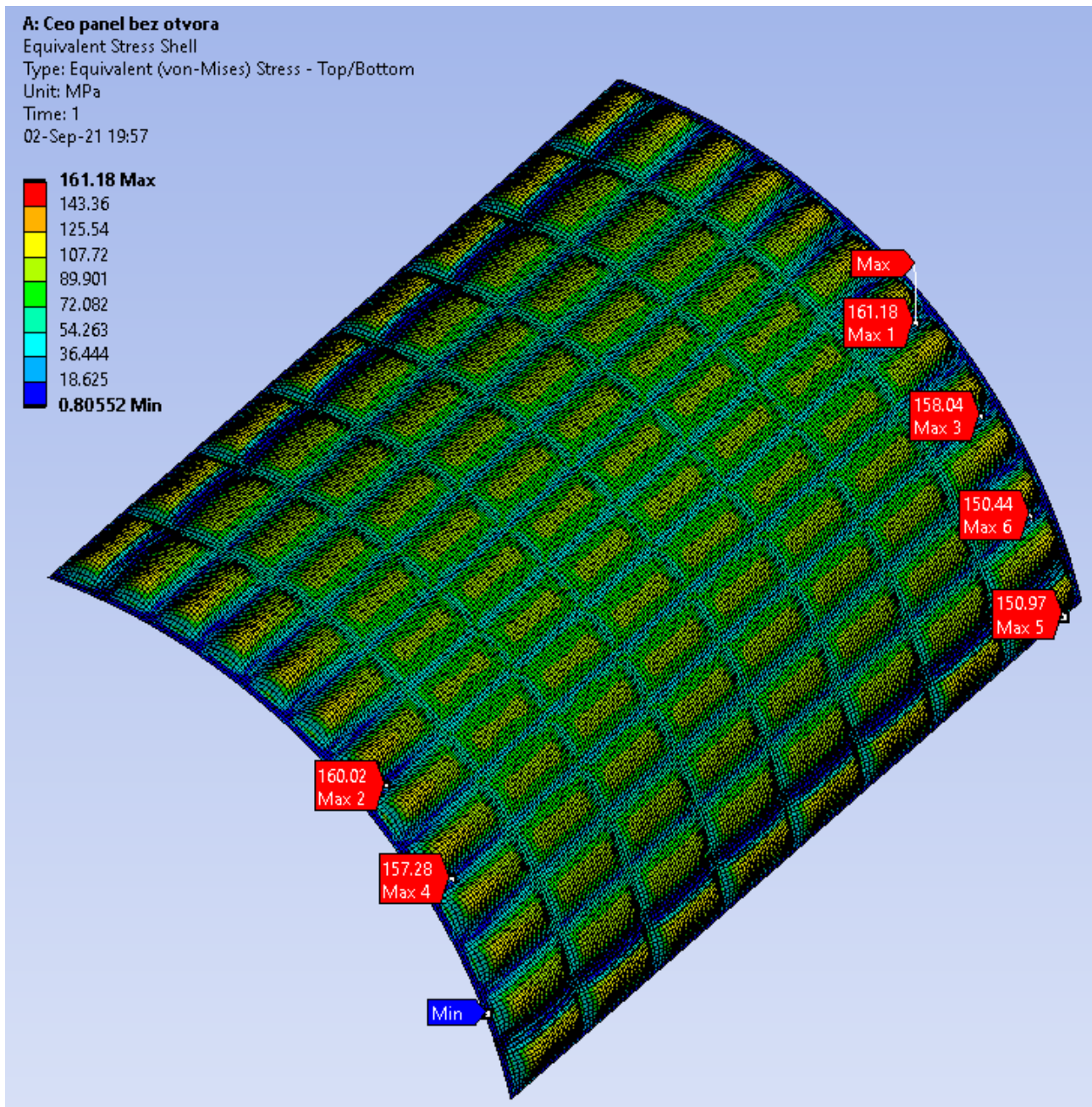
Sl.111.: Von Mises-ov napon gornje ljuske strukture A320 (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



Sl.112.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture A320 (Model 1)

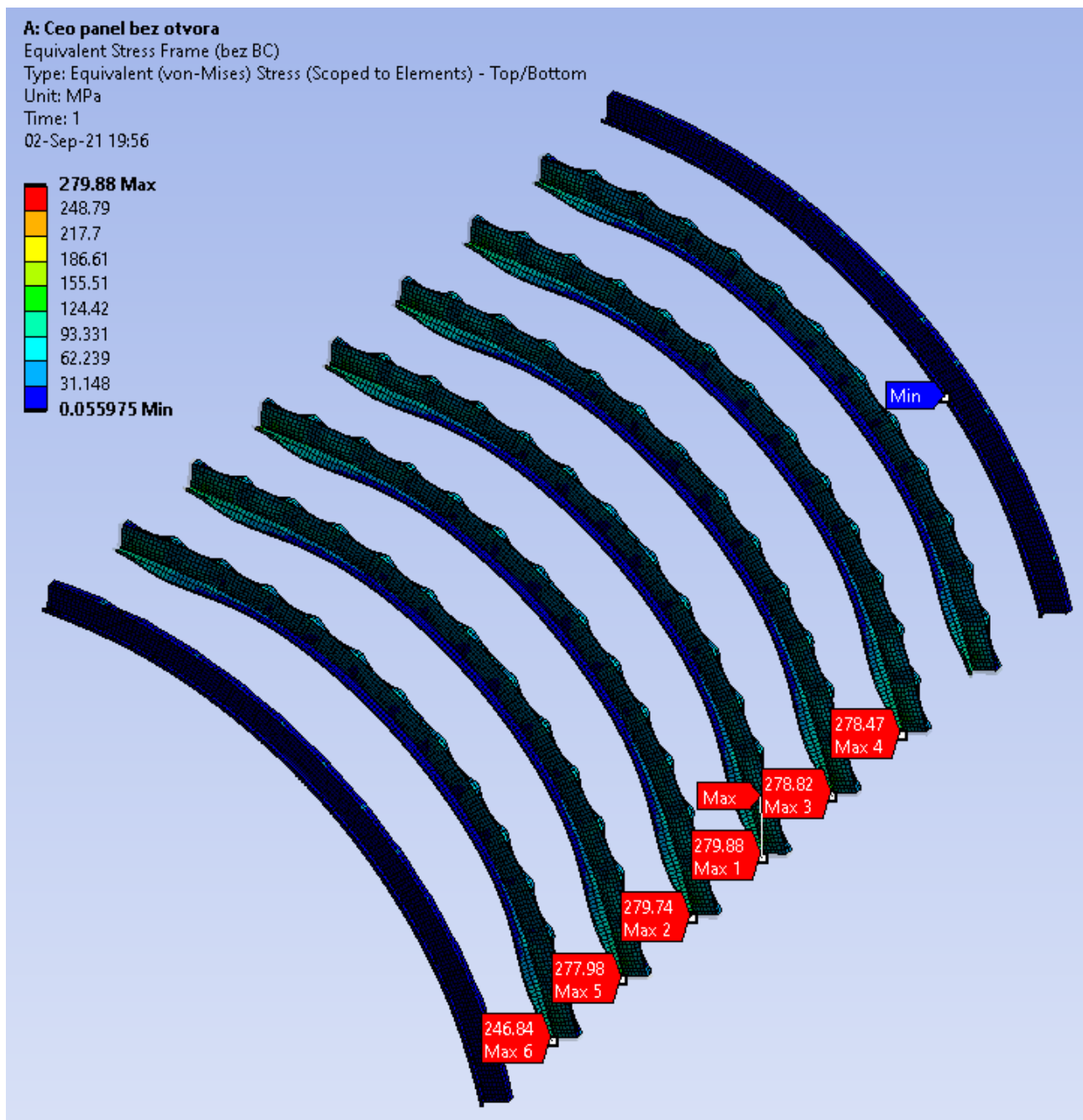
U okviru ove tačke je izvršena procena naponsko-deformacionog stanja strukture koja je izložena statičkom dejstvu presurizacionog opterećenja. Na pomenutu analizu se odnose cela ljuska bez otvora za zakivke (*Model 1*) i delimično njegov submodel sa postavljenim dvorednim otvorima (*Submodel 1*).

Posmatrajući *Sl.111-112.* možemo jasno uočiti izuzetno pravilnu raspodelu i napona i deformacije, koji su u uvodnom delu već pominjani. Takođe, kao što je i pretpostavljeno, maksimalna deformacija je prisutna u zoni graničnih uslova i najvišoj tački panela, dok su najveće vrednosti *von Mises*-ovog napona prisutne u zoni podužne veze sa susednim panelom i zoni graničnih uslova.



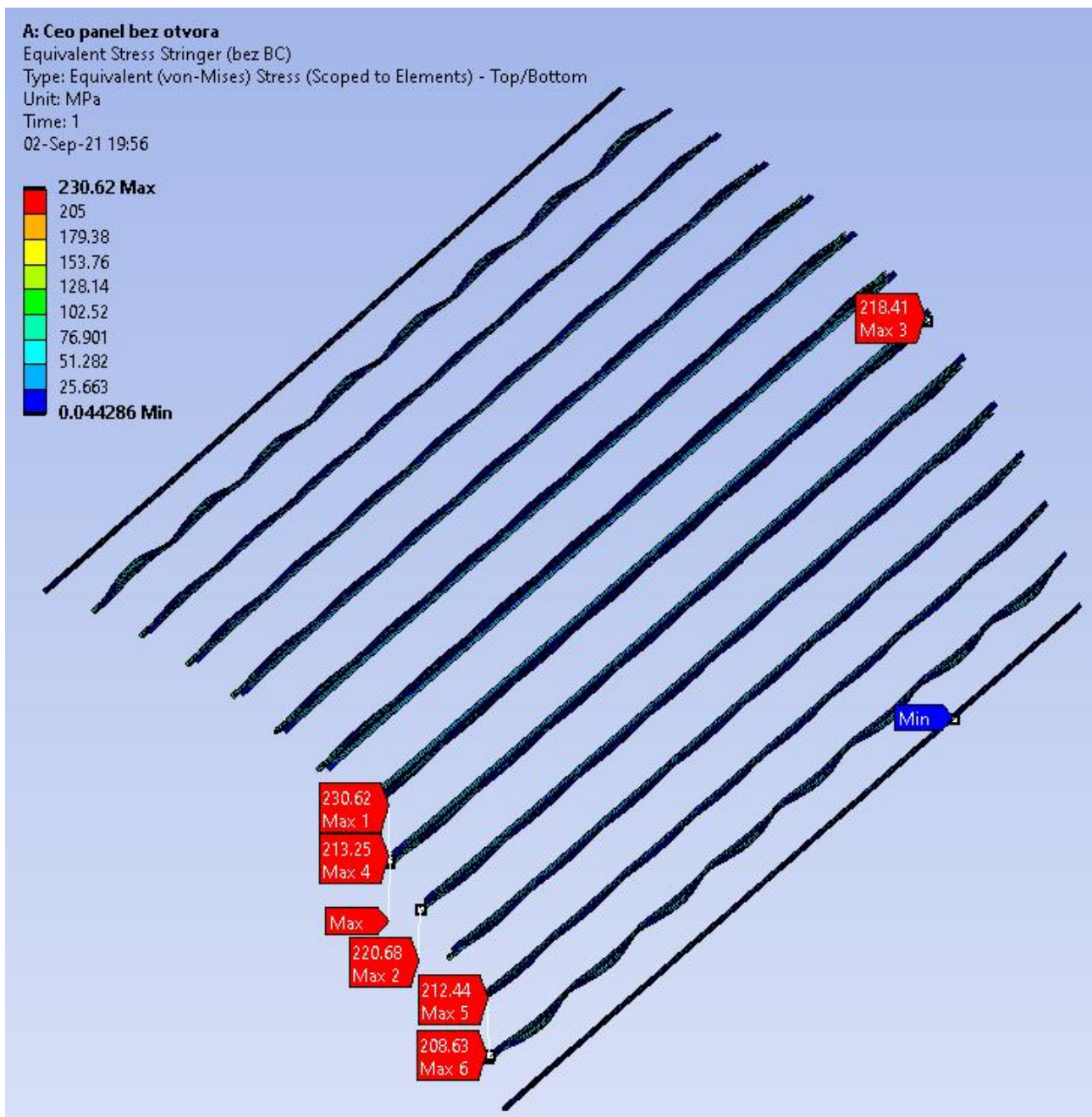
Sl.113.: Von Mises-ov napon unutar oplata gornje ljuske strukture A320 (Model 1)

Sl.113. predstavlja analizu *von Mises*-ovog napona oplata i na istoj su uočljivi prilično niski naponi, obzirom da ovde kao strukturu imamo jednu potpuno monolitnu ljusku bez uvedenih otvora. Takođe, vidi se da su njihove maksimalne vrednosti koncentrisane u zoni između granično fiksiranog i prvog susednog okvira, što se svakako može smatrati očekivanim, s tim da ovo svakako može ukazivati i na to da je realno pretpostaviti da bi oplata, u slučaju prisustva neke vrste zone prelaza, (bilo da je u pitanju granični uslov ili čeonu spoj sa susednim panelom), pokazivala nešto više napone u toj zoni.



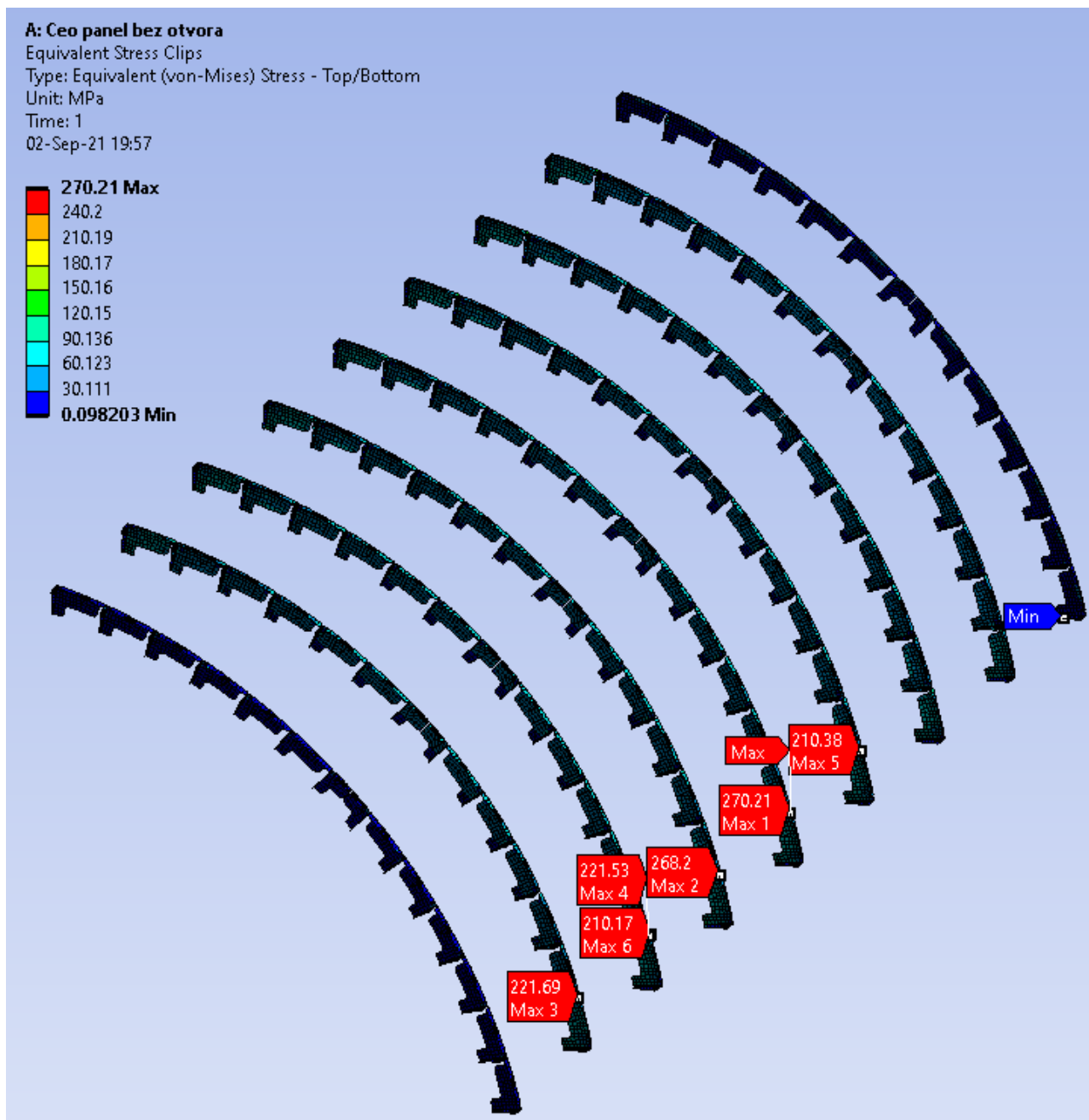
Sl.114.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljske strukture A320 (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Naponi okvira gornjeg panela su na *Sl.114.* predstavljeni bez prvog reda *mesh*-a u zoni graničnih uslova, s tim da je adekvatnu eliminaciju istih bilo nemoguće u potpunosti izvršiti, obzirom da raspodela napona ovako fiksiranog trupa najverovatnije ne daje adekvatnu procenu. Razlozi istog su već detaljno obrazloženi, stoga je ovde generisane napone potrebno uzeti sa određenom rezervom.



Sl.115.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture A320 (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Naponi unutar stringera (*Sl.115.*) su takođe predstavljani sa izuzimanjem prvog reda graničnih elemenata *mesh*-a, ali je i dalje, kao i u slučaju okvira, uočljiva koncentracija povišenih vrednosti napona u nešto široj graničnoj zoni. U tom smislu, ovde možemo doneti sličan zaključak kao i u slučaju analize oplata, tj. pretpostaviti da bi u slučaju postojanja čeonog spoja stringeri u istoj zoni generisali povišene napone, obzirom da je jasno da se najviši naponi i u njihovom slučaju generišu u zoni graničnih uslova i njihovog najvećeg savijanja. Takođe, uočljiva je i izraženija deformacija stringera u zoni podužnog spoja.



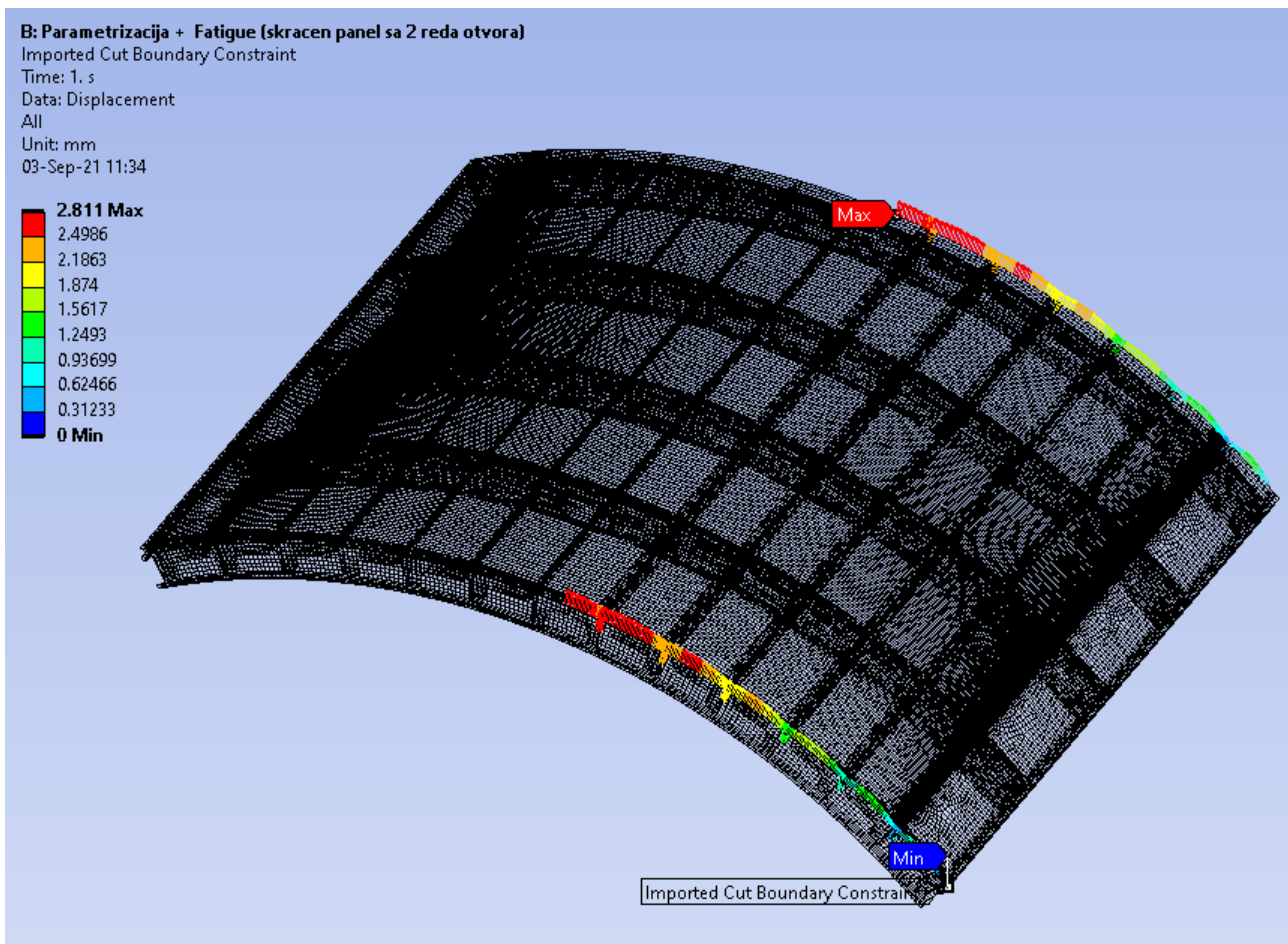
Sl.116.: Von Mises-ov napon unutar *shear tie-ova* gornje ljuske strukture A320 (Model 1)

Raspodela napona unutar *shear tie-ova* (Sl.116.) pokazuje najviše vrednosti u zoni podužnog preklopnog spoja, što se svakako može smatrati očekivanim.

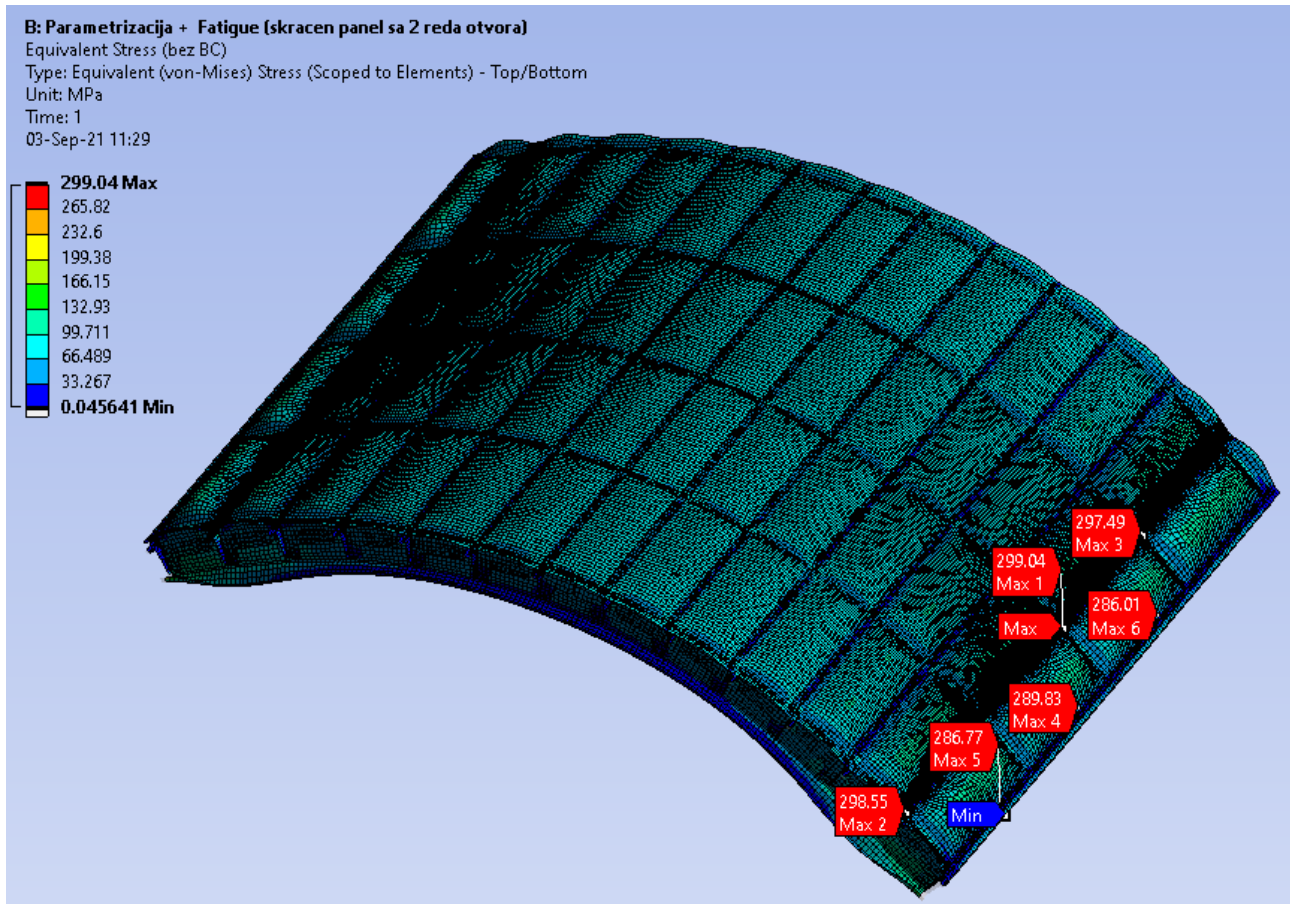
8.4.2. ANSYS Static Structural/Fatigue Tool: Procena zamornog veka neoštećene strukture

Model 1 koji smo analizirali unutar prethodne tačke je imao dvojaku ulogu, tj. sa jedne strane smo na ovaj način prikazali ponašanje ovakve strukture u slučaju odsustva zakovane veze, odn. prisustva samo bondovanog spoja, dok smo ga sa druge strane koristili kako bi iz njega ekstrahovali granične vrednosti deformacije za *Submodel 1*.

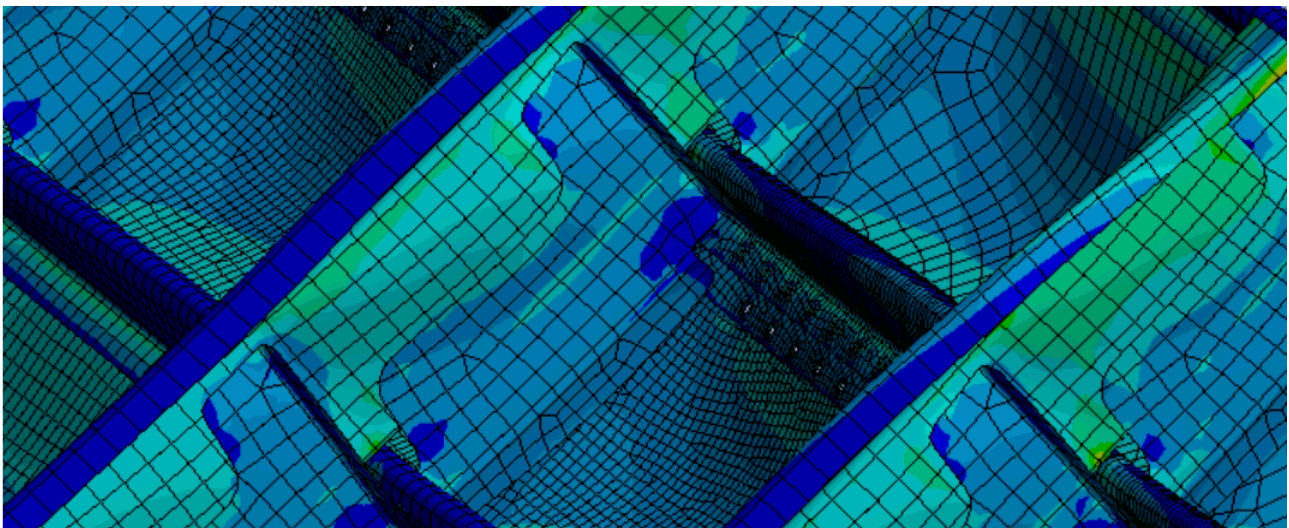
Sam proces formiranja submodela se odvija tako što se kreira isečak željenog dela ljuske *Modela 1*, nakon čega se na isti duž podužnog spoja dodaje dvostruki red otvora za zakivke, uz istovremeno proglašavanje deformacije *Modela 1* (na mestu isecanja submodela), za njegove granične uslove.



Sl.117.: Granični uslovi Submodela 1 importovani u formi deformacija sa Modela 1 gornje ljuske strukture A320

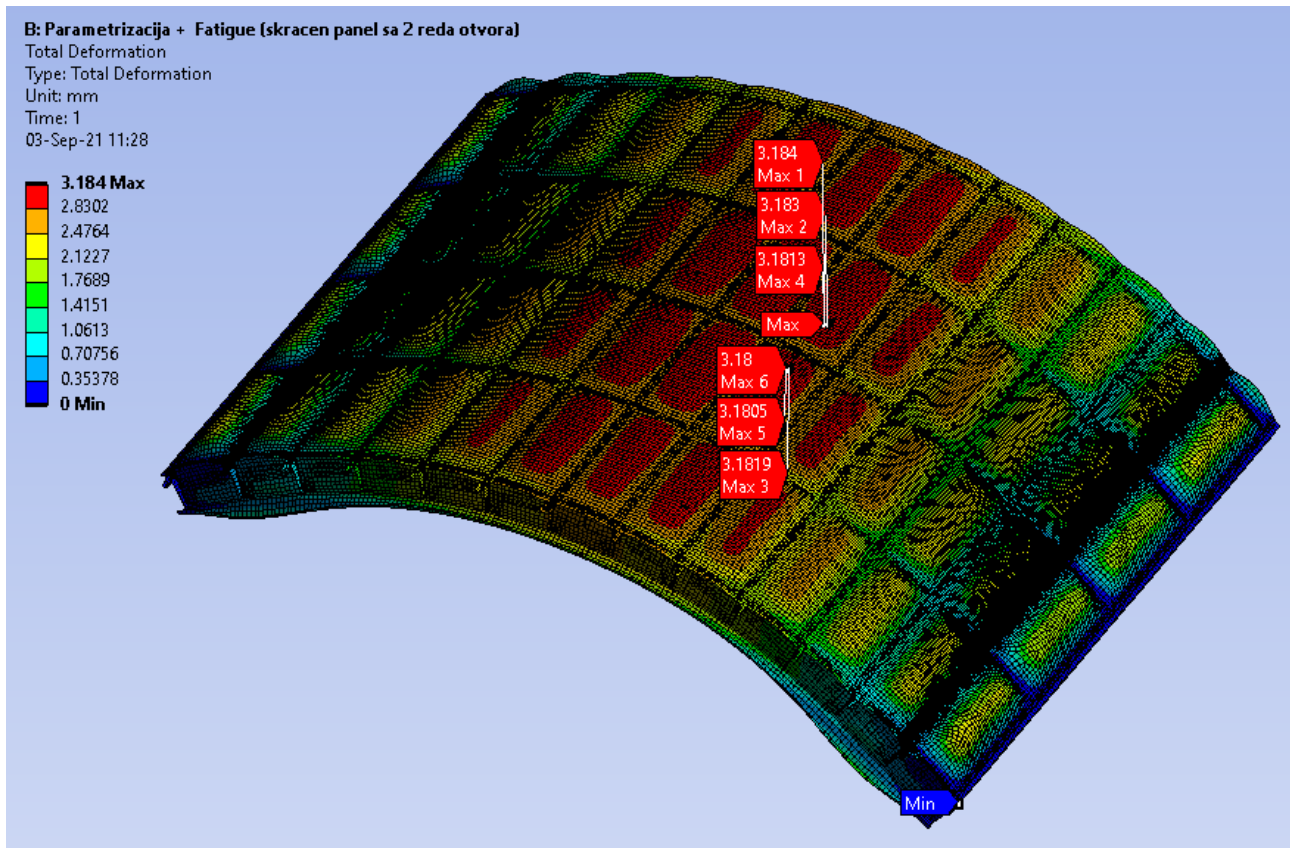


Sl.118.: Von Mises-ov napon unutar gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

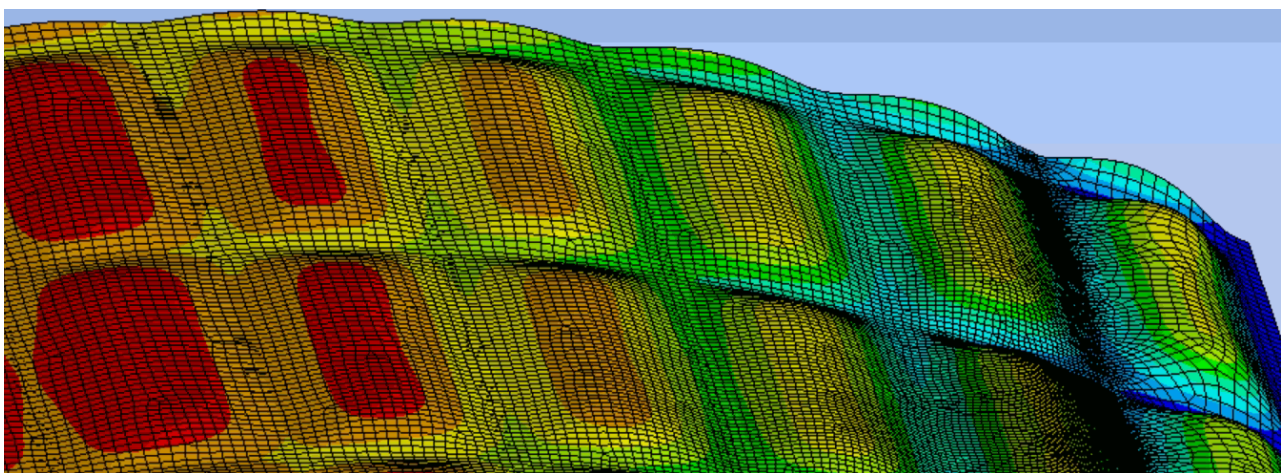


Sl.119.: Von Mises-ov napon unutar gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1) – detalj

Posmatrajući raspodelu *von Mises*-ovog napona za čitavu ljusku *Submodela 1* (sa uklonjenim prvim redom elemenata mreže uz granične uslove) (*Sl.118.*), možemo uočiti da raspodela napona, kao i pozicija njenih najviših vrednosti pokazuje u potpunosti sličnost sa ljuskom *Modela 1*, uz razliku da su sveukupni naponi ipak nešto viši, obzirom da ova struktura ima unete otvore za zakivke.

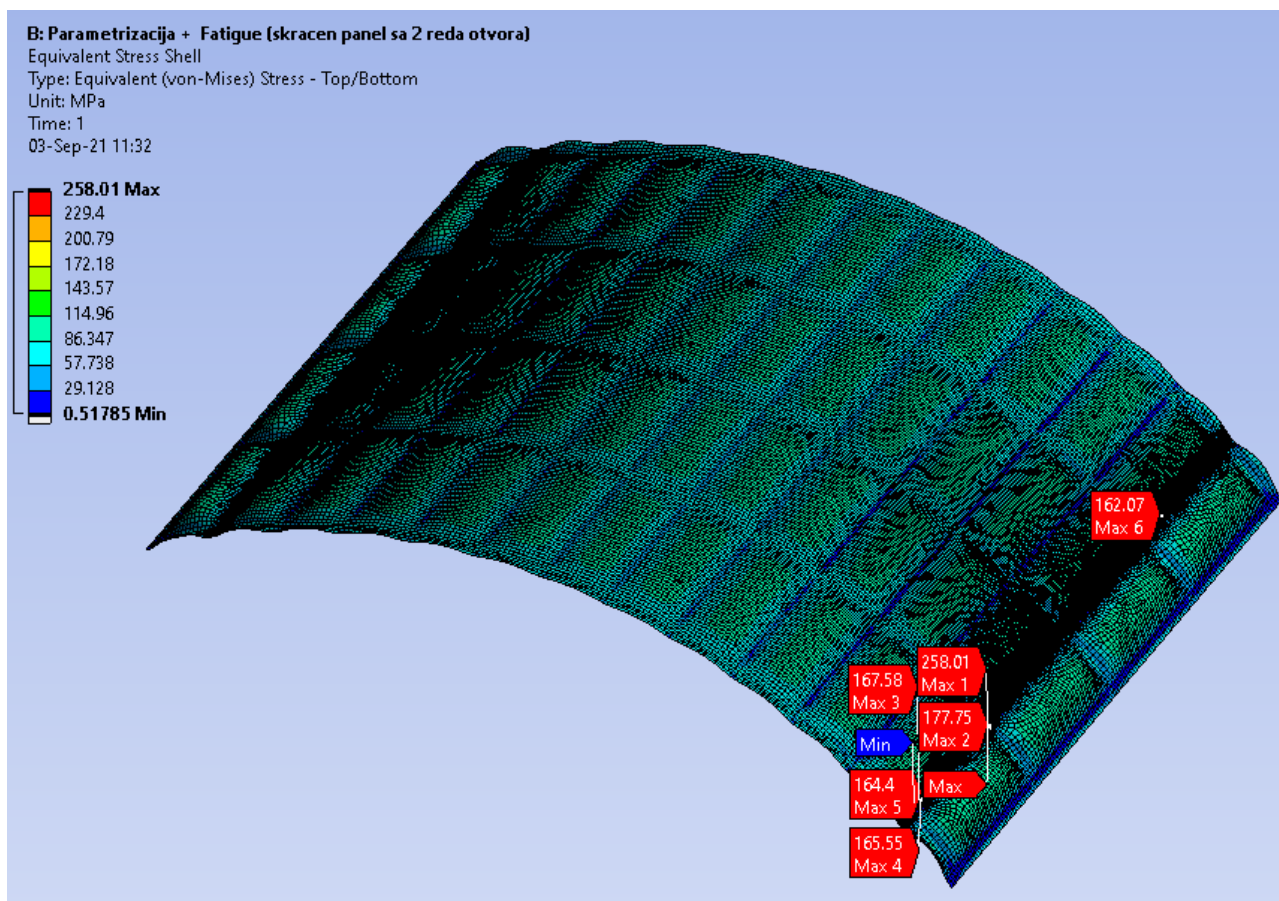


Sl.120.: Totalna deformacija gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1)



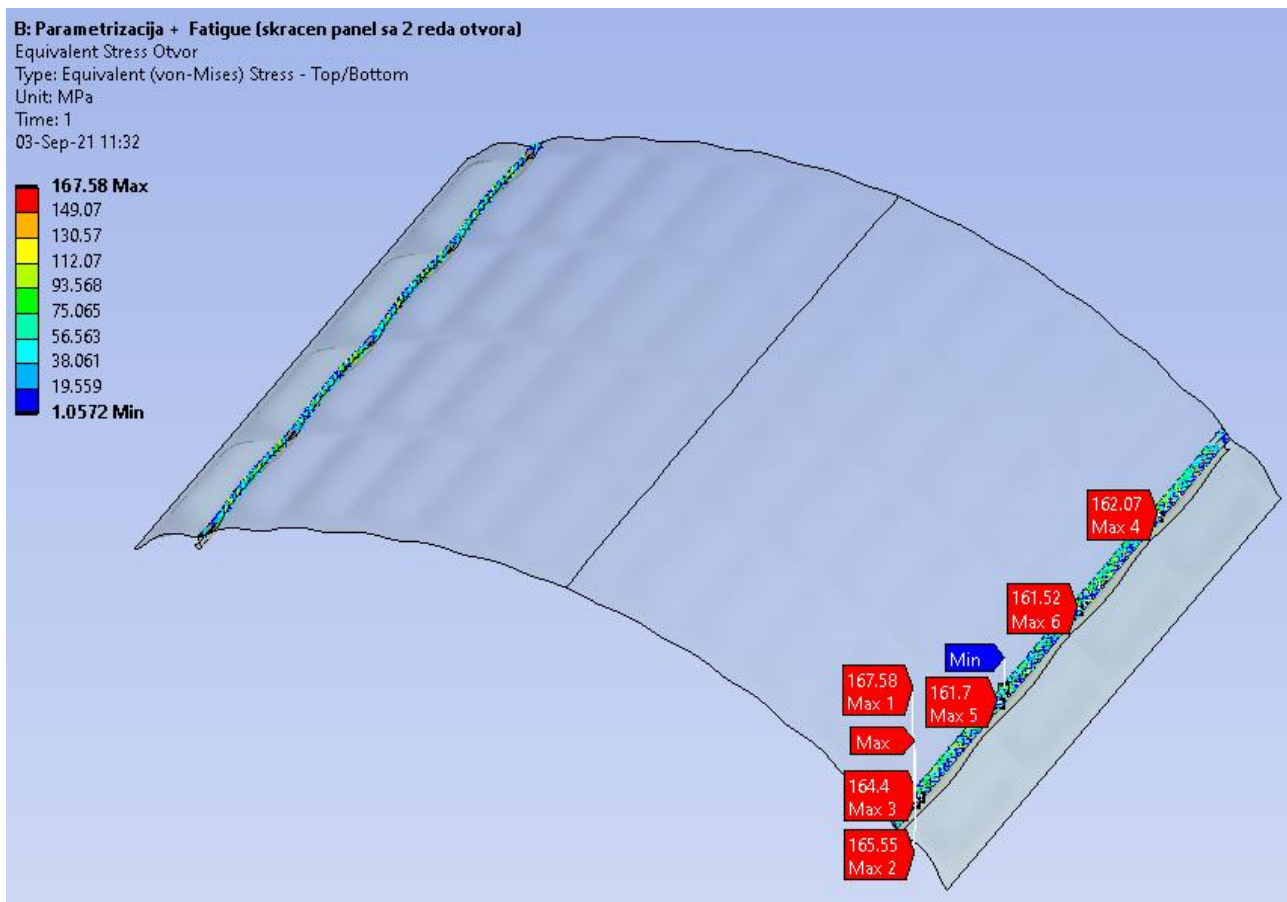
Sl.121.: Totalna deformacija gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1) – detalj

Sl.120. prikazuje ukupnu deformaciju ljuske *Submodela 1*, koja ovaj put ima maksimalne vrednosti isključivo u zoni najviše tačke ljuske, a ne u graničnoj zoni, obzirom da se uvođenjem filozofije submodela dobijaju značajno preciznije raspodele napona/deformacija, nego kada je u pitanju slučaj potpuno fiksiranog modela. Takođe, ovde je uočljivo i da su vrednosti maksimalne deformacije nešto niže nego u slučaju *Modela 1*, iz razloga što su kod njega one bile koncentrisane u zoni graničnih uslova.



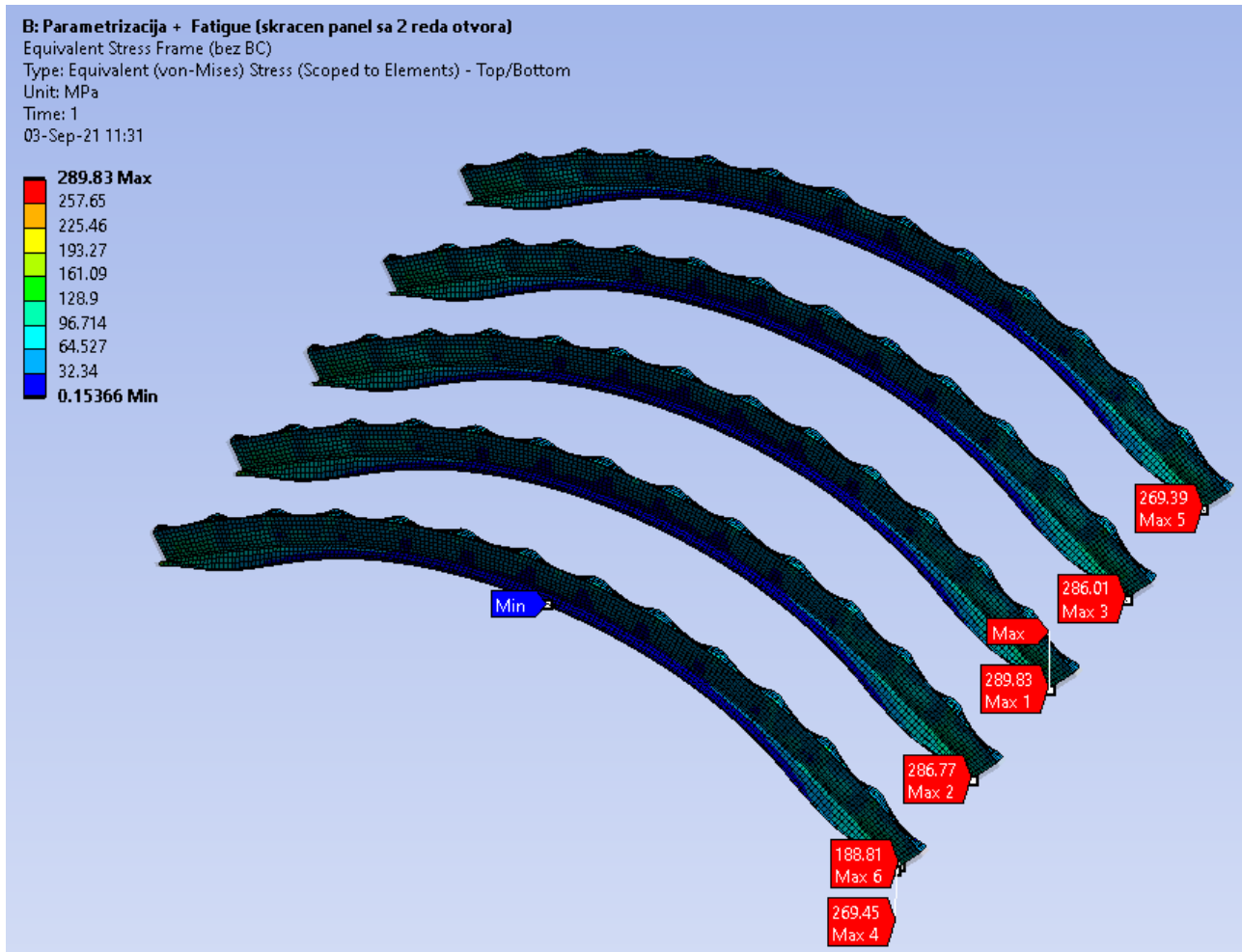
Sl.122.: Von Mises-ov napon unutar oplata gornje ljuske strukture A320 (*Submodel 1*)

Sl.122. prikazuje raspodelu napona na oplati *Submodela 1*, gde se maksimalne vrednosti istih nalaze u zoni preklopnog podužnog spoja sa otvorima. Iako to nije preterano uočljivo na pomenutoj slici, maksimalni napon se ovde ne nalazi u zoni otvora, već između otvora (na mestu okvira) i u zoni same ivice preklopa dva panela. Razlog za ovakvu raspodelu napona se u izvesnoj meri može naći i u načinu na koji je *Model 1* fiksiran, što je kao ograničenje već opisano u nekoj od prethodnih tačaka, zatim, zbog osetljivosti ovakve strukture na raspodelu otvora, kao i zbog same prirode ponašanja ovakvog spoja gde je očekivana tendencija da pri prelasku sa preklopa panela na jednostruk panel, imamo izvestan skok u naponu. Ovakav output ne bi bilo loše malo detaljnije ispitati u smislu nalaženja najbolje vrednosti rastojanja reda otvora od ivice panela i to tako da blizina ivice panela ne povećava dodatno napon u otvorima, dok istovremeno preterana širina preklopa ne generiše bitan skok napona u ovoj zoni prelaska. Takođe, kao što je to već pomenuto, ovu analizu bi trebalo podvrgnuti i proceni pojave lokalne plastične deformacije, jer je moguće da i ona generiše određen skok u naponu. Tačnije, ova sumnja se čini više verovatnom nego da je u pitanju pojava singulariteta, koja je nakon malo detaljnije analize ipak prihvaćena kao manje moguća.



Sl.123.: Von Mises-ov napon unutar otvora gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1)

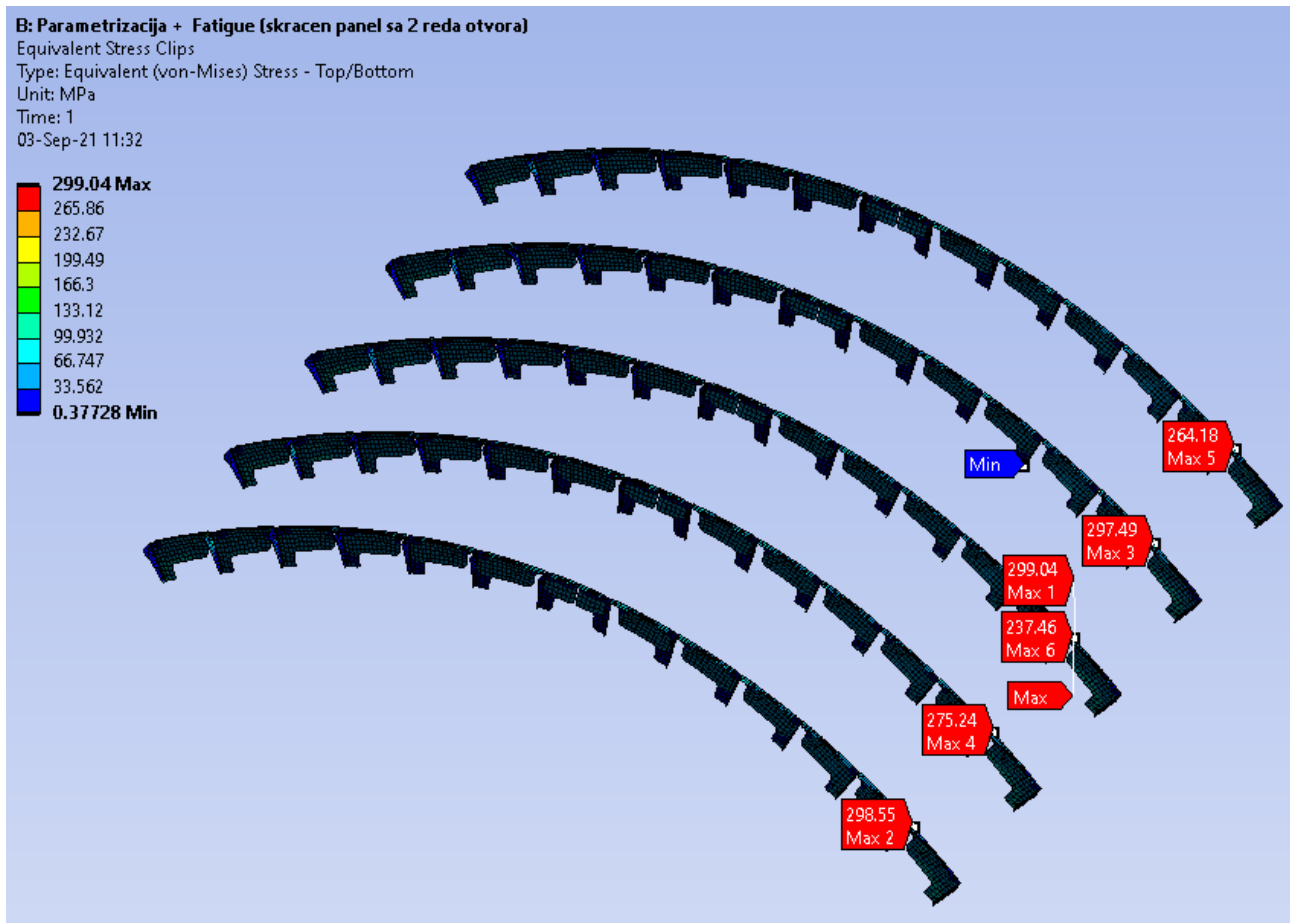
Razmatrajući zonu otvora na oplati, uočavamo da se unutar iste ne generišu naročito visoki naponi, što možemo pravdati načinom na koji je ova ljuska opterećena, odn. nemogućnošću da se kod globalnog modela (*Model 1*) generišu adekvatni granični uslovi koji bi na pravi način imitirali napone zatezanja, za koje znamo da su prvenstveno odgovorni za visoke vrednosti napona u otvorima. Stoga ćemo u iste naknadno uvoditi opterećenja, kako bi mogli na ispravan način da procenimo njihovo ponašanje.



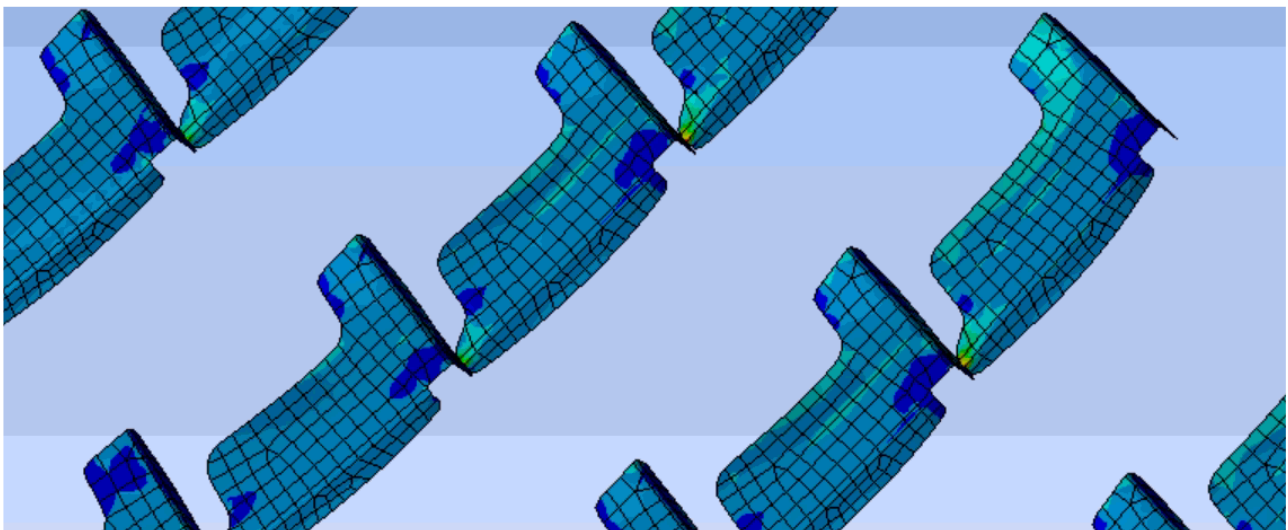
Sl.124.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Što se tiče maksimalnih vrednosti napona unutar okvira *Submodela 1* (Sl.124.), ovde može samo biti ponovljena priča koja je već prezentovana u slučaju *Modela 1*. S tim da ovde kao dodatni argument možemo pomenuti i to da se vrednost minimalnog napona nalazi u prilično širokoj zoni na koju se nadovezuje relativno duga zona povišene vrednosti koja potiče od graničnih uslova. Ove dve oblasti se dosta jasno razlikuju vizuelno, obzirom da imaju različit i stepen i tip deformacije. Inače, i ovde treba navesti da su vrednosti napona prezentovane na slici, dobijene nakon uklanjanja samo prvog reda elemenata mreže u zoni graničnih uslova, koja je, sasvim evidentno, mnogo duža. Iz navedenih razloga ovde neće biti eksplicitno proračunavana vrednost zamornog veka, iako bi, za vrednosti koje su navedene na slici, ona iznosila:

- Zamorni vek okvira: 191.210 ciklusa.



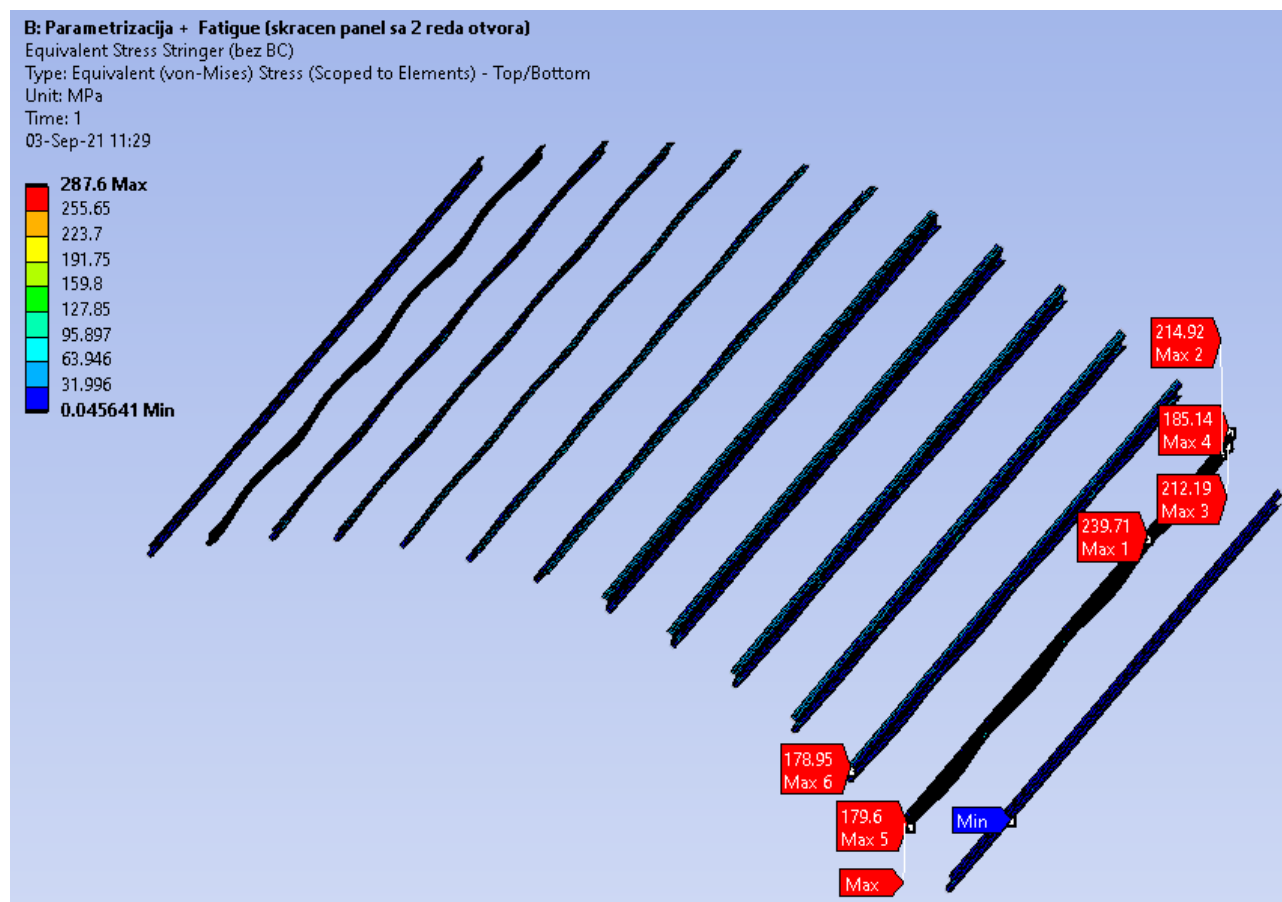
Sl.125.: Von Mises-ov napon unutar shear tie-ova gornje ljske strukture A320 (Submodel 1)



Sl.126.: Von Mises-ov napon unutar shear tie-ova gornje ljske strukture A320 (Submodel 1) – detalj

Suprotno upravo pomenutoj analizi okvira, u slučaju *Sl.125.*, uočavamo sasvim očekivanu raspodelu napona na elementima veze okvira i oplata, sa nešto višim vrednostima na istim (gledano u odnosu na *Model 1*), obzirom da u ovom slučaju imamo prisutne i otvore. Takođe, pošto ovaj deo strukture nismo opterećivali otvorima za zakivke, u ovoj fazi je izvršen i proračun zamornog veka *shear tie-a*, i za maksimalnu vrednost navedenu na slici, on iznosi:

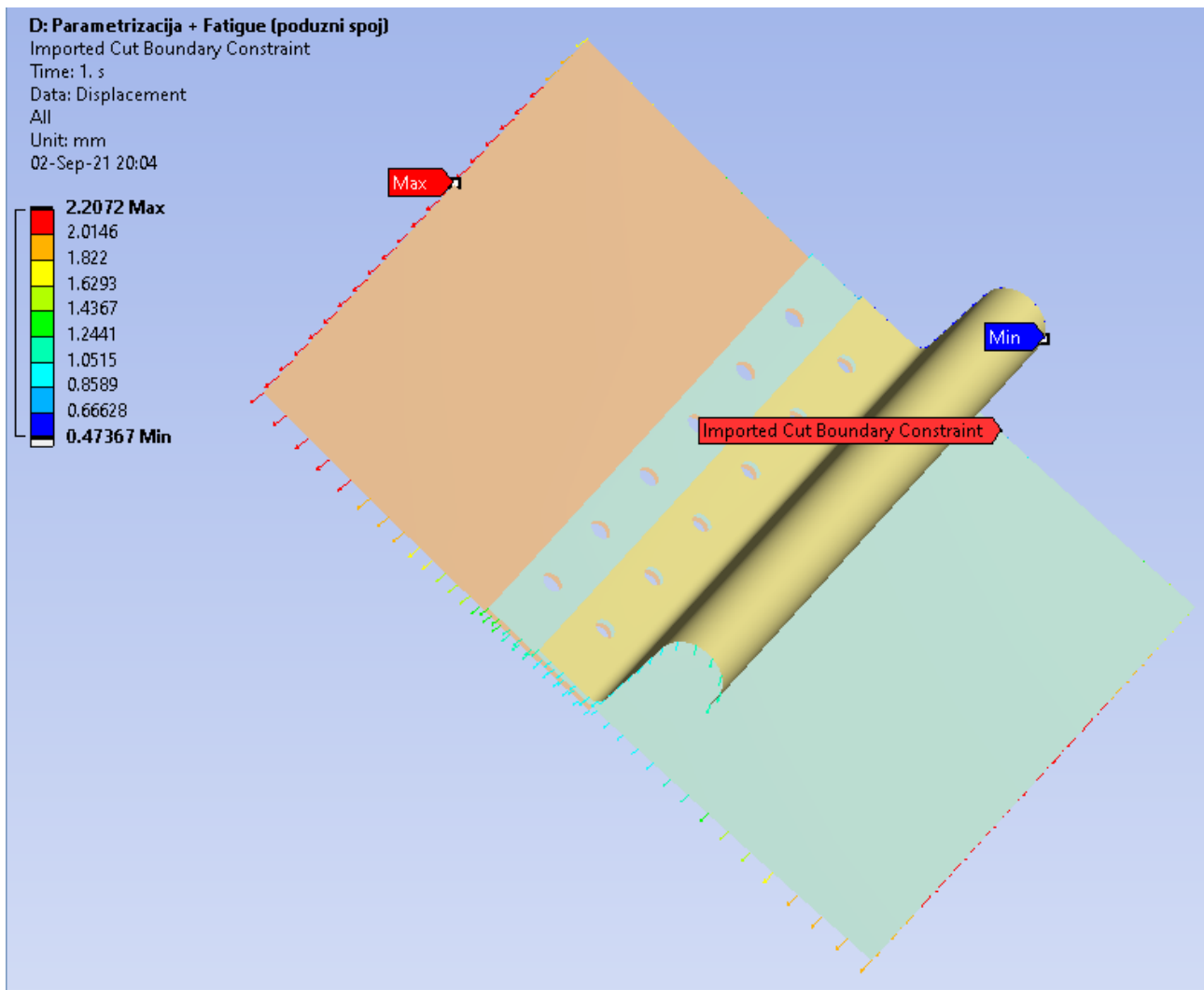
- Zamorni vek *shear tie-a*: 173.370 ciklusa.



Sl.127.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture A320 (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Struktura koja je prikazana na *Sl.127.*, daje (zajedno sa oplatom) najveći skok napona u odnosu na *Model 1*, što je i razumljivo, obzirom da su otvori za zakivke jedino prisutni kod pomenuta dva elementa. Što se tiče njihove lokacije, ista je manje uočljiva na slici, tj. maksimalan napon se u slučaju stringera nalazi u zoni veze oplata-*shear tie*, koja se u ovom slučaju nalazi dosta blizu graničnih uslova ljuske.

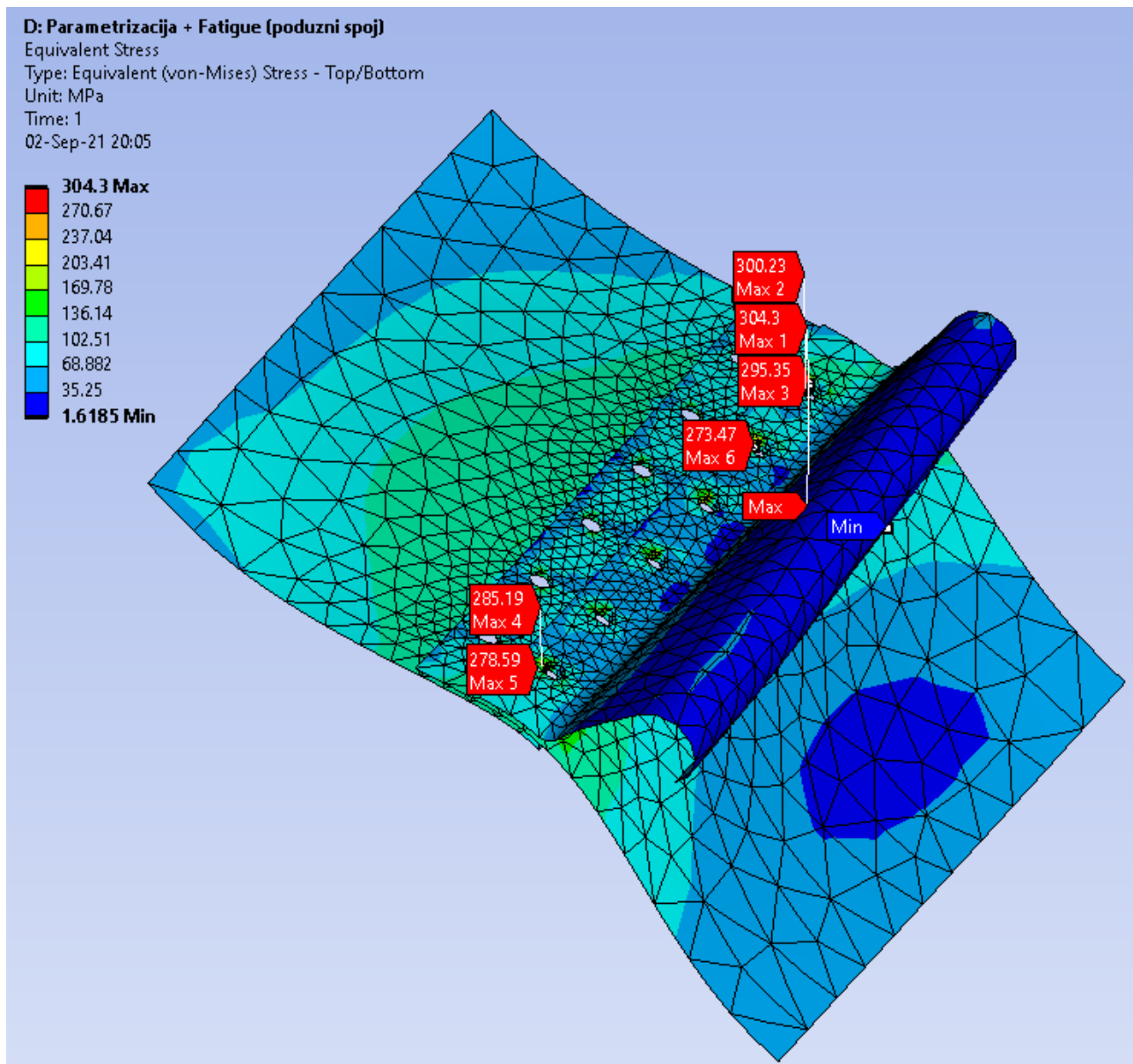
Nakon kompletiranja proračuna izvršenog nad *Submodelom 1*, postojala je potreba za ekstrahovanjem još jednog submodela pomoću kog bi izvršili proračun zamornog veka struktura koje su opterećene otvorima za zakivke. Stoga u nastavku ovog proračuna uvodimo *Submodel 2*, koji je izveden iz *Submodela 1*, što je i prikazano, na *Sl.128.*



Sl.128.: Granični uslovi Submodela 2 importovani u formi deformacija sa Submodela 1 gornje ljske strukture A320

Posmatrajući granične uslove deformacije, tj. njihove maksimalne vrednosti i pripadajuće pozicije (*Sl.128.*), uočavamo da su oba parametra prihvatljiva. Ipak, zbog modela koji je prilično mali, (što se nije moglo drugačije izvesti, obzirom na već pomenutu jedinu dostupnu opciju pojedinačnog uvođenja opterećenja u otvore, koja je već razjašnjena u tački koja je prethodila analizi ovog modela), kao i relativne tačnosti polja graničnih uslova deformacije, koja je uslovljena gustinom i kvalitetom mreže, isti se mogu smatrati samo vidom aproksimativnih vrednosti deformacija, što je za posledicu imalo neophodnost uvođenja i izvesne korektivne vrednosti napona (od 20 MPa).

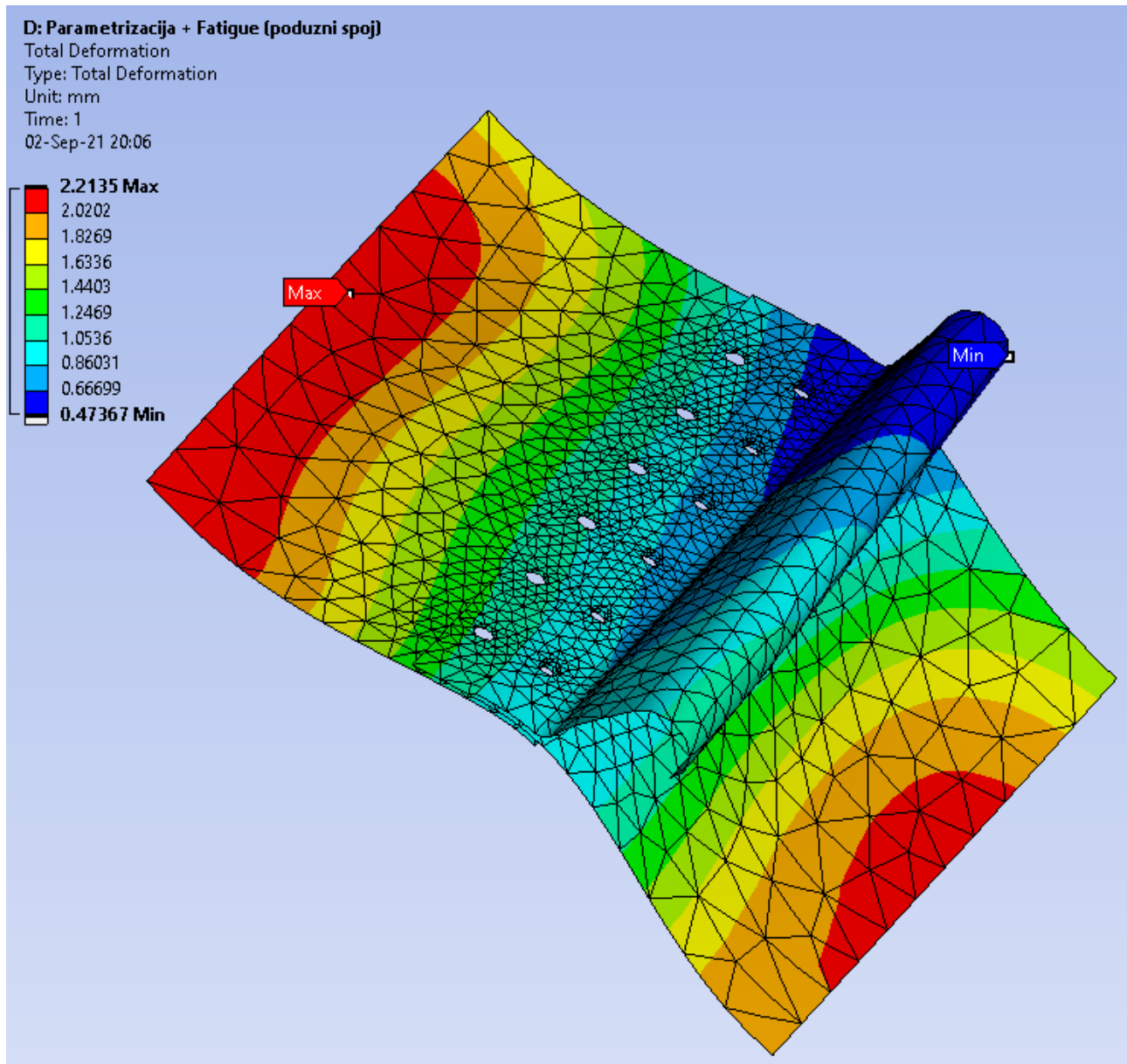
Naravno, pre nego što bi bio uveden napon koji bi trebao da imitira prisustvo zakivaka (u ovom slučaju u iznosu od 110 MPa, shodno debljini oplata, tj. 70 MPa, shodno debljini stringera), postojeća vrednost napona u otvoru (u zbiru sa korektivnom vrednošću) je trebala da ima vrednost napona u otvoru iz prethodnog modela, tj. *Submodela 1*, što je u ovom slučaju iznosilo 167.58 MPa.



Sl.129.: Von Mises-ov napon unutar otvora gornje ljuske strukture A320 (Submodel 2)

Sl.129. prikazuje raspodelu napona *Submodela 2*, gde su maksimalne vrednosti (očekivano) raspoređene unutar otvora za zakivke. Takođe, uočavamo i vrlo sličnu raspodelu maksimalnih vrednosti napona, kao kod *Submodela 1*. Stoga, obzirom da se iste takođe nalaze na identičnoj (ili prvoj susednoj) poziciji, ovde dva krajnja otvora nisu odbačena kao greške nastale usled prisustva graničnih uslova.

Što se tiče deformacije ovog submodela, ona je predstavljena na Sl.130.. Analizirajući sveukupne vrednosti istih, kao i njihove pozicije, zaključujemo da su one u potpunosti očekivane.

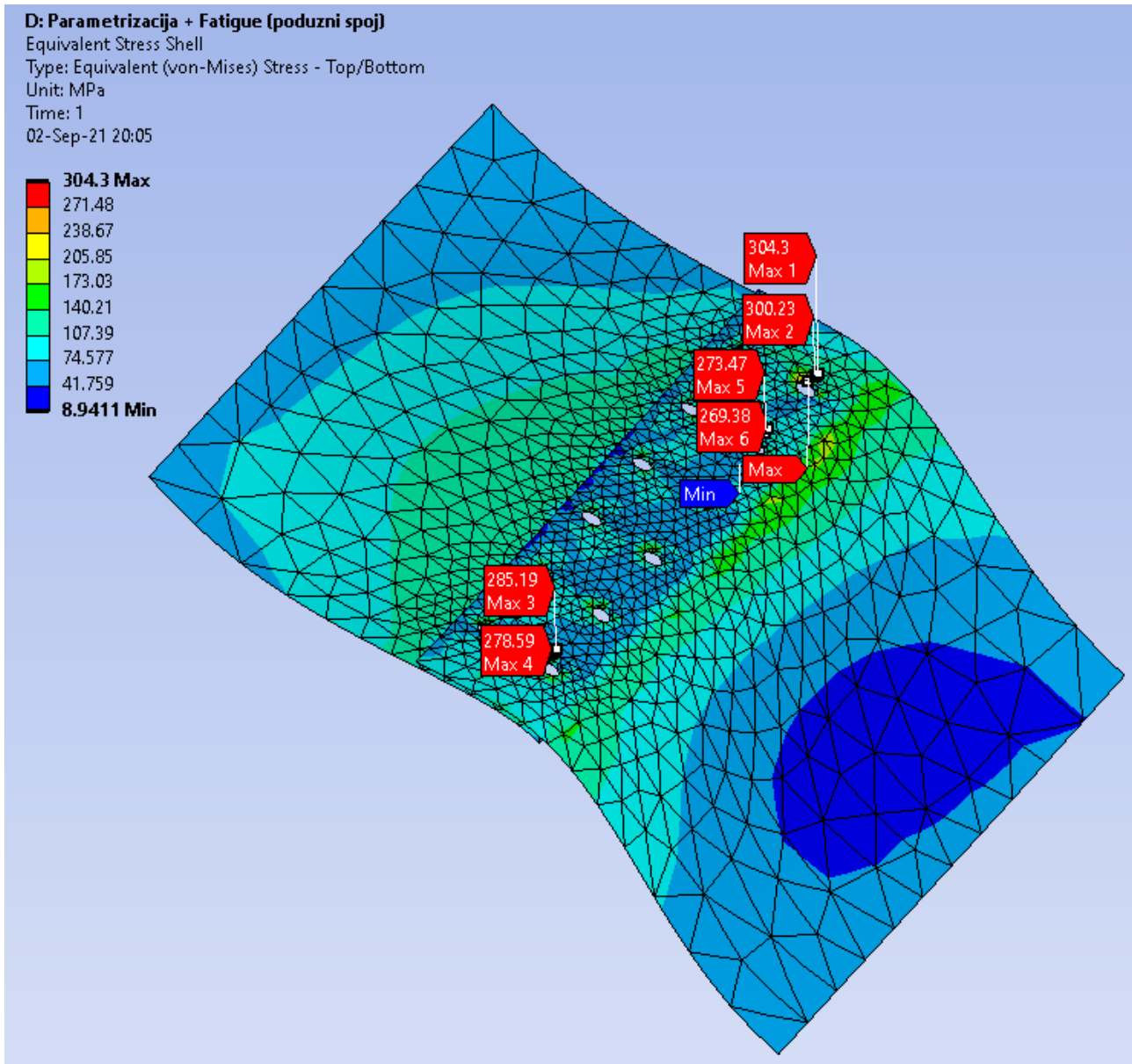


Sl.130.: Totalna deformacija gornje ljuske strukture A320 (Submodel 2)

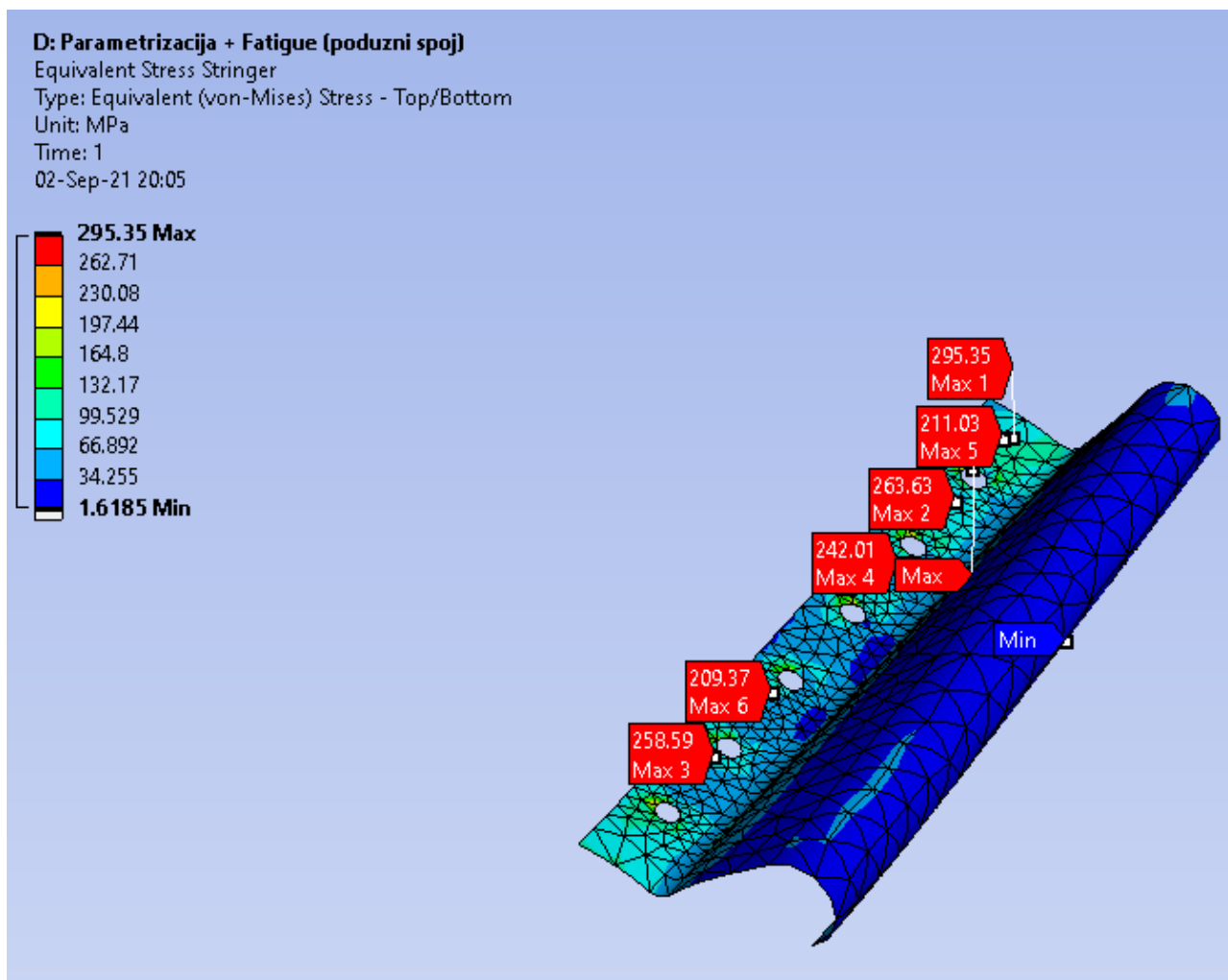
Razmatrajući dalje raspodelu napona duž spoja na oplati i pripadajućem stringeru (*Sl.131.-132.*), navodimo da za slučaj pomenutih napona, vrednosti njihovog zamornog veka iznose:

- Zamorni vek stringera: *193.150 ciklusa.*
- Zamorni vek oplata: *149.220 ciklusa.*

Takođe, upoređujući vrednosti maksimalnih napona na oplati i stringeru, zaključujemo da su iste približne, odn. da je napon u zoni poduznog spoja prilično ravnomerno raspoređen. S tim da ovde svakako moramo voditi računa i o tome da je viši napon na otvorima oplata delom posledica i načina na koji je ovaj submodel opterećen (što je u uvodnom delu analize već pominjano kao vid ograničenja).



Sl.131.: Von Mises-ov napon unutar otvora na oplati gornje ljske strukture A320 (Submodel 2)



Sl.132.: Von Mises-ov napon unutar otvora na stringeru gornje ljuske strukture A320 (Submodel 2)

8.4.3. ANSYS Static Structural/Fracture Tool/SMART: Procena zamornog veka strukture sa prisustvom višestrukih prslina

Model koji je testiran u okviru ove tačke (*Submodel 3*) je identičan *Submodelu 2*, s tim da su ovde unutar otvora, koji je u okviru prethodne tačke pokazao vrednost najvišeg napona, postavljene dve prsline dužine 1 mm. Što se tiče uslova koje je morao da ispuni sam proračunski postupak, isti je zahtevao da model bude u formi *solid* geometrije i uz primenu *patch conforming* mreže, kao i da validnost njegovog *mesh*-a bude potvrđena primenom još neke dodatne metode.

Pomenuti validacioni postupak je ovde izvršen kroz poređenje vrednosti *faktora intenziteta napona (SIF)*, dobijenih u okviru paralelne kalkulacije sprovedene kroz ANSYS i paket NASGRO, za kog je u nekoj od prethodnih tačaka rečeno da predstavlja (polu)analitički koncipiran alat za rešavanje problema unutar mehanike loma.

U okviru NASGRO kalkulacije (*Sl.133.*), biran je modul *Nassif*, za proračun *SIF*-a, unutar kog smo dalje birali opciju „*TC05 – at hole in plate with row of holes*“, gde je bilo potrebno uneti vrednost debljine testiranog modela, rastojanje između dva susedna otvora, kao i opterećenje koje je primenjeno na model. U slučaju svakog od modela, pomenuta vrednost pritiska je obračunata tako što smo silu koju smo primenili na model, podelili sa vrednošću poprečnog preseka površine na koju

je isti delovao. Na osnovu unetih podataka, softver je generisao tekstualni izlaz koji je vidljiv ispod slike (Sl.133.).

NASSIF Stress Intensity Factor Solutions -
File Options Tools Help

Select Geometry | Set analysis options | Computations and output page

Through Crack

TC05 - at hole in plate with row of holes

Thickness, t
1.1

Hole diameter, D
5

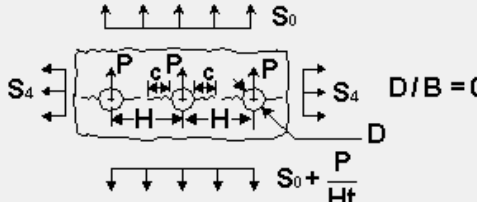
Hole ctr spacing, H
24.4

D/B (0 if S0 applied)
0

of cracks
 one
 two
 two per hole

TC05

TENSION LOADING

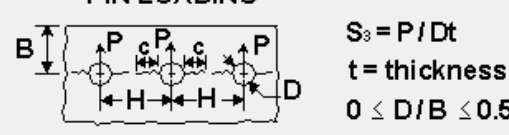


S_0

S_4 $D/B = 0$

$S_0 + \frac{P}{Ht}$

PIN LOADING



$S_3 = P/Dt$

$t = \text{thickness}$

$0 \leq D/B \leq 0.5$

Save picture to file

STRESS INTENSITY SOLUTION CHECK FOR TC05

 DATE: 20-Sep-21 TIME: 17:11:08
 (NASGRO Version 4.02, September 2002.)
 SI units [mm, MPa, MPa sqrt(mm)]

Crack geometry option used:
 Two equal cracks at each hole
 Plate Thickness, $t = 1.1000$
 Hole Dia., $D = 5.0000$
 Hole-to-Hole Dist., $H = 24.4000$
 Dia./Edge-Dist. Ratio, $D/B = 0.0000$
 ($D/B = 0$ means B is very large)

S_0 : Tensile Stress
 $S_0 = 3.487$

S_3 : Avg Bearing Stress
 $S_3 = 0.000$

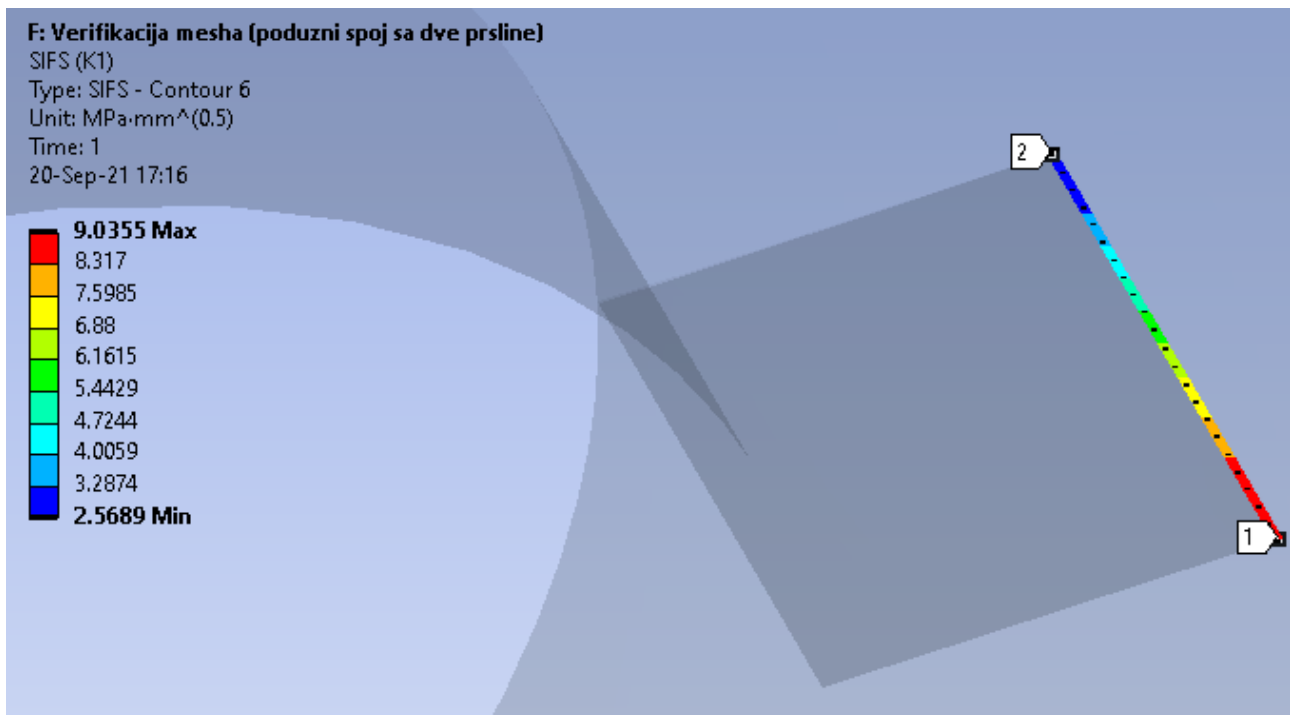
S_4 : Tensile Stress
 $S_4 = 0.000$

Material Yield Stress = 250.00

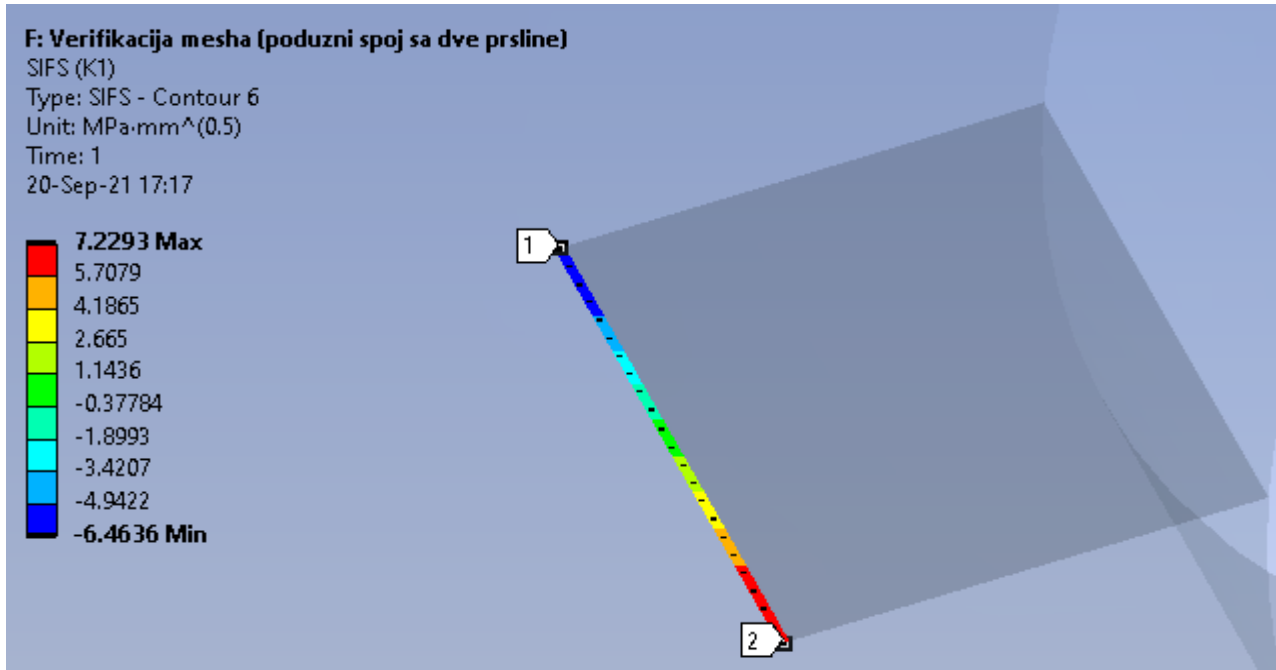
c	:	K	:	Snet	:	Sn/Sy
-----:-----:-----:-----						
1.0000	:	11.6528	:	4.890	:	0.020

Sl.133.: NASGRO verifikacija primenjene mreže

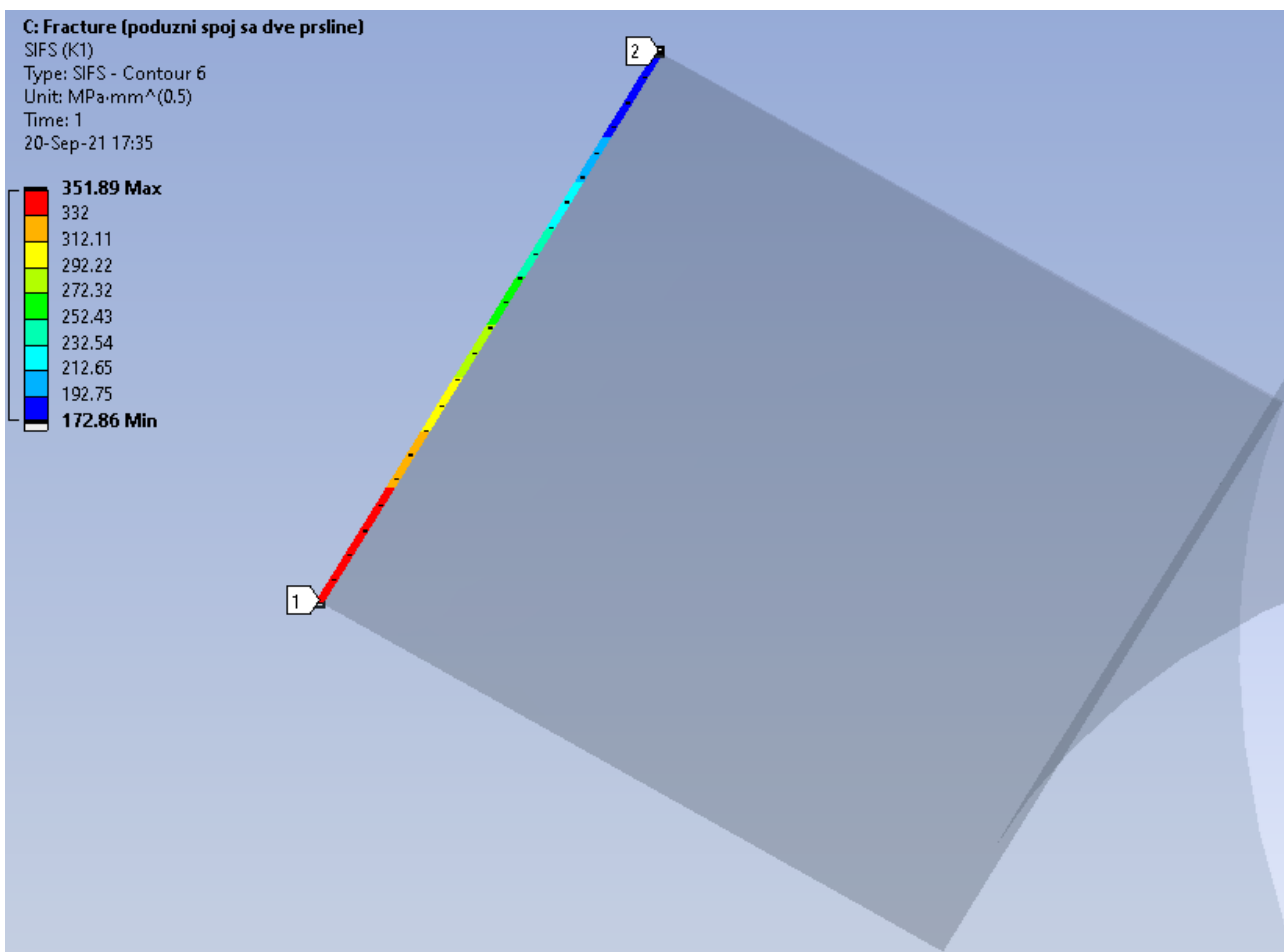
Deo validacionog postupka koji je izvršen u okviru ANSYS-a, zahtevao je primenu što sličnijih uslova onima iz prethodnog proračuna, uz dodatnu napomenu da ovde nemamo situaciju preuzimanja graničnih uslova iz drugog modela, već su granične tačke istog pokriveno tako što su strane paralelne spoju izložene delovanju tangencijalnih sila od 1000 N (koje podužni spoj izlažu zateznom opterećenju), dok su tačke normalne na spoj u potpunosti fiksirane.



Sl.134a.: SIF za prslinu br.1 – verifikacija

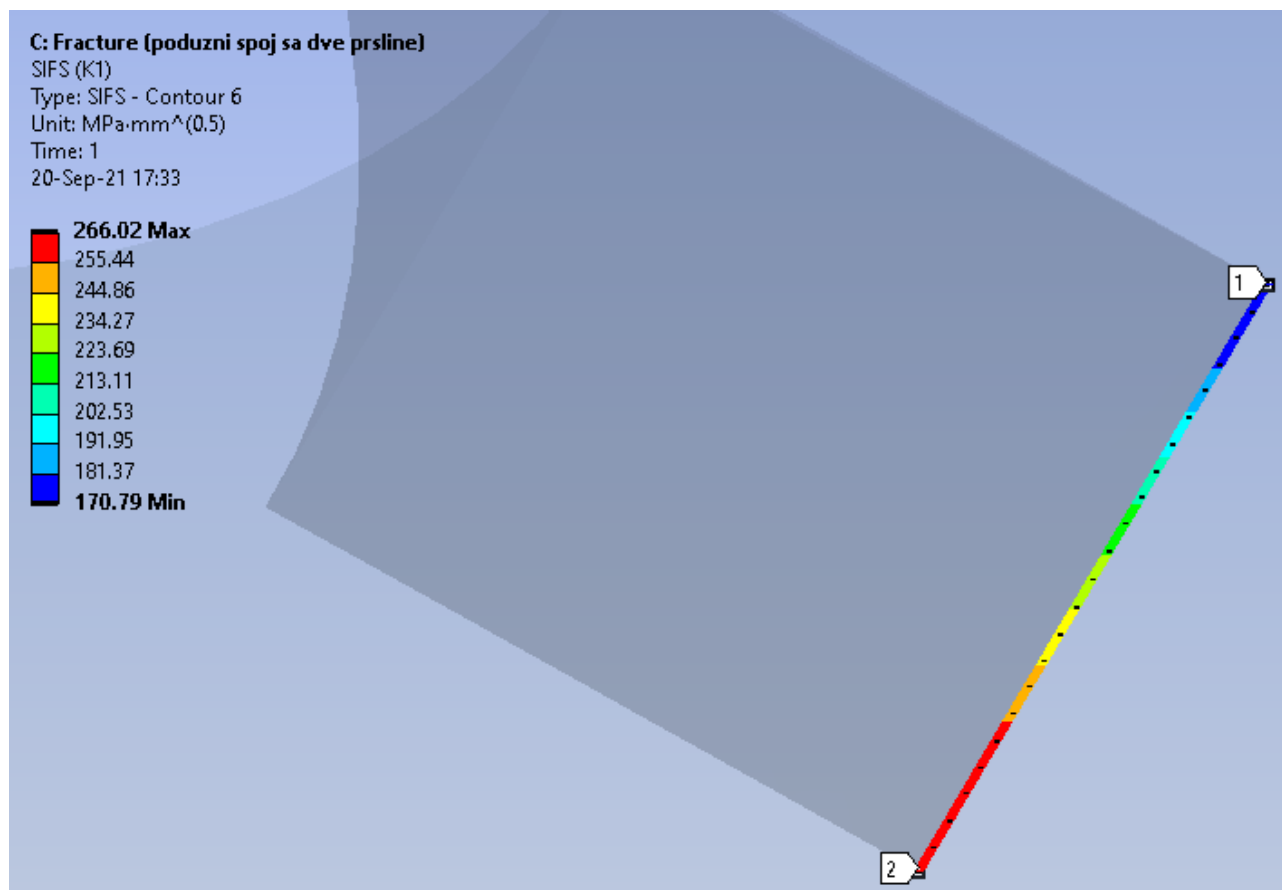


Sl.134b.:SIF za prslinu br.2 – verifikacija



Sl.135a.:SIF za prslinu br.1 (Submodel 3)

Primenom *NASGRO* metoda dobili smo vrednost *SIF*-a $11.6528 \text{ MPa}\sqrt{\text{mm}}$, dok su iste vrednosti unutar *ANSYS* kalkulacije za obe prsline iznosile 9.0355 i 7.2293. Tumačeći iste, može se reći da je njihova relativna razlika prihvatljiva, obzirom da je sličnost ova dva modela ipak u priličnoj meri diskutabilna, iz razloga što model testiran unutar *ANSYS*-a predstavlja preklopni spoj zakrivljene geometrije, kod kog je, sasvim izvesno, prisutno i određeno sekundarno savijanje, dok je otvor smešten blizu graničnog uslova (koji je potpuno fiksiran). Takođe, ovde ni nemamo čistu situaciju *Režima 1*, već je na snazi određen *mixed mode*. Sve navedeno možemo iskoristiti u cilju objašnjenja pojave negativnih vrednosti *SIF*-a na *Sl.134b*, kao i velikog odstupanja istih duž debljine modela (tačke 1 i 2) na obe slike (*Sl.134a.-134b.*).

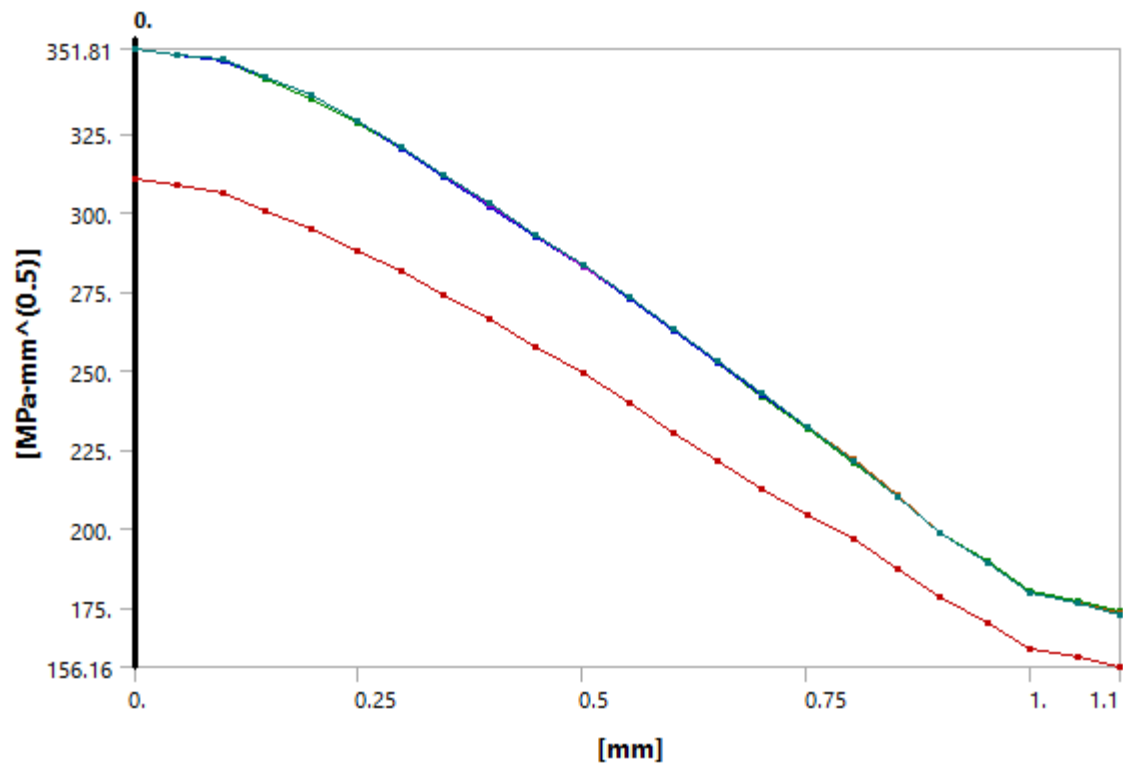


Sl.135b.:SIF za prslinu br.2 (Submodel 3)

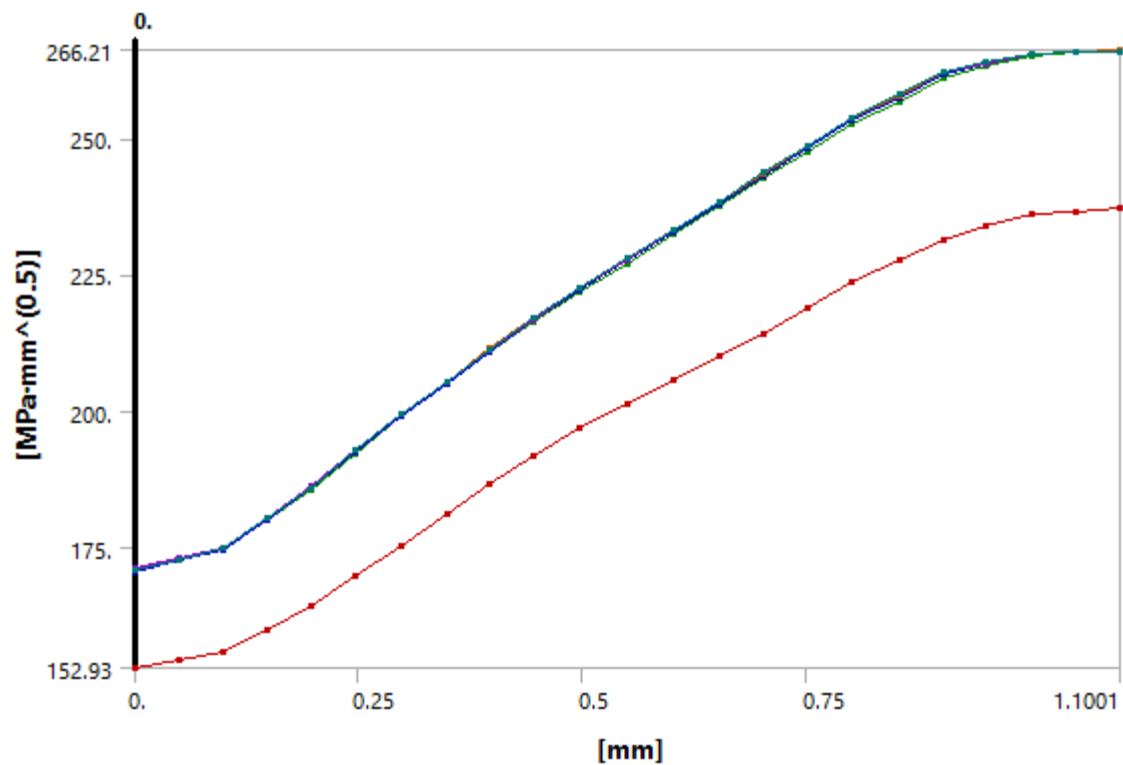
Prihvatanjem postavljenog *mesh*-a kao validnog (iz upravo prezentovanog proračuna), isti ćemo primeniti i na model koji ovde želimo da testiramo. Naravno, u tom slučaju imamo iste uslove i opterećenja i graničnih uslova kao i u svim dosadašnjim analizama, odnosno, granične uslove ćemo, kao i u slučaju *Submodela 2*, preuzeti sa *Submodela 1*, dok kao opterećenje imamo identičnu vrednost presurizacionog pritiska.

Vrednosti *SIF*-a koje su izračunate za *Submodel 3* su predstavljene na *Sl.135a - T.5.b.*, u nekoliko različitih formi: Grafički, dijagramski i tabelarno. Posmatrajući rezultate predstavljene u poslednje dve navedene forme, uočavamo obrazac odstupanja vrednosti prve konture dok se ostale gotovo u potpunosti poklapaju, dok, što se tiče same vrednosti *SIF*-a, pretpostavljamo da je ovoliko odstupanje maksimalnih vrednosti prve i druge prsline posledica blizine graničnih uslova. Naravno, vraćajući se na teoriju određivanja *SIF*-a, koja je obrađena unutar teorijske analize mehanike loma,

moramo postaviti pitanje sa kolikom sigurnošću možemo prihvatiti dobijene vrednosti, obzirom da ovaj slučaj, kako je to već pominjano ne možemo smatrati čistim režimom 1. Ipak, u uslovima koji su ovde primenjivani, može se reći da je pretpostavka prihvatanja režima 1 zadovoljavajuće prihvatljiva.



Sl.136a.:SIF za prslinu br.1 (Submodel 3)



Sl.136b.:SIF za prslinu br.2 (Submodel 3)

Length [mm]	SIFS (K1) Contour 1 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 2 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 3 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 4 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 5 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 6 [MPa·mm ^{^(0.5)}]
0.	310.78	351.66	351.65	351.74	351.78	351.81
4.8013e-002	308.61	349.76	349.97	350.09	350.11	350.16
9.742e-002	306.43	347.86	348.29	348.45	348.43	348.52
0.14554	300.7	342.07	342.72	342.92	342.89	342.98
0.19604	294.97	336.27	337.14	337.38	337.34	337.45
0.24894	288.11	328.13	328.79	329.06	329.12	329.16
0.29682	281.26	320.	320.44	320.75	320.89	320.87
0.34521	273.9	311.05	311.27	311.62	311.84	311.8
0.3953	266.55	302.1	302.1	302.5	302.79	302.74
0.44722	257.78	292.4	292.38	292.79	293.05	293.03
0.50012	249.	282.7	282.66	283.08	283.3	283.32
0.55177	239.53	272.63	272.67	273.06	273.26	273.27
0.60224	230.06	262.56	262.68	263.04	263.22	263.21
0.65137	221.34	252.23	252.56	252.87	253.07	253.02
0.69939	212.62	241.91	242.45	242.7	242.92	242.83
0.75155	204.58	231.39	231.95	232.17	232.39	232.26
0.80235	196.54	220.88	221.46	221.64	221.85	221.69
0.85162	187.3	209.72	210.03	210.17	210.33	210.16
0.89974	178.05	198.56	198.6	198.7	198.81	198.63
0.95207	169.99	189.4	189.22	189.22	189.29	189.12
1.0005	161.93	180.24	179.83	179.75	179.76	179.62
1.0523	159.05	176.97	176.51	176.37	176.37	176.24
1.1	156.16	173.69	173.19	173.	172.98	172.86

T.5a.:SIF za prslinu br.1 (Submodel 3)

Length [mm]	SIFS (K1) Contour 1 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 2 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 3 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 4 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 5 [MPa·mm ^{^(0.5)}]	SIFS (K1) Contour 6 [MPa·mm ^{^(0.5)}]
0.	152.93	170.66	170.63	171.09	170.86	170.78
4.8938e-002	154.34	172.57	172.61	173.07	172.86	172.79
9.736e-002	155.76	174.48	174.59	175.05	174.86	174.81
0.14857	160.	180.	180.17	180.58	180.45	180.42
0.19631	164.25	185.52	185.74	186.11	186.04	186.04
0.24599	169.82	192.32	192.44	192.76	192.76	192.74
0.29777	175.4	199.12	199.13	199.41	199.48	199.45
0.34797	180.99	205.04	205.08	205.36	205.44	205.41
0.39598	186.59	210.95	211.02	211.31	211.41	211.37
0.44566	191.8	216.31	216.61	216.89	216.98	216.96
0.49673	197.02	221.67	222.2	222.47	222.55	222.55
0.54947	201.32	227.02	227.55	227.84	227.91	227.95
0.60194	205.61	232.37	232.91	233.2	233.28	233.34
0.6529	209.97	237.58	238.01	238.36	238.43	238.52
0.70241	214.33	242.78	243.11	243.53	243.59	243.7
0.75053	219.06	247.69	248.2	248.62	248.69	248.79

0.80136	223.79	252.6	253.29	253.72	253.8	253.88
0.85312	227.66	256.76	257.5	257.86	257.96	258.
0.90277	231.54	260.92	261.71	262.	262.11	262.13
0.95051	233.78	263.1	263.59	263.8	263.88	263.86
1.0024	236.02	265.29	265.46	265.59	265.64	265.6
1.0513	236.67	265.75	265.73	265.83	265.86	265.79
1.1001	237.33	266.21	266.	266.06	266.07	265.98

T.5b.:SIF za prslinu br.2 (Submodel 3)

Proračun vrednosti *SIF*-a, koji je prezentovan iznad, (uključujući i verifikacioni model i *Submodel 3*), je izveden primenom *ANSYS*-ovog alata *Fracture Tools*. Međutim, u slučaju da želimo da izvršimo procenu ponašanja prslina kojima su pridružene ovako određene vrednosti faktora intenziteta napona, potrebno je da unutar ovog alata aktiviramo i opciju *SMART*, koja služi za simuliranje statičkog ili zamornog rasta prslina. Teorija koja se odnosi na ovu vrstu proračuna je već obrađivana unutar prethodnih tačaka, gde je rečeno da se ponašanje prslina pri statičkom opterećenju definiše preko kritične vrednosti *SIF*-a (za dati materijal), dok se u slučaju zamornog opterećenja lomne odlike uvode preko koeficijenta *Paris*-ove jednačine, koji su takođe odlika materijala.

Primenom pomenutog *SMART* alata dobijamo proračunske vrednosti elongacija prslina i broj ciklusa za koji se one postižu:

Prslina 1: dužina prslina (0,12019mm)

Prslina 2: dužina prslina (0,021668mm)

Broj ciklusa: 202

Posmatrajući dobijene vrednosti istih, uočavamo zaista minimalan rast obe prslina. Delom ovo možemo da pravdamo niskim vrednostima *SIF*-a, dok delom možemo reći da one potiču od blizine elemenata strukture koji na neki način ne dozvoljavaju njihovo bitnije širenje (obzirom da se analizirani otvor sa prslinama nalazi u zoni koja je relativno blizu okvirima i *shear tie*-ovima). Takođe, objašnjenje možemo tražiti i u ipak nerealnim uslovima testa, obzirom da bi dalje zamorno opterećivanje ovakve strukture sigurno izazvalo generisanje inicijalnih prslina i u drugim otvorima, što softver nije u stanju sam da generiše, već se inicijalne prslina moraju eksplicitno prvo uvesti geometrijski u svaki otvor, nakon čega tek može da sledi testiranje njihovog ponašanja. Dakle, ove dve inicijalne prslina, same po sebi, nisu u stanju da generišu bitniji pad nosivosti testiranog spoja.

8.4.4. Procena varijacije zamornog veka u funkciji od parametra debljine

Oplata	Okvir	Stringer	Shear Tie	Vek Oplata	Vek Stringer	Vek Shear Tie	Težina kg (Model 1)
1,1	0,74	0,7	0,74	149.220	193.150	173.370	24,451
1,09	0,74	0,7	0,74	139.110	182.010	171.590	24,316
1,11	0,74	0,7	0,74	159.940	204.840	175.290	24,585
1,1	0,73	0,7	0,74	149.560	193.440	166.800	24,401
1,1	0,75	0,7	0,74	148.870	192.870	180.150	24,5
1,1	0,74	0,69	0,74	146.370	184.840	174.980	24,397
1,1	0,74	0,71	0,74	152.110	201.690	171.830	24,504
1,1	0,74	0,7	0,73	149.350	193.260	160.090	24,42
1,1	0,74	0,7	0,75	149.080	193.040	187.760	24,481

T.6.: Zamorni vek u funkciji od promene debljine elemenata strukture

U okviru *T.6.*, je dat pregled promene debljine svih elemenata strukture za vrednost $\pm 0,01$ mm, u cilju procene uticaja variranja pomenute vrednosti strukture na njen zamorni vek, kao i na vek ostatka strukture. Isti je sproveden istovremeno kroz glavni model i sve njegove submodule, primenom identične mreže. U tom smislu, prirodno je bilo za očekivati da će svako variranje debljine određenog elementa pokazati najveći uticaj upravo na zamorni vek te strukture. Međutim, uočljiva su bila i neka iznenađenja, tipa, da je najveće odstupanje (i u smanjenju i u povećanju) zamornog veka stringera, bilo posledica variranja debljine oplata, a ne samog stringera. Takođe, uočavamo i da je najveći uticaj na dužinu zamornog veka *shear tie*-a, pored varijacije njegove debljine, imao i uticaj okvira, dok, što je vrlo interesantno, promena debljine *shear tie*-a, gotovo da uopšte nije uticala na zamorni vek oplata. Ova poslednja konstatacija se verovatno dobrim delom može objasniti i time da je zamorni vek oplata ispitivan na modelu (*Submodelu 2*) koji nije direktno uključivao prisustvo *shear tie*-a, već je uticaj istog mogao samo indirektno da se prenese iz prethodnog modela (*Submodela 1*), u vidu graničnih uslova.

8.5. Model B737

Trup modela *B737* je predstavnik tzv. *floating* projektnog koncepta, što znači da je kod njega ostvarena posredna veza između oplata i okvira pomoću *clip* elementa. Egzaktne mere ovog modela trupa su, u poređenju sa *A320*, u velikoj meri bile poznate i iste su preuzimane iz izvora koji su već navođeni u prethodnoj tački. Takođe, pre nego što se pređe na analizu ovog trupa, potrebno je navesti i da je isti bio izuzetno rogovatan, što ga je činilo prilično nezgodnim za rad. Ipak, obzirom na njegovu složenost, zatim, primenu dve vrste materijala, kao i prisustvo *floating* veze, isti je davao dosta lošu raspodelu i deformacije i napona, odn. maksimalna vrednost deformacije se neočekivano našla u zoni otvora podužnog spoja.

Broj elemenata/čvorova, odn. debljine elemenata strukture koje su korišćene unutar proračuna su sledeće:

B737 Next Generation:

- *Model 1:* 561.920 čvorova, 174.965 elemenata.
- *Submodel 1:* 239.632 čvorova, 75.835 elemenata.
- *Submodel 2:* 62.056 čvorova, 19.981 elemenata.
- *Submodel 3:* 48.730 čvorova, 25.990 elemenata.
- Oplata (0,85mm); *Waffle* dabler (0,85mm); Okvir (0,78mm); Stringer (0,72mm); *Clip* (0,87mm).

B737 Classic:

- *Model 1:* 481.398 čvorova, 148.535 elemenata.
- *Submodel 1:* 256.888 čvorova, 81.855 elemenata.
- *Submodel 2:* 18.919 čvorova, 5.854 elemenata.
- *Submodel 3:* 99.013 čvorova, 54.519 elemenata.
- *Submodel 4:* 25.797 čvorova, 8.069 elemenata.
- Oplata (0,87mm); *Waffle* dabler (0,87mm); Okvir (0,7mm); Stringer (0,7mm); *Clip* (1mm).

8.5.1. Model B737 Next Generation

Struktura modela *B737 NG* je izvedena iz modela *B737 Classic*, i od nje se ne razlikuje u naročito velikom obimu. U meri u kojoj su informacije u vezi ova dva derivativa bile dostupne, poznato je da je njihova najbitnija razlika prisustvo još jednog *tear strap*-a između dva okvira kod *Classic*-a, mada postoji i izvesno odstupanje po pitanju debljine oplata. Takođe, ovde je bitno navesti i da je nepoznato, (u slučaju ova dva modela), na koji način se menja geometrija stringera (tj. visina i debljina) u zavisnosti od njegove relativne pozicije, obzirom da ovaj model ima četiri preklapne

podužne veze. Iz tog razloga rezultate koji se odnose na analizu stringera, a direktno su povezani sa ovom informacijom, treba prihvatiti sa izvesnom rezervom.

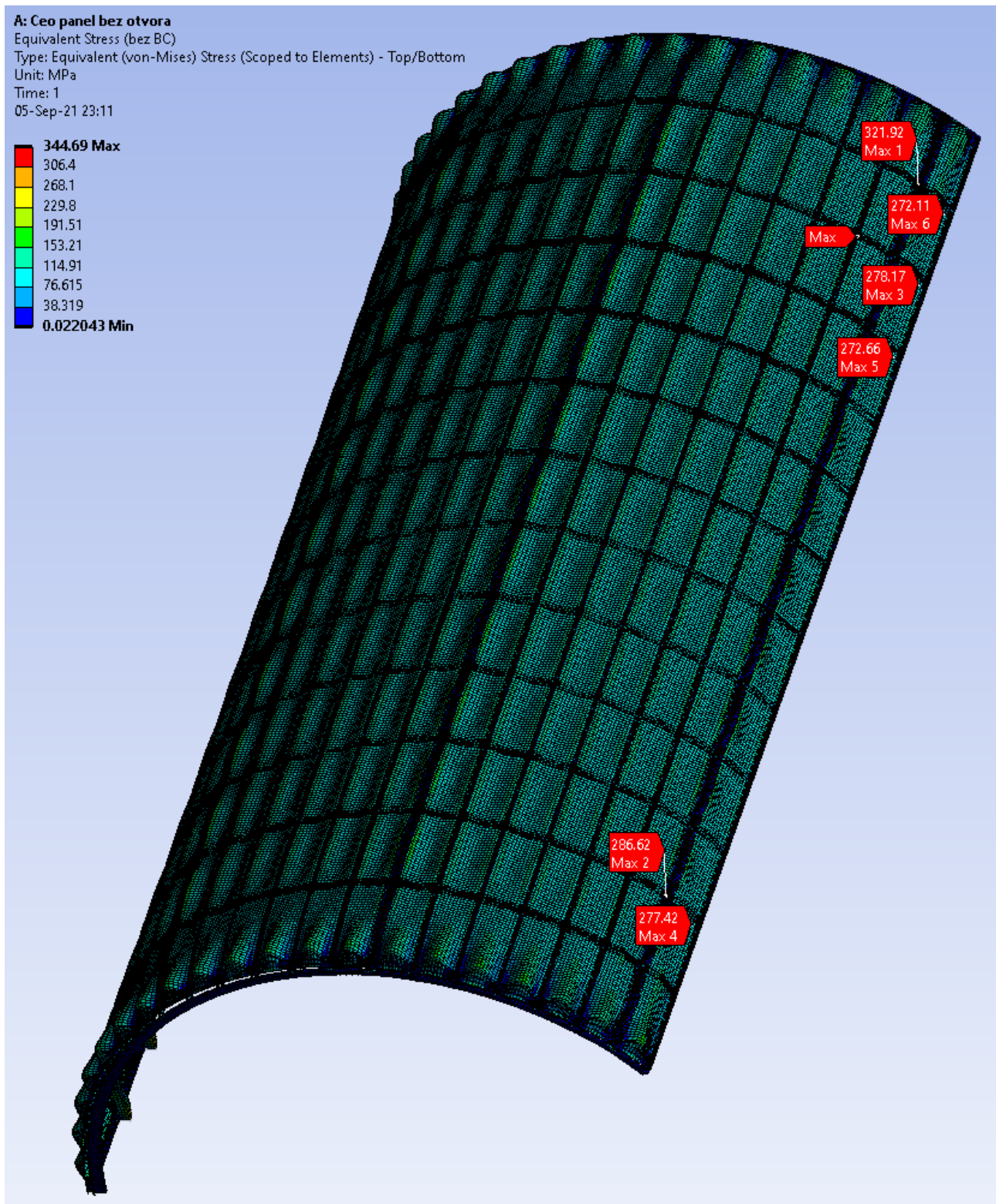
8.5.1.1. ANSYS Static Structural: Procena naponsko-deformacionog stanja

Razmatrajući geometriju oba derivativa modela *B737*, prvo što nam upada u oči jeste njegova složenija geometrija koja se odnosi ne samo na značajno veće gabarite, nego i na veći broj tipova sastavnih elemenata koji su korišćeni u ovoj analizi, obzirom na ovde prisutno rešenje oplata koja nije monolitna kao kod *A320*, već sadrži i džepove koji su dobijeni procesom hemijskog glodanja, a koji su nekako morali biti aproksimirani. Kao što je to već pominjano u prethodnim pasusima, ovakvo rešenje oplata je u najvećem broju analiza razdvojeno na dva (bondovana) dela.

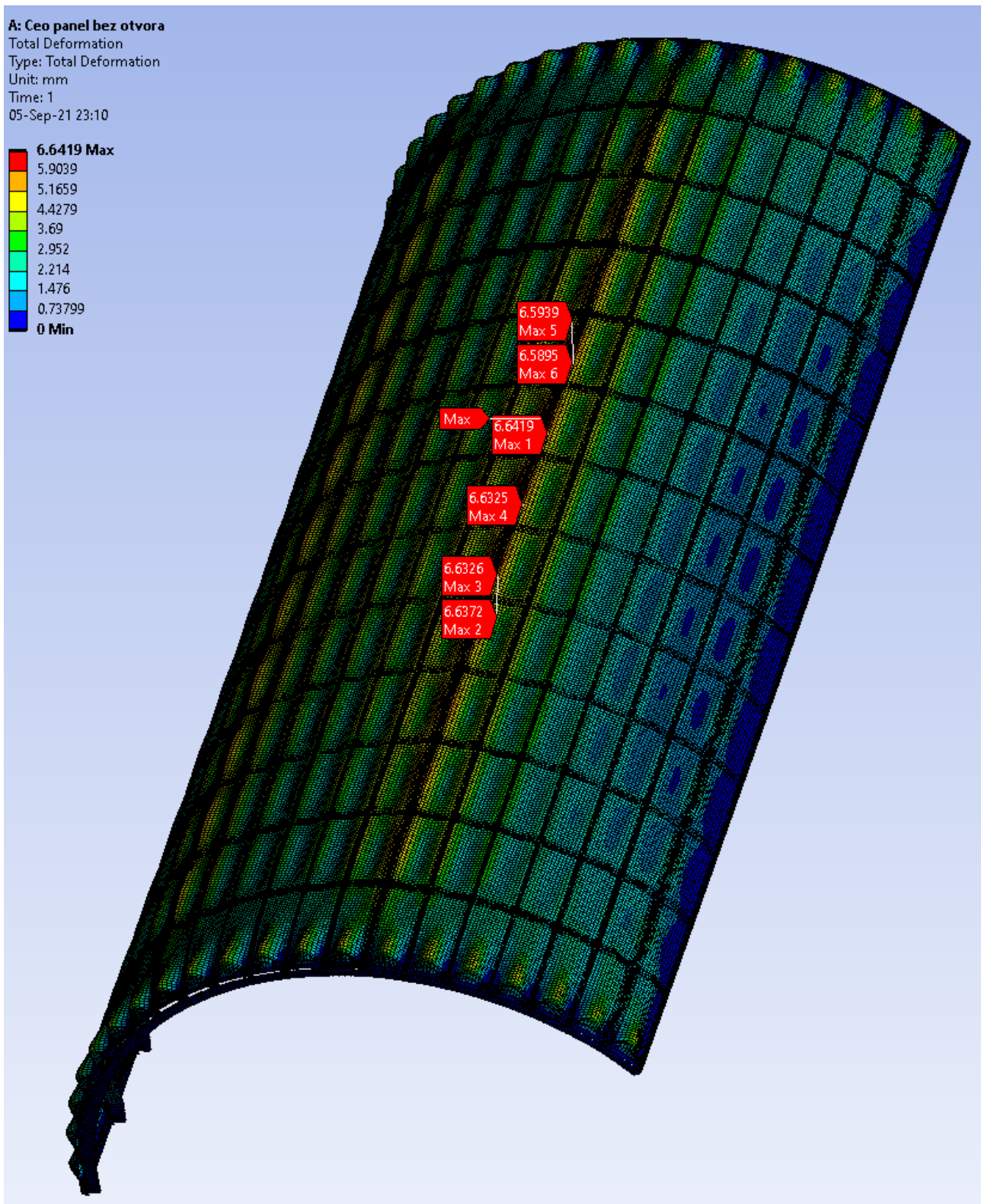
Što se tiče samih proračunskih vrednosti dobijenih u ovoj analizi, najveća sumnja u ispravnost dobijenih rezultata je nastala nakon registrovanja vrlo nepravilne raspodele deformacije koja nije ni približno bila očekivana, pogotovo kada se ona upoređi sa rezultatima dobijenim analizom ljske trupa *A320*. Ovde svakako treba napomenuti da je koncept orijentacije ravni uredno proveren unutar *SpaceClaim*-a, kao i eventualne automatski generisane bondovane veze, stoga ovde ne postoji sumnja da je struktura izložena delovanju pritiska pogrešnog usmerenja. Takođe, i ovde je dobijeni vizuelni prikaz uvećan $\times 20$, kao i u slučaju analize *Airbus*-ovog trupa. Dakle, konkretno analizirajući *Sl.137.-138.*, uočavamo da se oplata sasvim neočekivano uleže ka unutra, dok se maksimalna deformacija javlja u zoni gornjeg preklopnog spoja (unutar koga još nisu ni uvedeni otvori!), i to sa bitno višim vrednostima u poređenju sa modelom *A320*, što već daje neki vid indicije o problematičnosti ovog spoja na potezu stringera *4S*, koji nam je kao lokacija vrlo problematičnog naponsko-deformacionog polja već poznat iz teorijskog dela ove disertacije. Inače, maksimalni naponi čije su vrednosti eksplicitno predstavljene na upravo pomenutoj slici (*Sl.137.*), pripadaju *clip*-ovima i zoni u blizini graničnih uslova okvira.

Razmatrajući dalje na koji način se vrši naponsko-deformaciona raspodela unutar pojedinačnih struktura ovakog rešenja, uočavamo da u slučaju okvira (*Sl.139.*) imamo istu problematičnost po pitanju neadekvatno primenjenih graničnih uslova, što ponovo povlači zaključke identične onima koji su izvedeni u slučaju modela trupa *A320*.

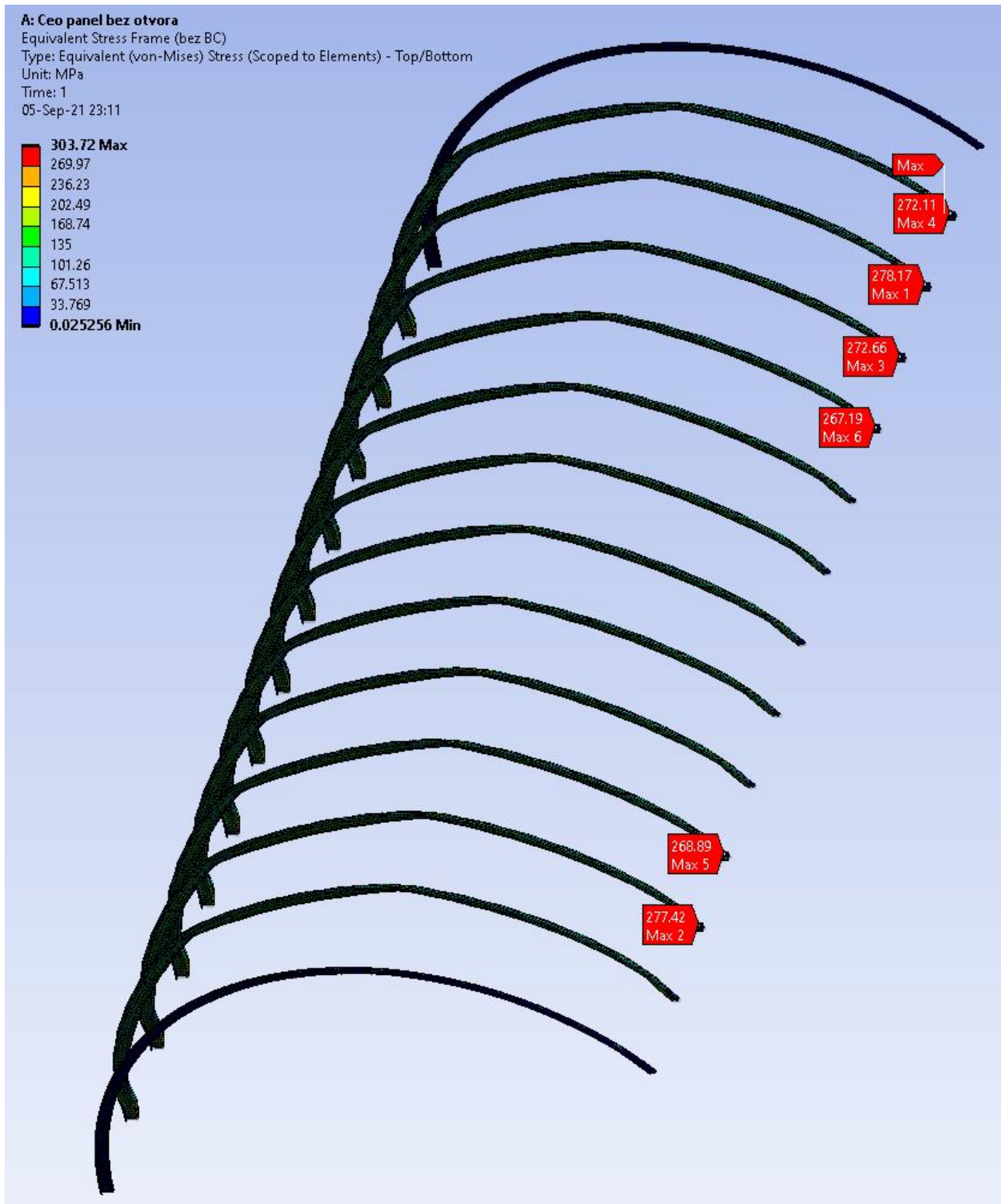
Na sledećoj slici (*Sl.140.*) koja predstavlja raspodelu napona oplata ljske, možemo uočiti dve zone deformacije, tj, zonu uz granične uslove, koja daje raspodelu koja bi bila očekivana i koja oplatu koja je izložena presurizacionom opterećenju deformiše ka napolju, i ostatak oplata, gde je ista deformisana ka unutra. Povezujući ovako uočene dve zone deformisanja sa podacima uočenim na *Sl.141.*, možemo postaviti teoriju da je neočekivana deformacija oplata posledica deformacije *waffle* dablara, kod kog vidimo da se deo mreže koji se nalazi ispod okvira deformiše ka unutra, vukući za sobom i oplatu u istom smeru. Dakle, razlog iz kog se oplata deformiše ispravno samo u zoni graničnih uslova, leži u tome što je u tom slučaju *waffle* dabler fiksiran baš u zoni u kojoj se on unutar ostatka strukture deformiše suprotno očekivanom smeru.



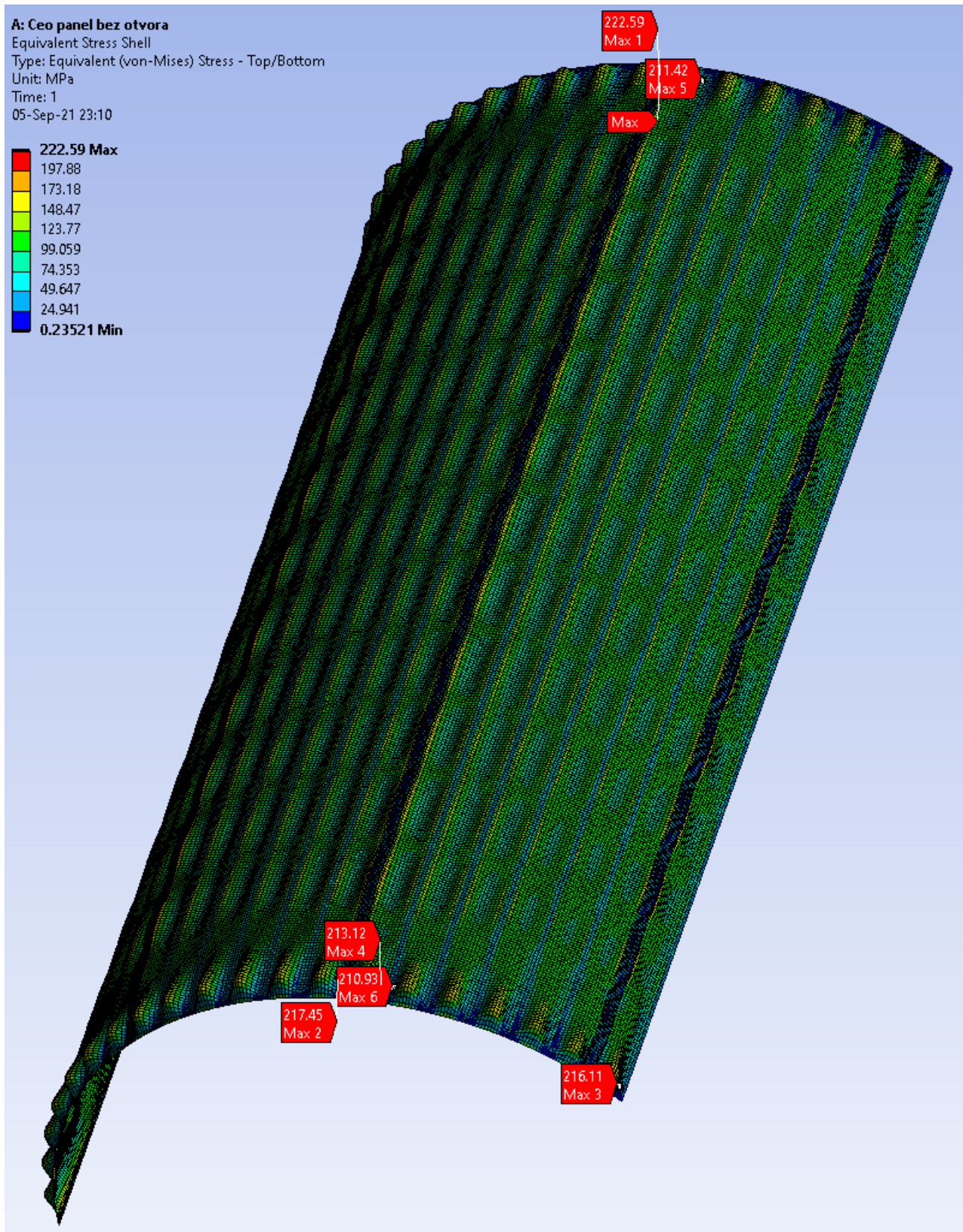
Sl.137.: Von Mises-ov napon gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



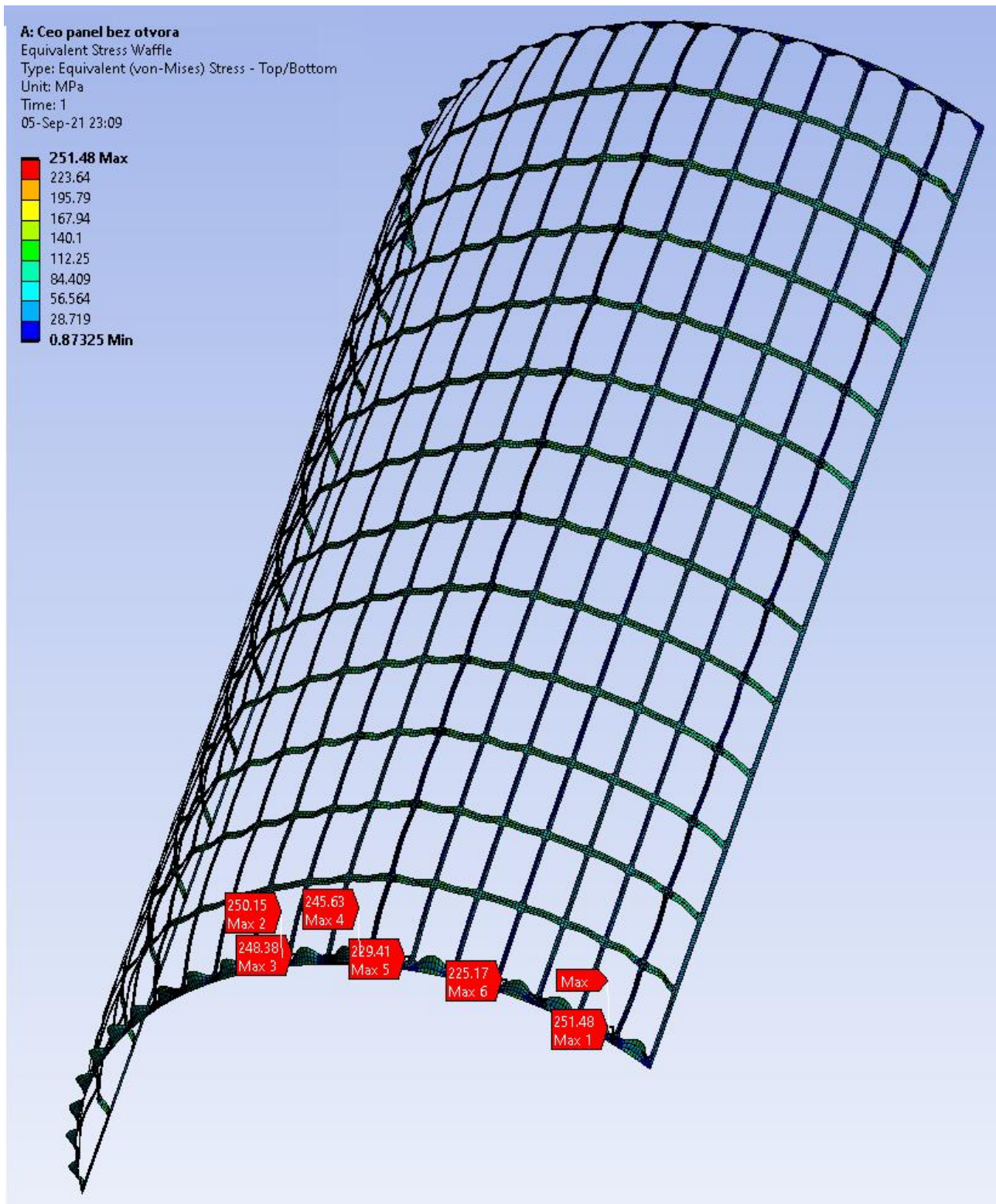
Sl.138.: Totalna deformacija gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1)



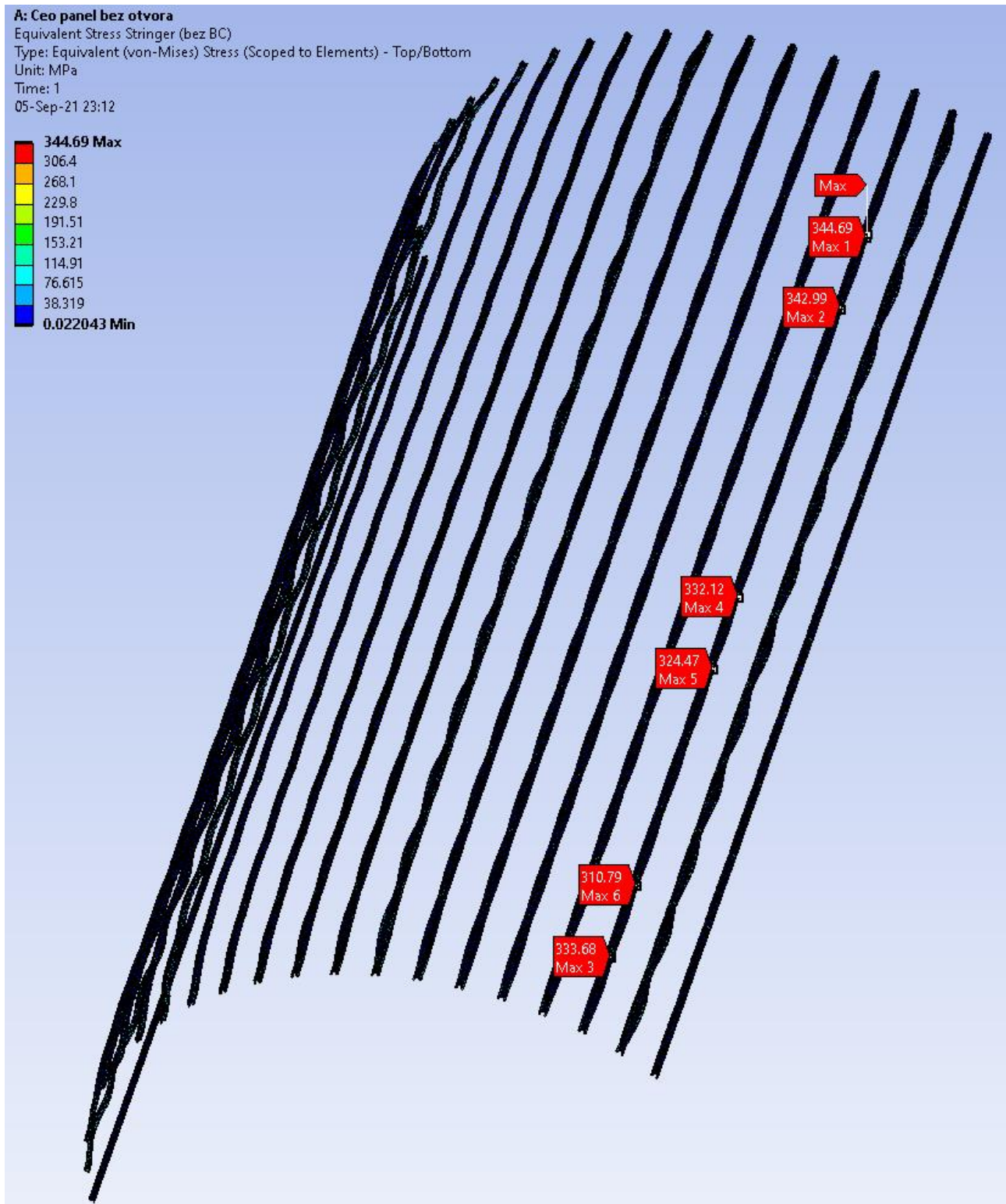
Sl.139.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



Sl.140.: Von Mises-ov napon unutar oplata gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1)



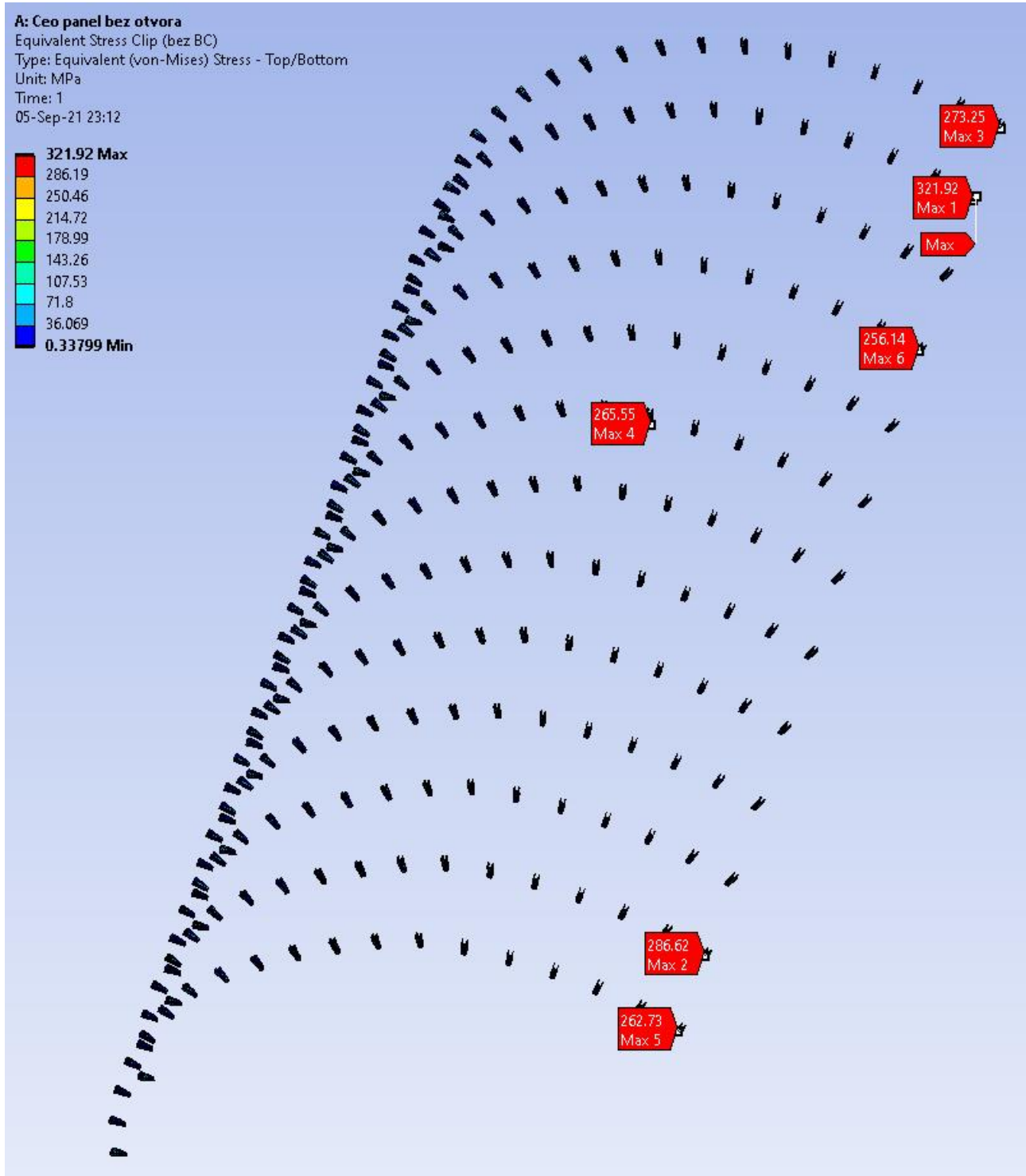
Sl.141.: Von Mises-ov napon unutar waffle dablера gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1)



Sl.142.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Što se tiče napona koji se generišu unutar stringera ovog modela (Sl.142.), iste treba shvatiti uslovno, iz razloga koji su navedeni na početku ove tačke, obzirom da je u fazi projektovanja ovog modela bila poznata samo geometrija stringera koji se nalazi u najvišoj tački ljuske, pa su za slučaj

oplate koja se sastoji iz tri dela, stringeri prilagođavani istoj samo tako što je njihova visina skraćivana, bez povećanja debljine. Stoga se možda može smatrati da je adekvatno obrazloženje pojave maksimalnog napona na stringeru koji se nalazi u neposrednoj blizini zone preklopa upravo pomenuti razlog.



Sl.143.: Von Mises-ov napon unutar clip-ova gornje ljuske strukture B737 NG (Model 1) sa uklonjenim elementima koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Takođe, što se tiče analize *clip*-ova, koja je ovde predstavljena na *Sl.143.*, uočavamo da u slučaju istih maksimalne napone imamo na mestu podužnog spoja na potezu *10S*, što je možda malo slabije uočljivo, obzirom da je red *clip*-ova koji pripadaju graničnim uslovima ovde eliminisan iz proračuna.

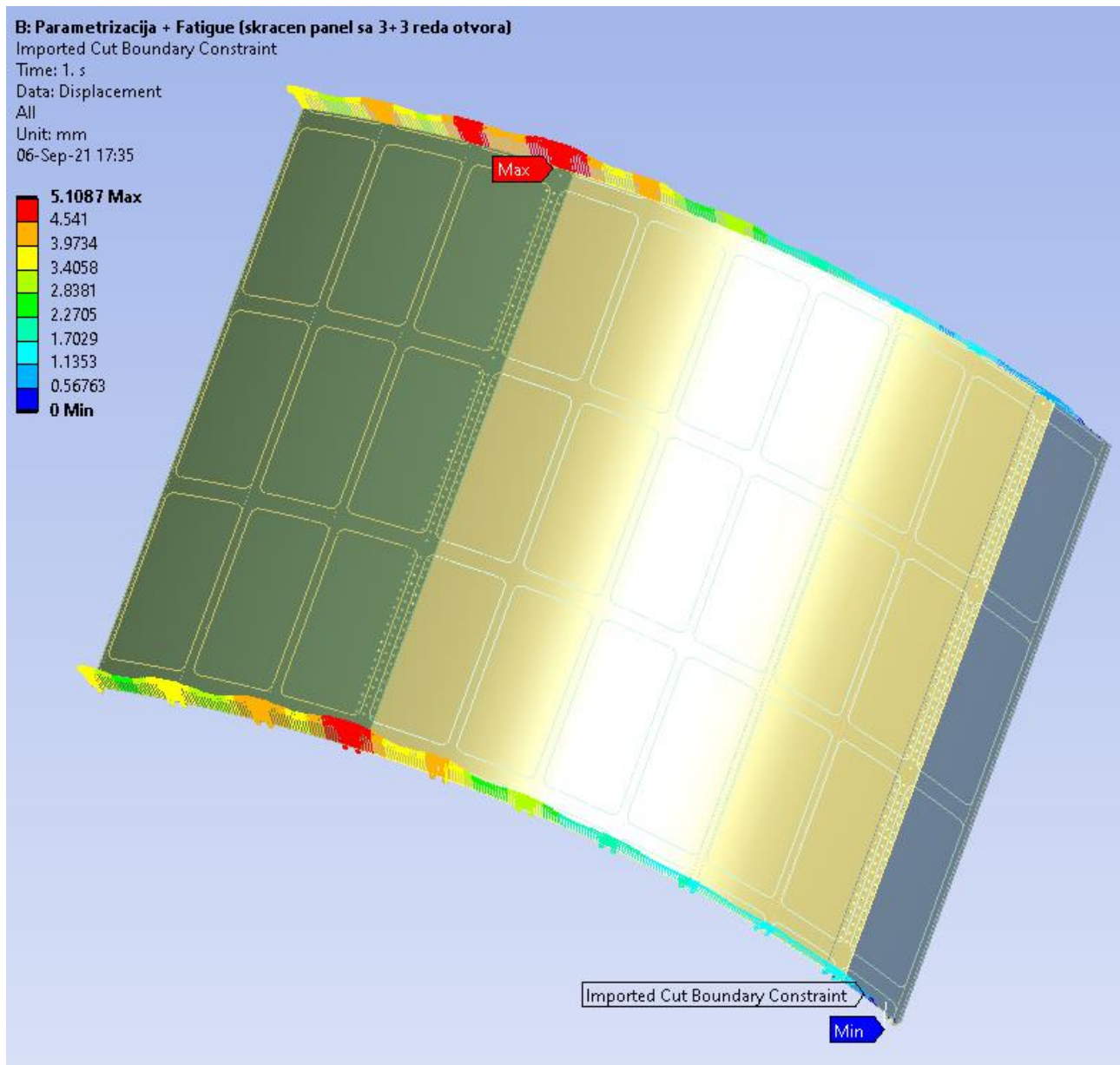
U svakom slučaju, ovde bi bilo preporučljivo proveriti i eventualnu pojavu singulariteta usled malih radijusa prisutnih na stringerima, kao i složenoj uzajamnoj vezi *clip*-ova i stringera, koja zahteva jednu posebnu analizu koja bi bitno premašila očekivani obim ove disertacije. Takođe, ovde je potrebno izvršiti i još jedan osvrt na proces eliminacije elemenata mreže koji se nalaze u direktnom kontaktu sa fiksirajućim graničnim uslovima iz razloga što je tok eliminacije istih naknadno izazivao drastičan skok napona u zoni malih radijusa stringera, na mestu gde su oni vezani sa *clip*-ovima, a čije su vrednosti bitno premašivale vrednosti napona uočenih u zoni graničnih uslova (što je unutar uvoda već definisano kao problem). Iz pomenutog razloga, ovde još jednom treba podvući da je u slučaju i stringera i *clip*-ova potrebno izvršiti dodatnu proveru adekvatnosti njihovih mreža, uz napomenu da je ovde to kao mogućnost u potpunosti iskorišćeno, obzirom da su primenjivane one vrednosti koje su sami kapaciteti i računara i paketa (za ovako gabaritan model) diktirali.

8.5.1.2. ANSYS Static Structural/Fatigue Tool: Procena zamornog veka neoštećene strukture

Unutar ove tačke ćemo izvršiti analizu daleko bitnijeg modela, koji je ovde definisan kao *Submodel 1*, i koji, kao i u slučaju modela *A320*, sadrži otvore za zakivke, koji su kod ovog modela postavljeni u tri reda. Postupak generisanja ovog modela je, baš kao i u prethodnim analizama, podrazumevao isecanje iz prethodnog globalnog modela (*Modela 1*) i prihvatanje vrednosti deformacija u zoni isečka kao graničnih uslova novog modela (*Submodela 1*), *Sl.144.* Naravno, i ovde su uočljive dosta visoke vrednosti deformacija, ali koje su u skladu sa istim unutar *Modela 1*. Isto se odnosi i na njihovu lokaciju.

Posmatrajući dalje vrednosti naponsko-deformacionog polja *Submodela 1*, koji u odnosu na prethodni ima finiji *mesh* i zonu sa trostrukim redom otvora u zoni oba preklopna spoja (*4S* i *10S*), uočavamo da se ovde dobijeni rezultati (*Sl.145.-146.*) razlikuju u odnosu na one dobijene kod *Modela 1* u smislu da su maksimalni naponi koncentrisani duž spoja *10S* i sa obe strane spoja *4S*. Poreklo ovih napona će biti tumačeno posmatranjem raspodela istih u slikama koje slede. Što se maksimalne deformacije tiče (*Sl.147.-149.*), ona je i ovaj put u zoni spoja *4S*, ali sa višim vrednostima, što se može objasniti dodatnim oslabljenjem strukture uvođenjem otvora, s tim da se ovde mora podvući da se maksimalne vrednosti nikako ne bi smele naći tu gde jesu.

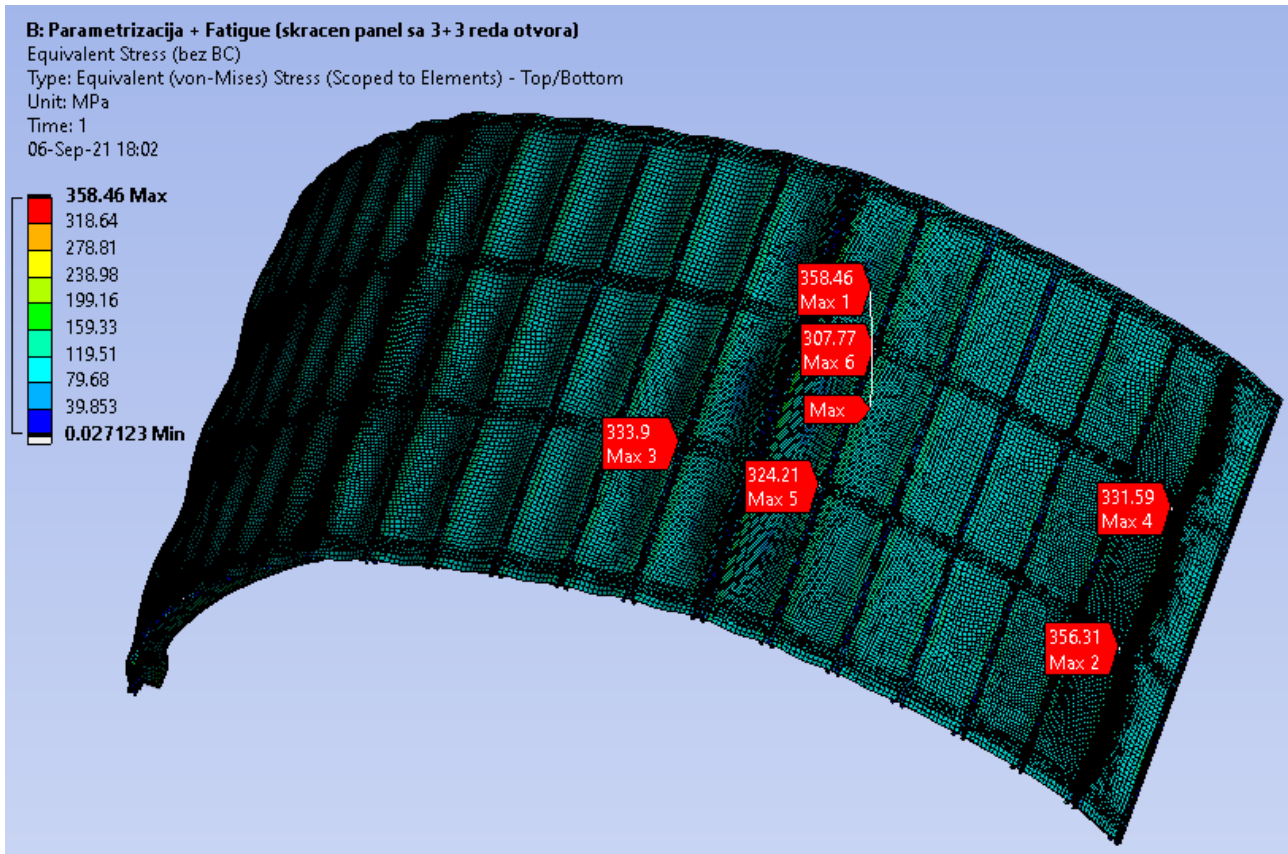
U daljoj analizi ćemo se pozabaviti posmatranjem naponsko-deformacionih polja pojedinačnih elemenata ove ljuste, kao i analizom njihovih zamornih odlika. U tom smislu, prvo ćemo protumačiti napone koji se generišu na oplati, koji su predstavljeni na *Sl.150.*, a ista nedvosmisleno ukazuje da se svih šest najviših vrednosti napona nalazi u zoni otvora duž spoja *4S*, postavljajući ovde pitanje svrsishodnosti postojanja takvog spoja, sem ako je u pitanju nemogućnost izrade većeg panela. Ako ovu analizu kombinujemo sa narednom slikom (*Sl.151.*) koja daje pregled maksimalnih napona eksplicitno unutar otvora, zaključujemo da se najviši naponi na oplati generišu u okolini otvora, koji doduše u ovom slučaju nisu dodatno opterećeni pritiskom, ali nam daju određenu indikaciju o ugroženosti čitave zone spoja povišenim naponima a ne samo zone unutar otvora, koja bi sigurno u slučaju opterećenih otvora bila značajno veća. Dodatna analiza ponašanja ovog spoja će biti predstavljena u narednoj tački, a ovde će samo biti konstatovano da je zona otvora i u ovom slučaju opterećenija u slučaju podužnog spoja ispod stringera *4S*.



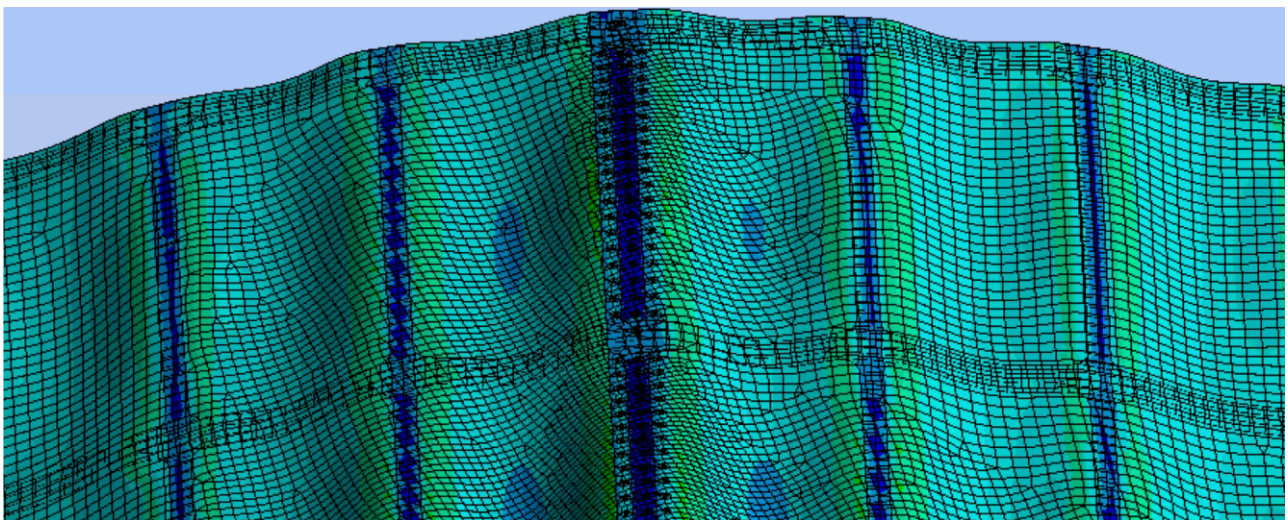
Sl.144.: Granični uslovi Submodela 1 importovani u formi deformacija sa Modela 1 gornje ljuske strukture B737 NG

U nastavku analize, na Sl.152.-153., imamo predstavljenu raspodelu napona unutar *waffle* dablера, gde se jasnije može uočiti ono što je već pominjano kao neočekivani smer deformisanja segmenata ispod okvira. Iako ovi naponi, sa maksimalnim vrednostima koje se (očekivano) nalaze u zoni poteza 4S, ne pripadaju grupi visokih napona, ovde bi zaista trebalo postaviti pitanje svrsishodnosti postojanja ovakve mere zaštite trupa od pojave eksplozivne dekompresije, obzirom da postoji osnovana sumnja da prisustvo *waffle*-a generiše dodatno naponsko-deformaciono polje koje ne bi ni bilo prisutno u slučaju njegovog izuzeća.

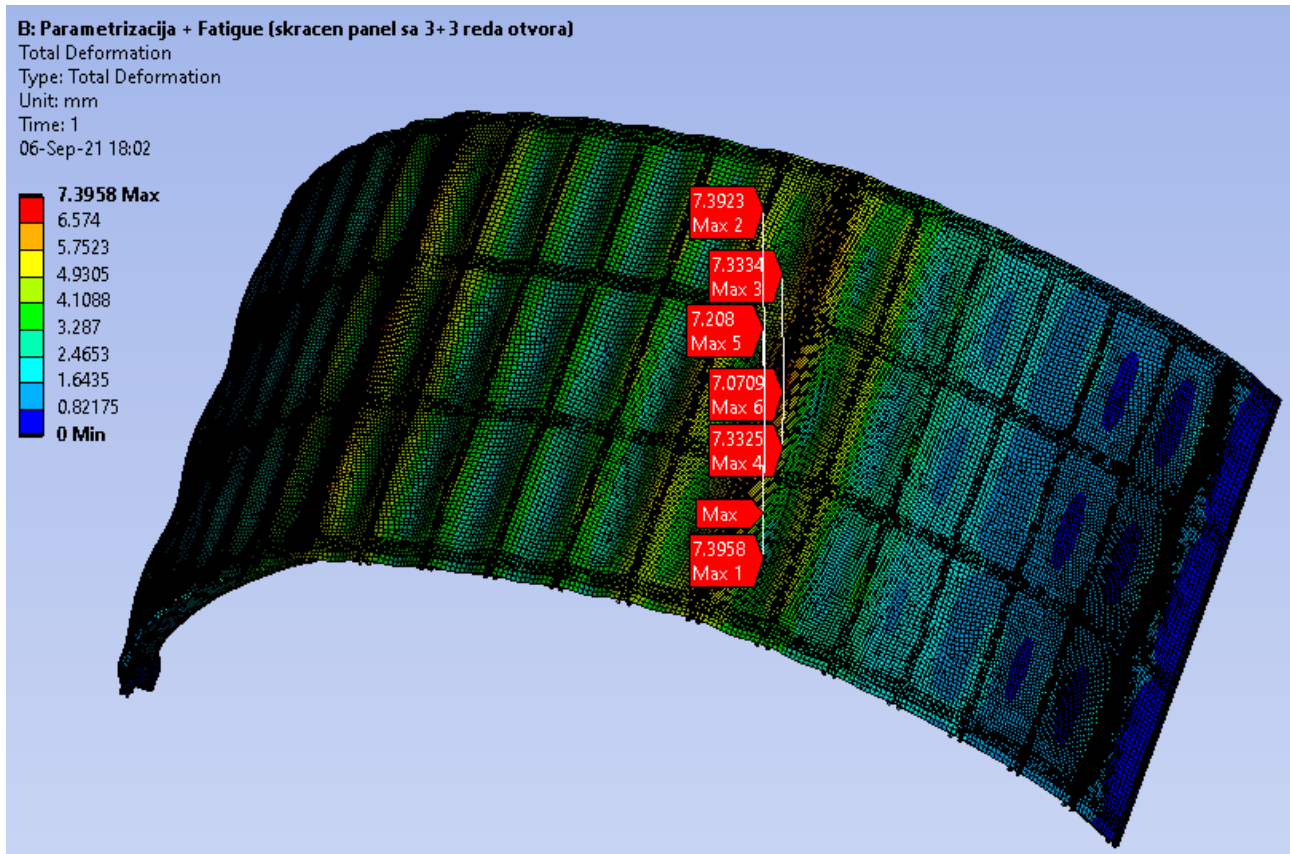
Takođe, ovde će samo u vidu konstatacije, bez eksplicitnog dokazivanja (obzirom na zahtevani obim ove disertacije) biti navedeno da je u procesu projektovanja ove strukture konstatovano da širina zidova ovog dablера igra veoma bitnu ulogu u vrednostima naponsko-deformacionog polja ove ljuske. Inače, ono što je poznato kao eksplicitan podatak u vezi *waffle* dablера je da je on u zoni ispod



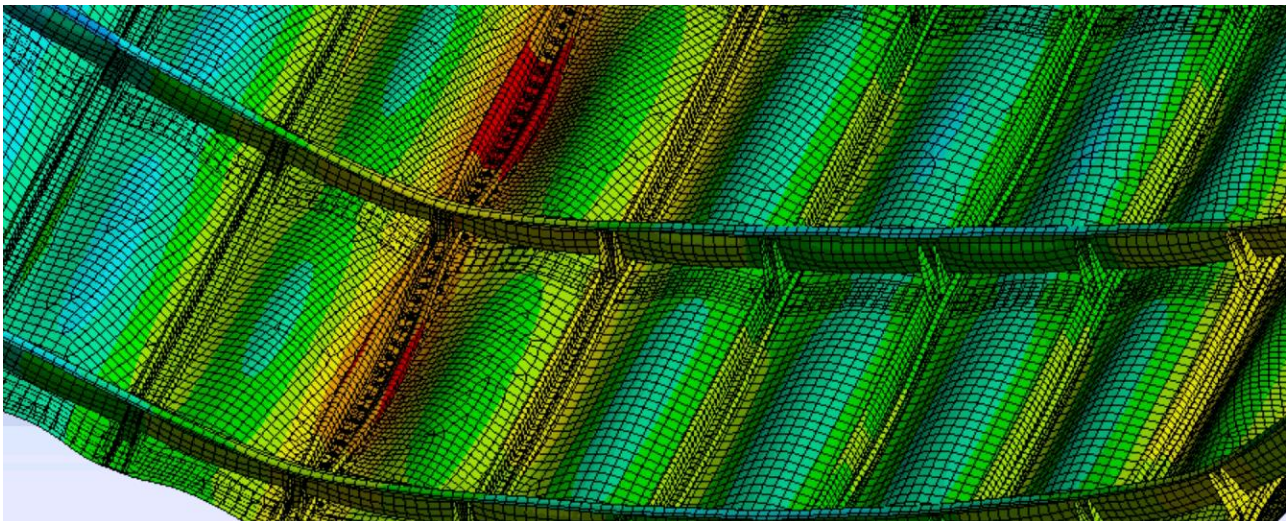
Sl.145.: Von Mises-ov napon unutar gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



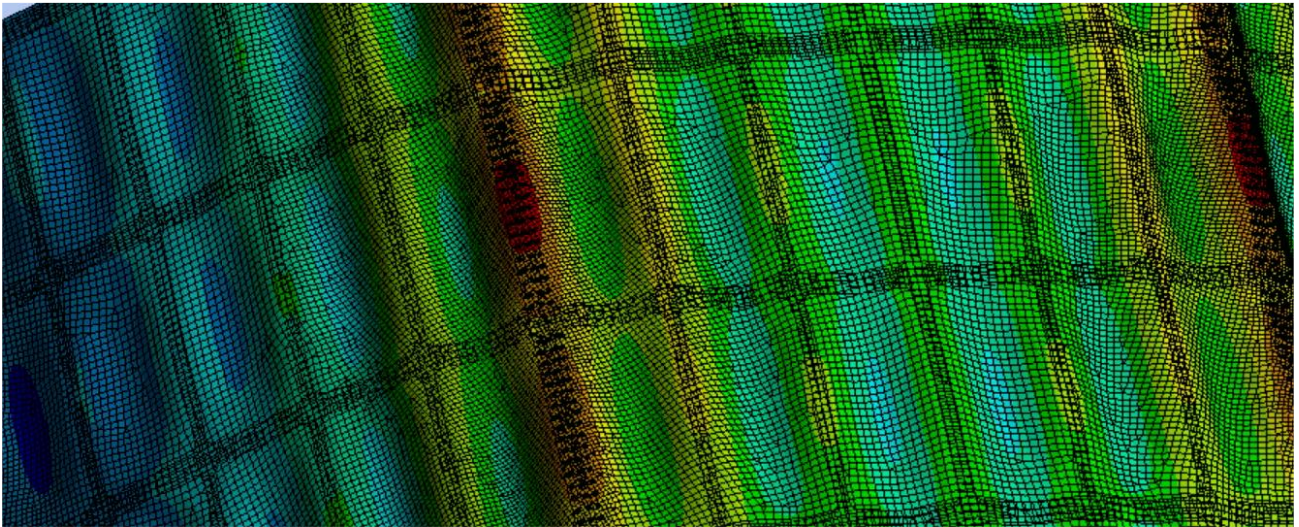
Sl.146.: Von Mises-ov napon unutar gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) – detalj



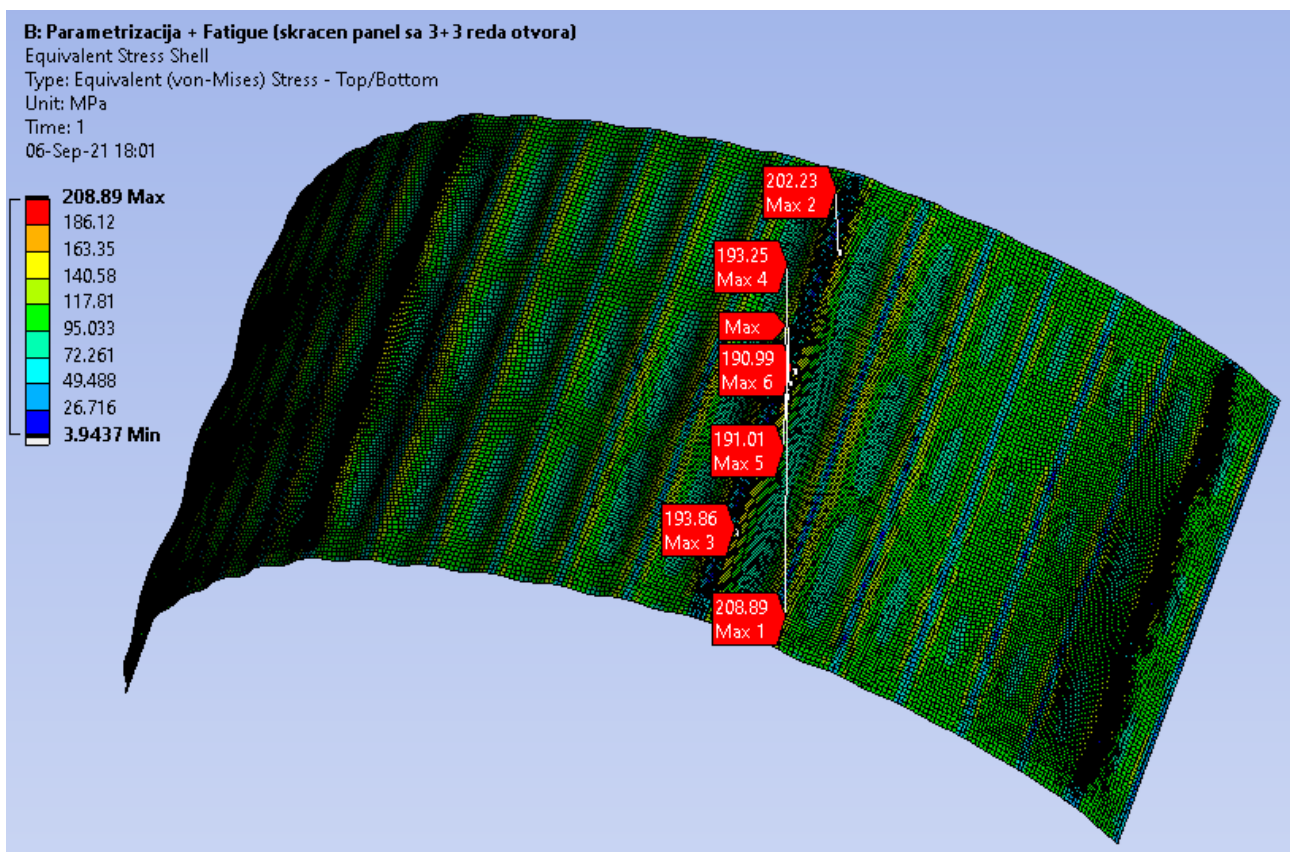
Sl.147.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1)



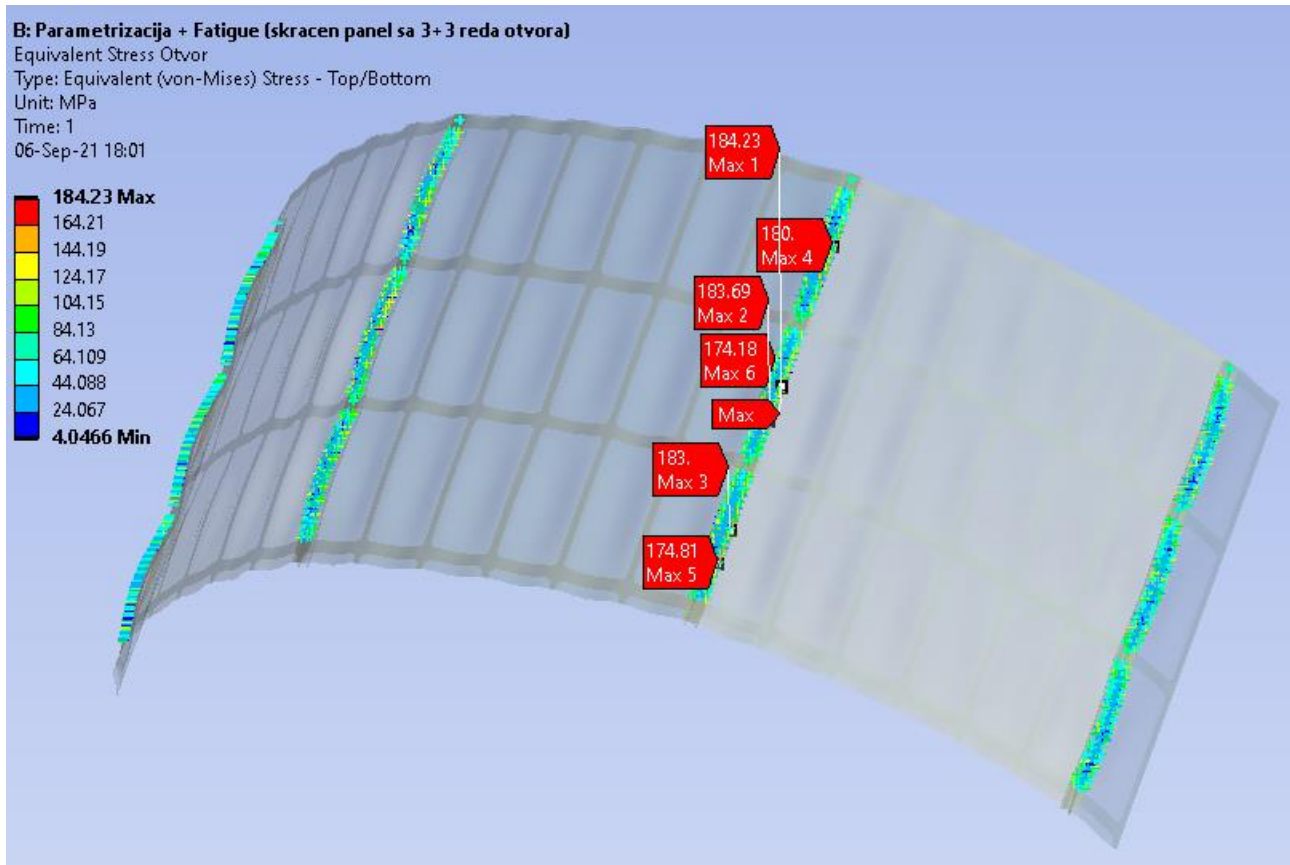
Sl.148.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) – detalj



Sl.149.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) – detalj



Sl.150.: Von Mises-ov napon unutar oplata gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1)



Sl.151.: Von Mises-ov napon unutar otvora gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1)

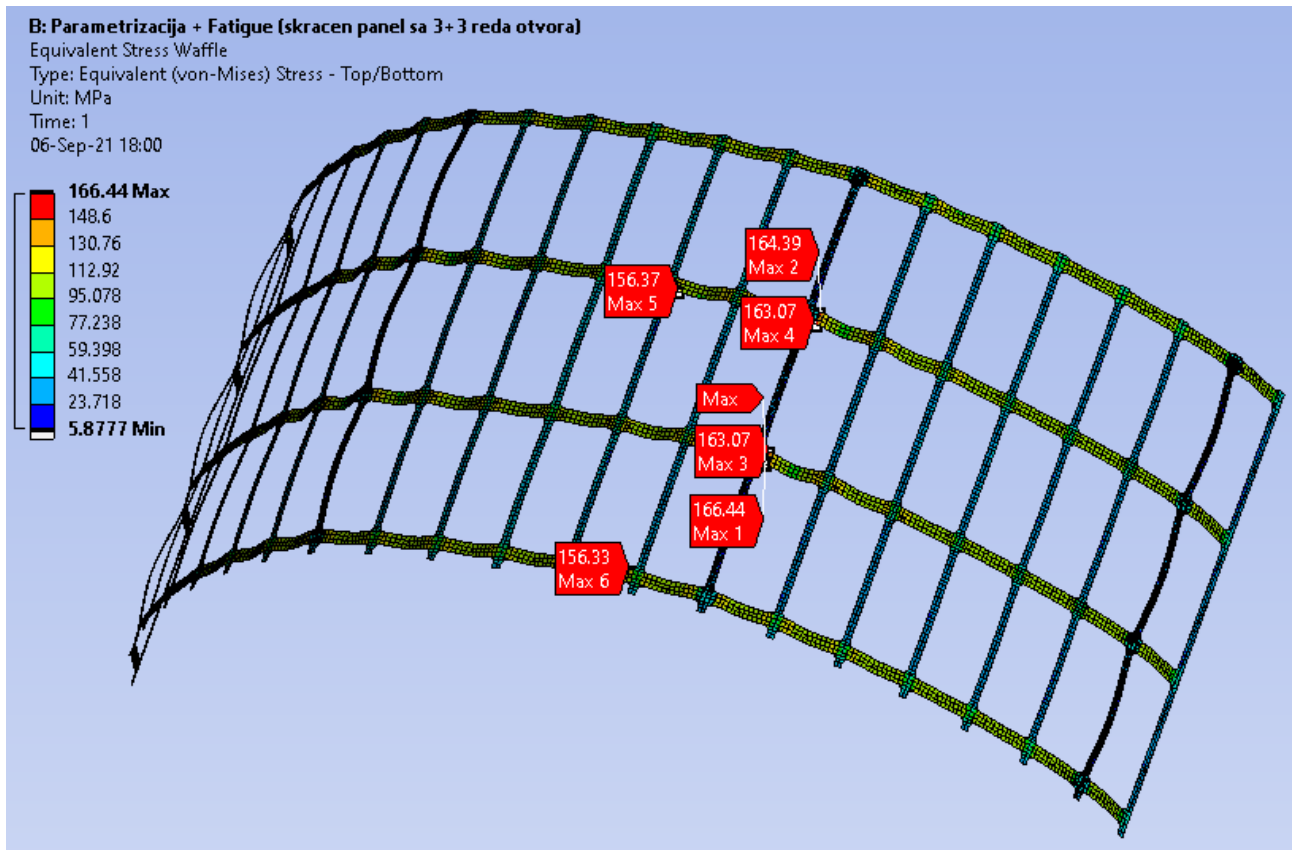
stringera širok 1 inč [61], dok je širina istog u zoni ispod okvira procenjena okvirno 3 puta šire od pomenute mere.

Analizirajući dalje kapacitete *Submodela 1*, prelazimo na *Sl.154.* koja razmatra raspodelu napona na stringerima i na osnovu koje možemo da konstatujemo da su se vrednosti maksimalnih napona u odnosu na prethodno razmatrani model (*Model 1*), „preselile“ na susedni stringer, naravno, usled uvođenja otvora unutar istih. Ovde takođe treba ponovo navesti da su svi delovi strukture (sem hemijski glodane oplata), napravljeni od legure 7075-T6, koja ima bitno višu zateznu čvrstoću u odnosu na leguru 2024-T3, stoga pripadajući zamorni vek za ovde analizirane stringere iznosi:

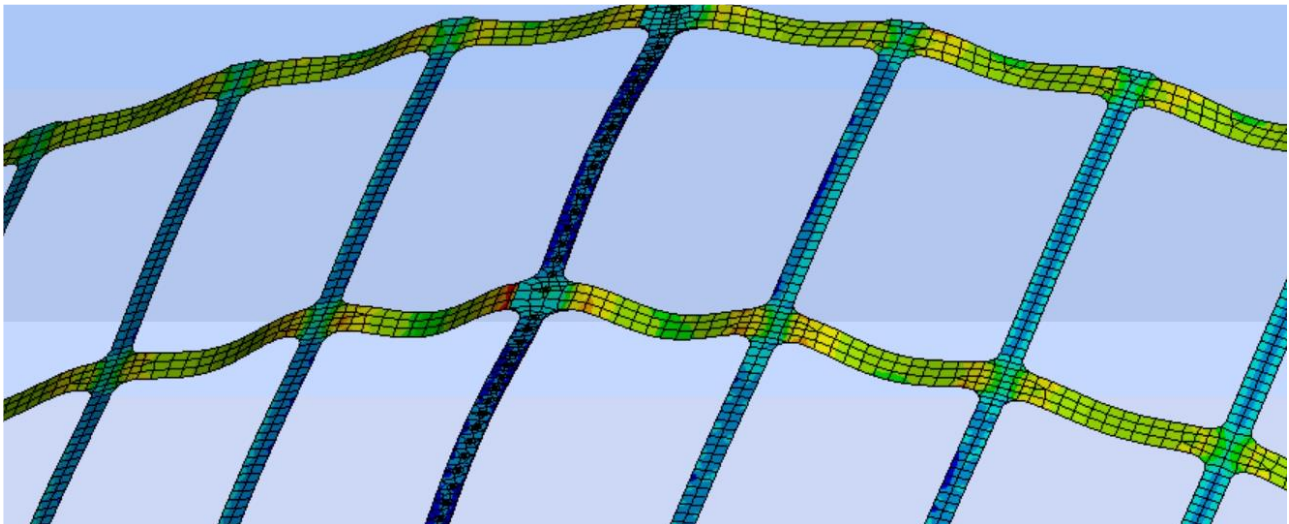
- Zamorni vek stringera: 147.540 ciklusa.

Naredna slika *Sl.155.*, razmatra raspodelu *von Mises*-ovih napona generisanih na *clip*-ovima. Posmatrajući iste uočavamo da su maksimalne vrednosti raspoređene u zoni oko preklopnog spoja 4S, što je već i konstatovano pri analizi raspodele napona celokupnog *Submodela 1*. Vrednost zamornog veka procenjena u pomenutim uslovima iznosi:

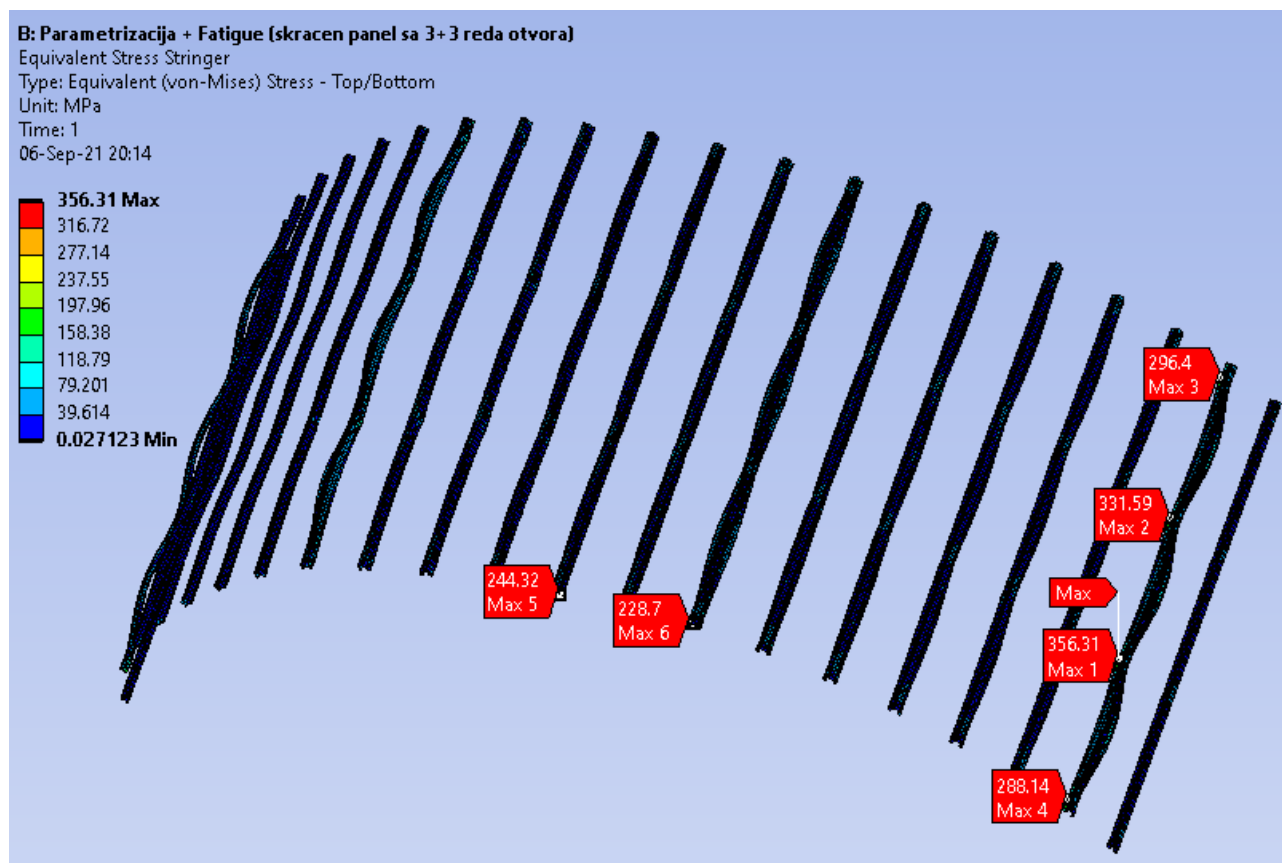
- Zamorni vek *clip*-a: 135.810 ciklusa.



Sl.152.: Von Mises-ov napon unutar waffle dablера gornje lјuske strukture B737 NG (Submodel 1)



Sl.153.: Von Mises-ov napon unutar waffle dablера gornje lјuske strukture B737 NG (Submodel 1)
 – detalj



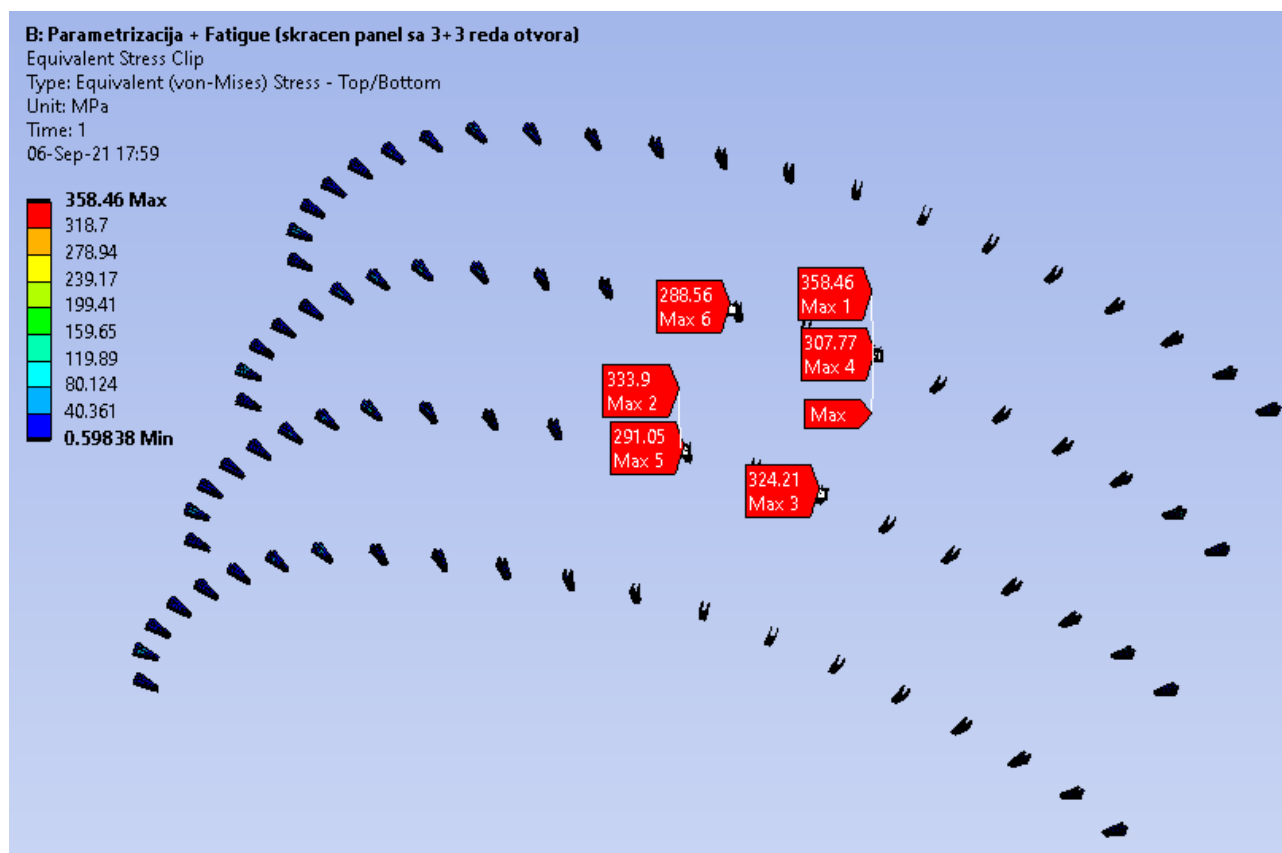
Sl.154.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

Na kraju analize *Submodela 1* još nam je preostala slika raspodele napona okvira (Sl.156.-157.), kod kog opet ponavljamo istu priču o neadekvatnoj raspodeli usled ograničenja graničnih uslova, s tim da bi trebalo i konstatovati da je ovde ipak dobijena značajno ravnomernija raspodela napona nego u slučaju modela A320, gde su isti bili intenzivno koncentrisani u zoni graničnih uslova, kao i da se u ovom slučaju maksimalna vrednost istog nalazi na sredini okvira, čije bi poreklo trebalo dodatno ispitati, pogotovo zato što postoji sumnja da je isti generisan kao posledica nepravilne deformacije oplata/*waffle*-a trupa koji u svojoj najvišoj tački tj. centralnom panelu gornjeg panela izgledaju na neki način „zaravnjeno“, što ne bi trebao biti slučaj.

Nakon izvršene naponsko-deformacione i zamorne analize *Submodela 1*, unutar koje su eksplicitno konstatovane vrednosti zamornog veka struktura stringera i *clip*-ova, u nastavku iste ćemo se detaljnije pozabaviti strukturama unutar kojih su uneseni otvori opterećeni dodatnim pritiskom, u smislu kako je to već urađeno za slučaj analize trupa modela A320.

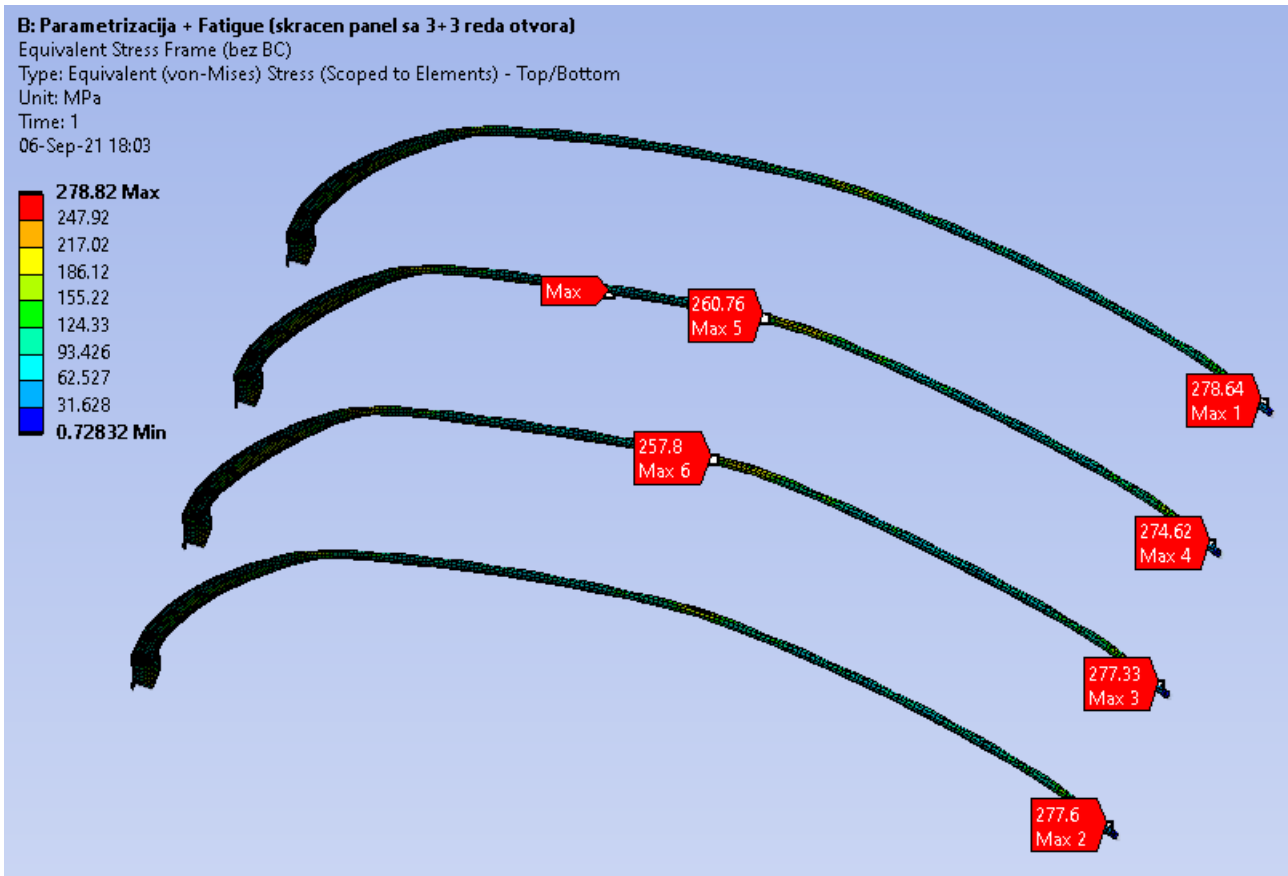
Dakle, prvo ćemo se fokusirati na Sl.158., koja definiše vrednosti graničnih uslova *Submodela 2*, generisanih isecanjem istog iz *Submodela 1*. Posmatrajući ovaj novi model, možemo da zaključimo da i u ovom slučaju imamo visoke vrednosti deformacije, ali koje na ovom isečku nisu generisane u zoni oplata (tj preklopnog spoja), nego na preseku stringera, što se nije ni moglo uočiti na slici koja je prezentovana kao slika deformacije ljuske tj. *Submodela 1*, već je ona mogla biti konstatovana na slici koja je prezentovala detalj deformacije posmatran sa unutrašnje strane ljuske (Sl.148.), kao i na slici deformacije stringera (koji pripada preklopnom spoju), u smislu da se on sužava u zonama prisustva *clip*-a i „rascvetava“ u zoni njegovog odsustva, dovodeći time do generisanja intenzivnih

napona van zone otvora, koji su daleko viših vrednosti nego oni u otvorima, što će kasnije biti još detaljnije razmotreno kod *Submodela 2*.

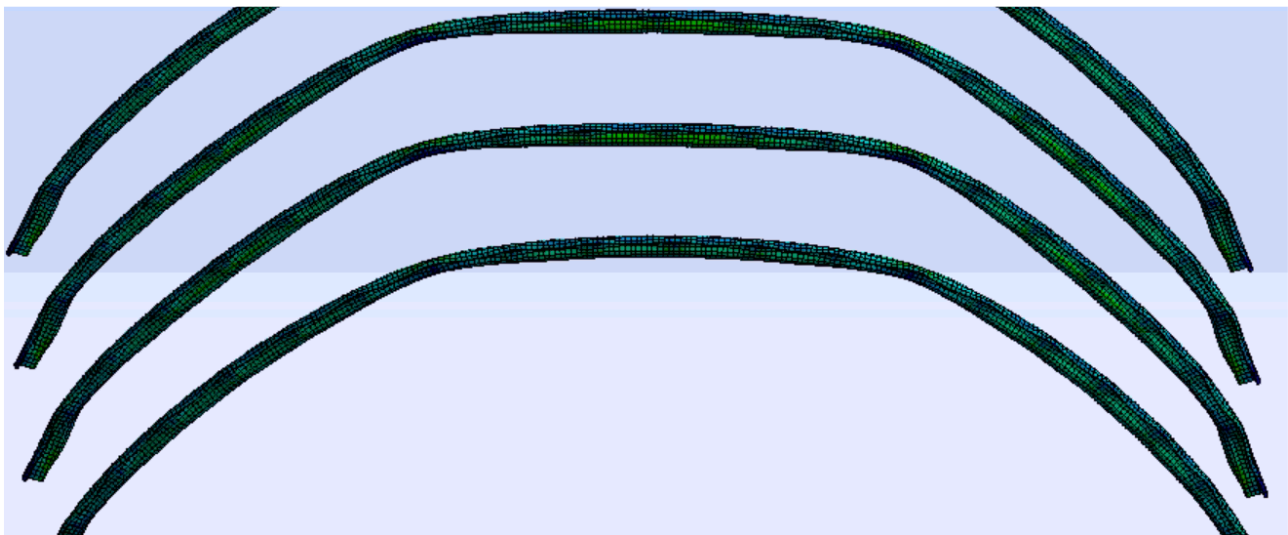


Sl.155.: Von Mises-ov napon unutar clip-ova gornje ljske strukture B737 NG (Submodel 1)

Dalje, posmatrajući *Sl.159.*, ponovo se vraćamo analizi maksimalne deformacije gde je jasnije uočljivo da je na pomenutom isečku ona u zoni stringera. Što se tiče pripadajuće raspodele napona *Submodela 2*, i ovde smo pre procene iste izvršili uvođenje dodatnog pritiska u otvorima, kao što je to učinjeno kod modela *A320*. U skladu sa debljinom i oplata i stringera, uvedena opterećenja su iznosila 85 i 72 MPa, respektivno. U tom slučaju, u setu slika koje slede (*Sl.160.-164.*), a koje su delom prezentovale napone za čitavu strukturu, a delom samo unutar otvora, možemo konstatovati da se najviši naponi generišu u zoni preklopnih spojeva same oplata (spoljnji redovi zakivaka), dok su oni značajno niži u zoni centralnog reda zakivka, obzirom da ovde nemamo prisutne samo dve preklopne oplata, već i njihove *waffle* dablere. Gledajući poslednju sliku u ovom nizu (*Sl.164.*), uočavamo da je vrednost napona u otvorima stringera još niža. Ovakva raspodela napona u otvorima, koja ima znatno veće vrednosti u spoljnjim delovima strukture u poređenju sa unutrašnjim, se može donekle smatrati očekivanom, s tim da istu svakako treba delom pravdati i kroz činjenicu da ovaj submodel nije opterećen na zatezanje (u zoni graničnih uslova), što je obično slučaj kod testiranja ovakvih vrsta spojeva, već je u toj zoni ograničen deformacijom prenesenom iz modela iz kog je isečen, a isti je, kako je već poznato, sa unutrašnje strane opterećen presurizacionim pritiskom. Mada, ako ove rezultate uporedimo sa onim koji su dobijeni primenom identične analize kod modela *A320*, gde je razlika napona dobijenih u otvorima na oplati i stringeru bila manja od 10 MPa, kao glavni razlog za ovako nepravilnu raspodelu napona unutar spoja, za slučaj modela *Classic*, svakako možemo prvenstveno navesti samo strukturalno rešenje.



Sl.156.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

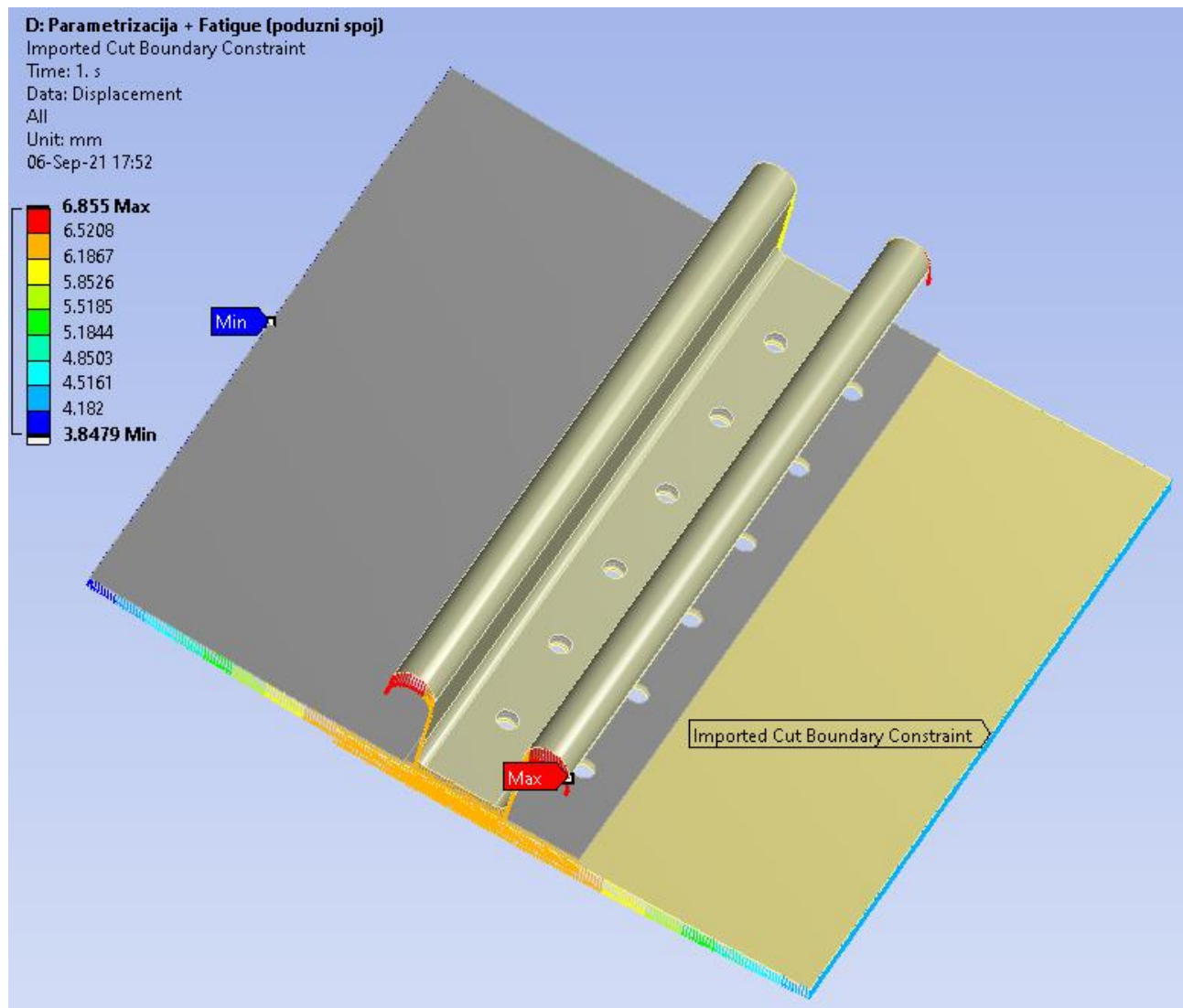


Sl.157.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 1) – detalj

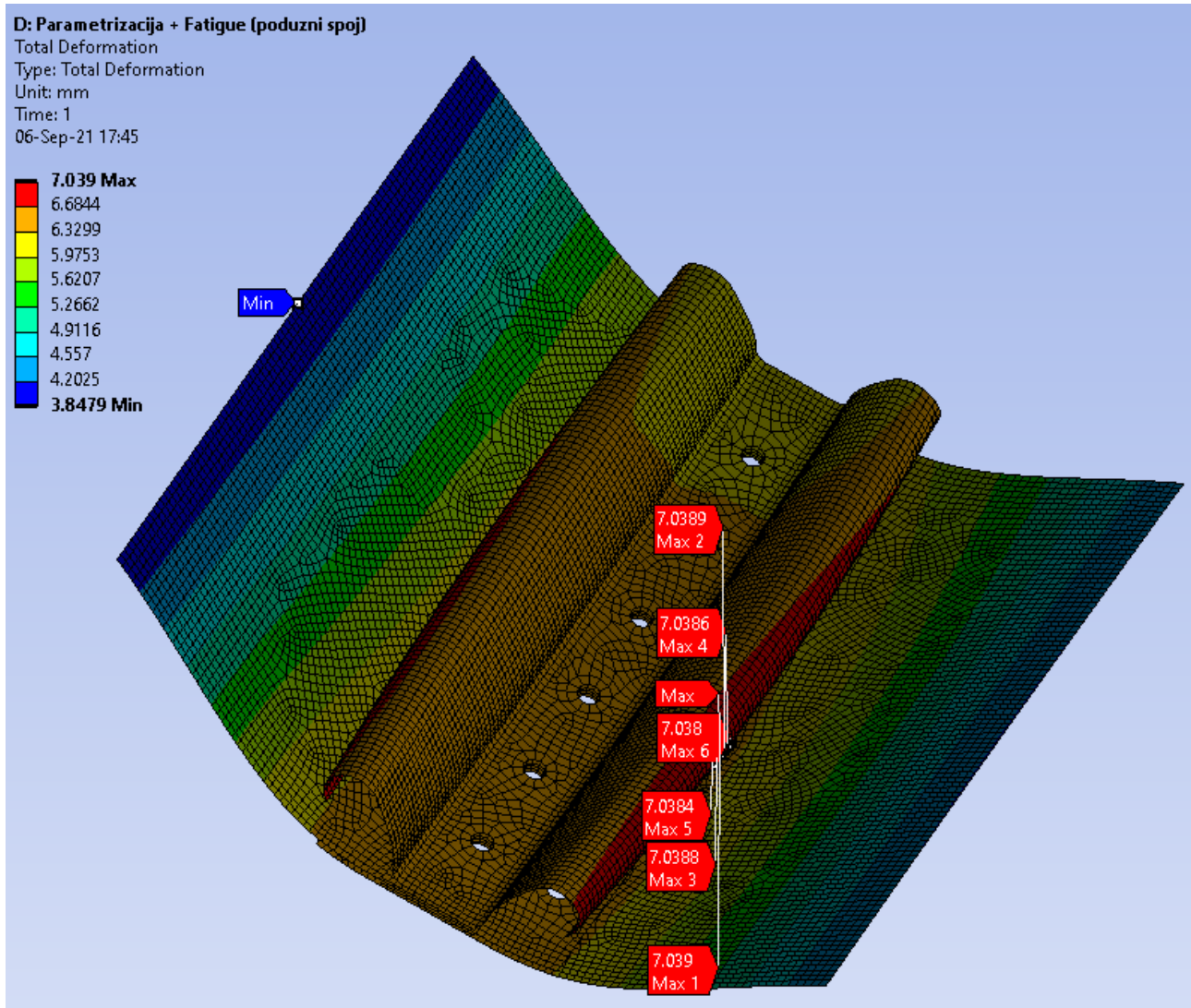
Ovde je još potrebno napomenuti i da je kod ovog modela izvršeno *merge*-ovanje oplata i *waffle* dablara. Samim tim, ovde nećemo navoditi njihove pojedinačne vrednosti zamornih ciklusa, već jednu vrednost za jedinstvenu oplata/*waffle* strukturu:

- Zamorni vek oplata/*waffle*: 141.170 ciklusa.

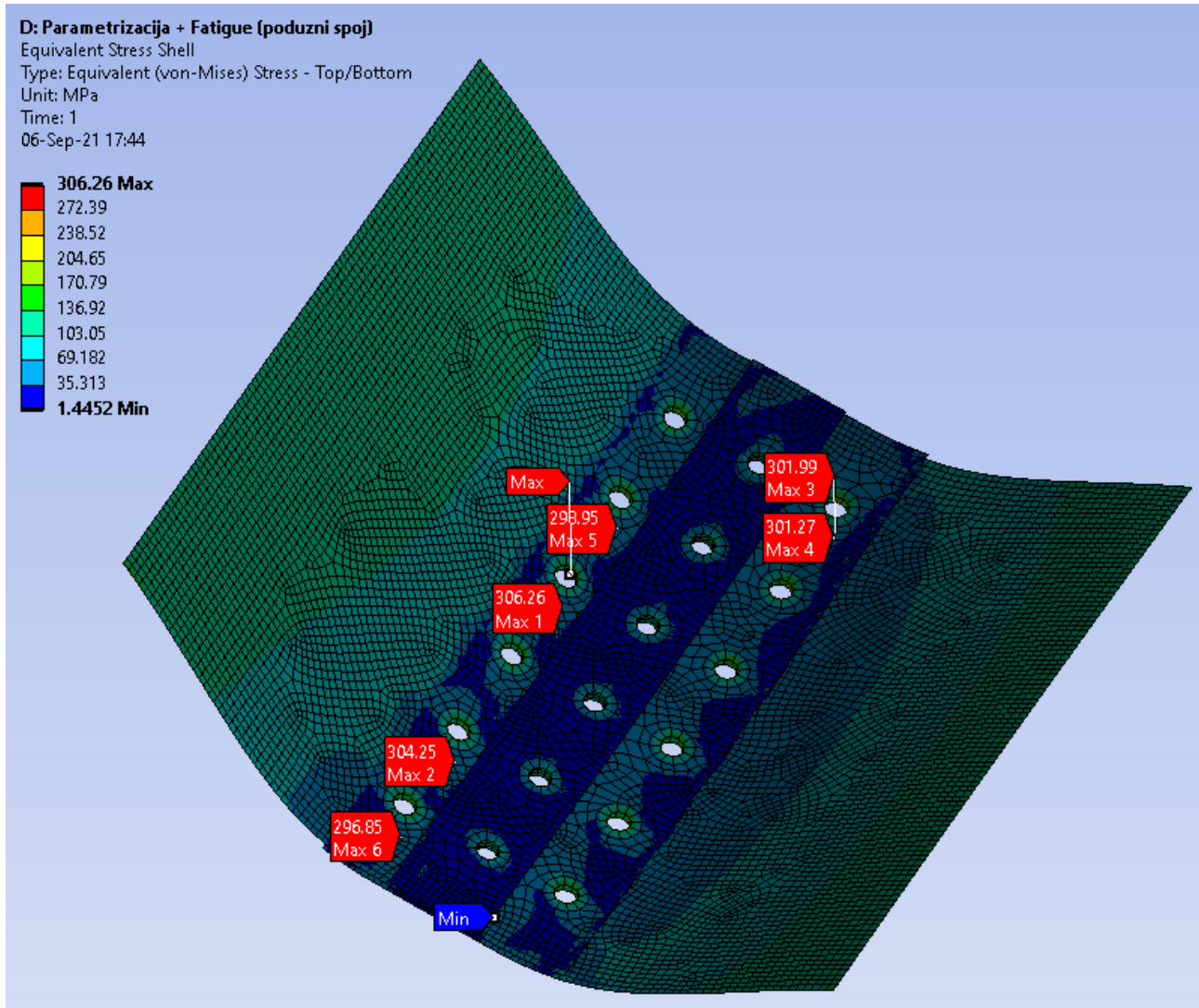
Takođe, ovde bi još jednom trebalo apostrofirati da je napon u zoni bondovanih oplata, tj. spoljnja dva reda otvora, bitno viši nego u srednjem redu, što ga dodatno čini još problematičnijim u slučaju pojave njegovog otkaza, što i jeste određeno vreme bio problem kod modela *Classic*, (dok je isti sproveden postupkom hladnog bondovanja). Ova problematika je prilično detaljno razrađena unutar analize problema iz prakse.



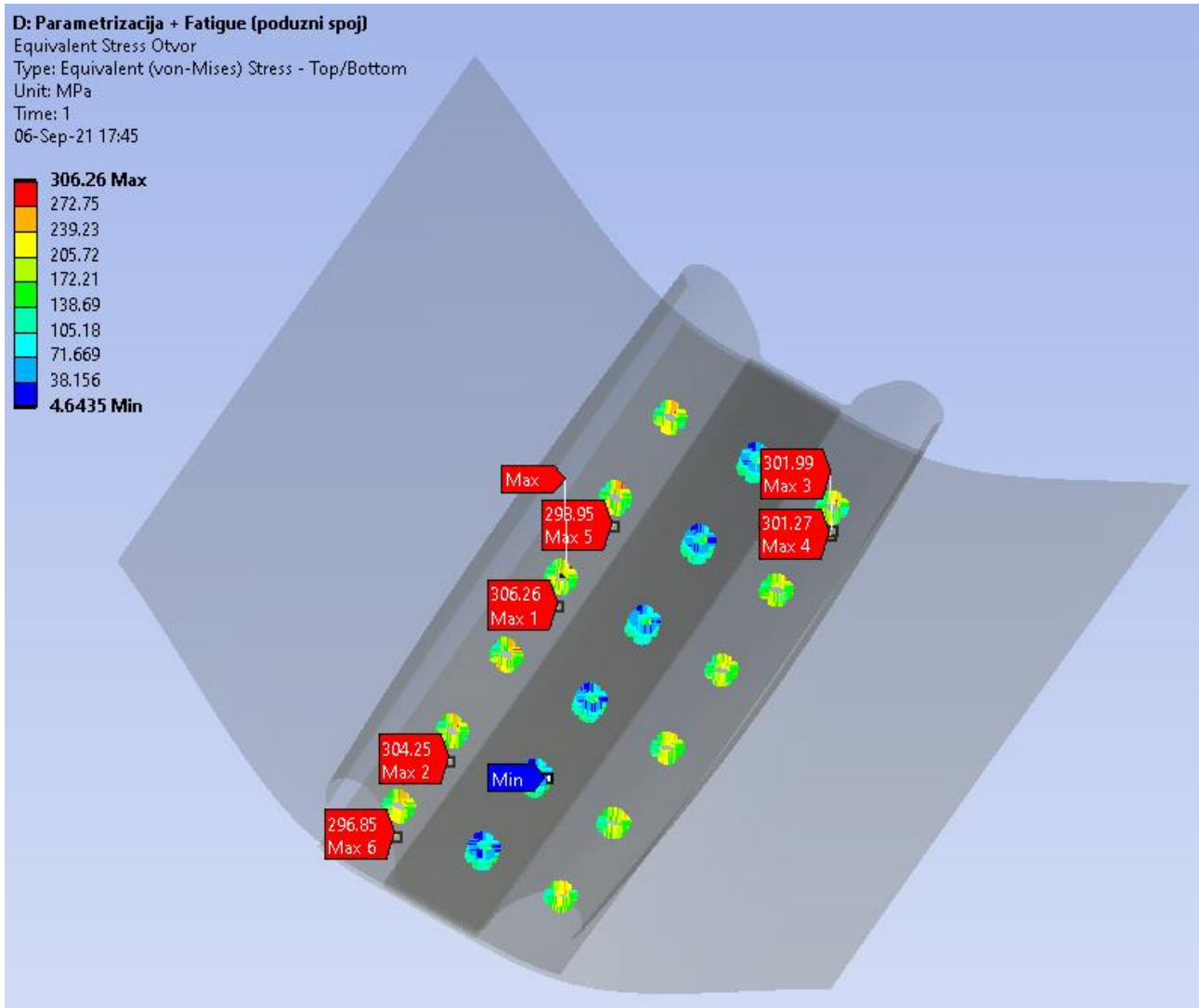
Sl.158.: Granični uslovi Submodela 2 importovani u formi deformacija sa Submodela 1 gornje ljske strukture B737 NG



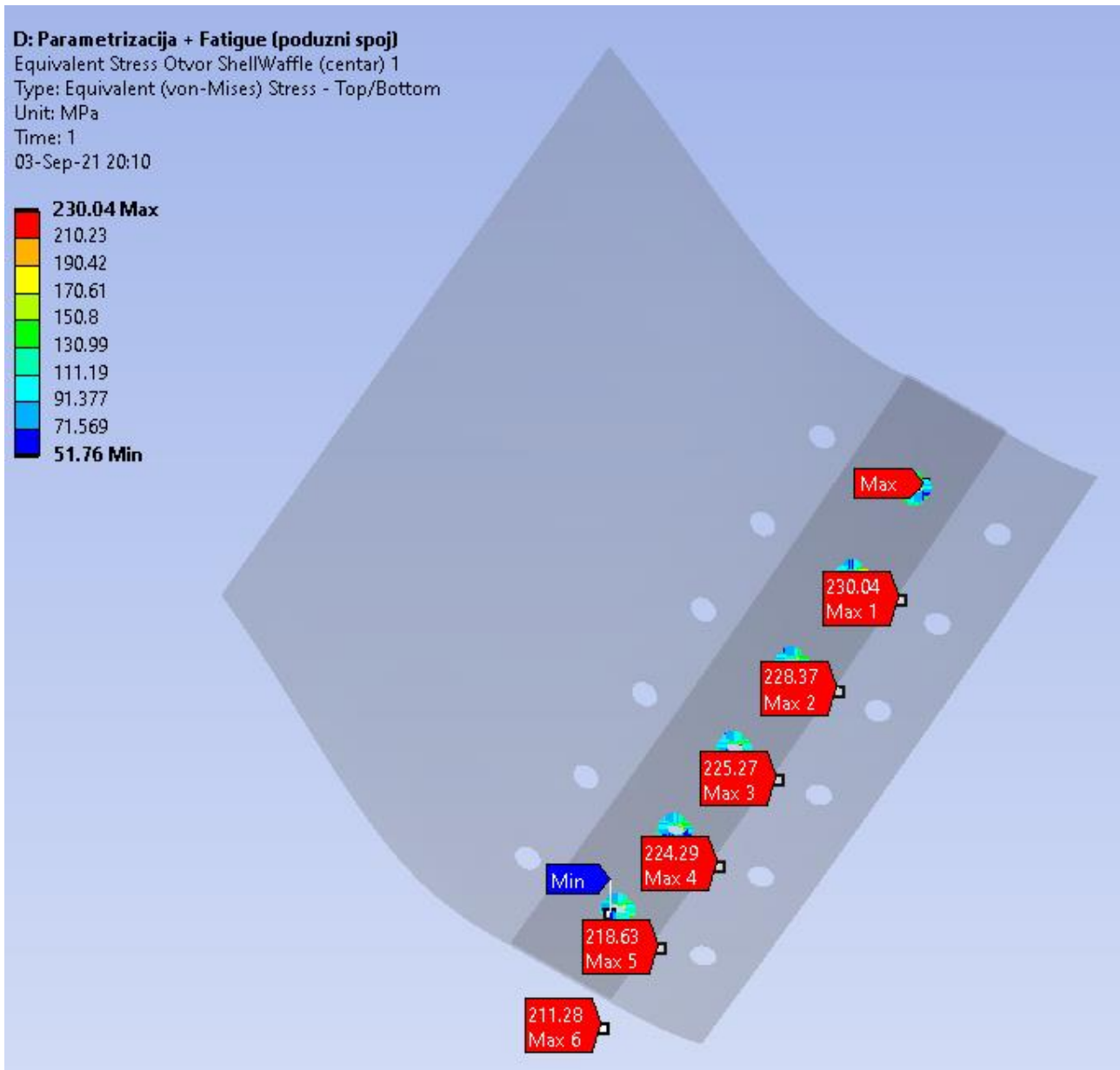
Sl.159.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 2)



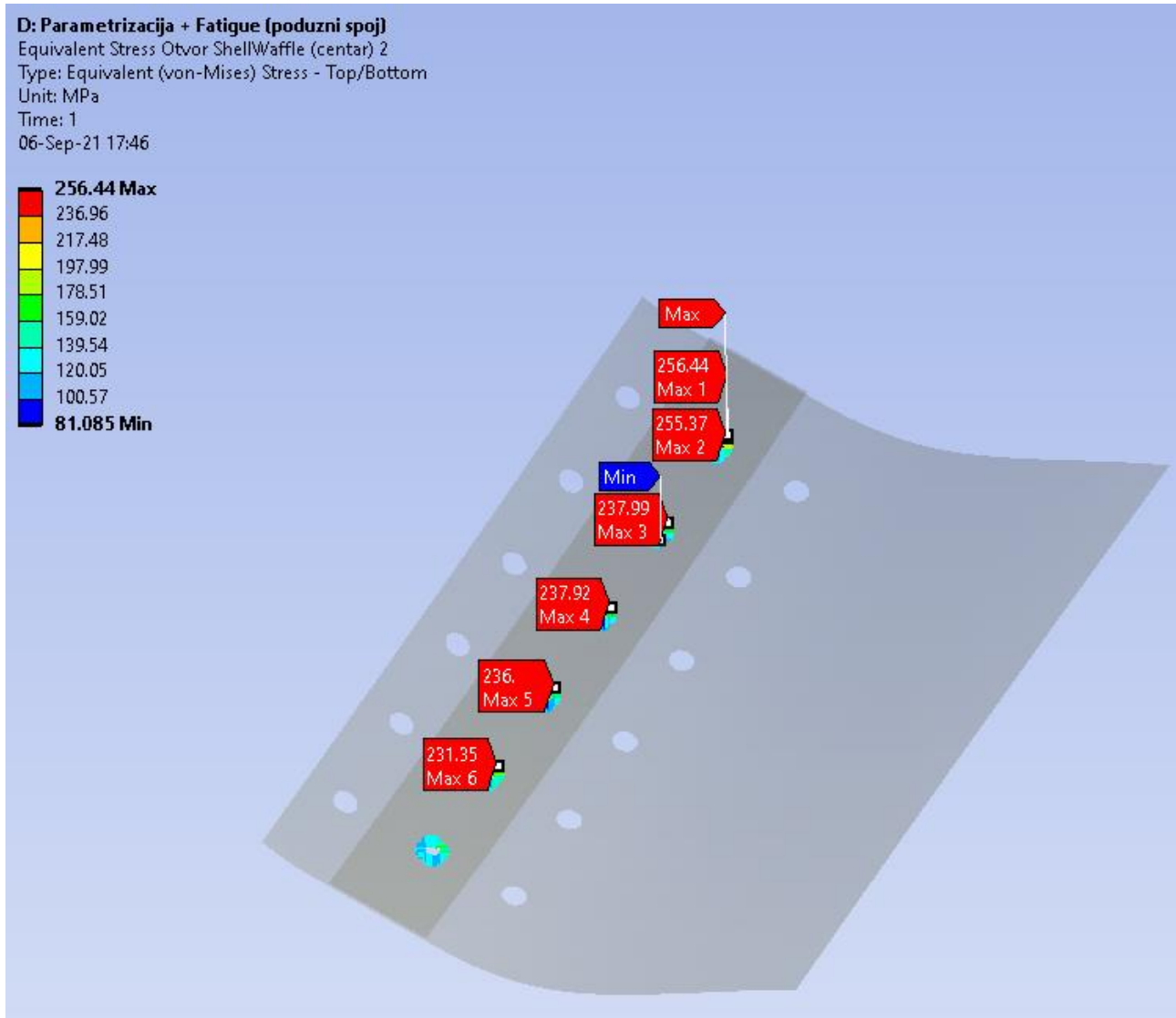
Sl.160.: Von Mises-ov napon unutar oplata/waffle dablера gornje lјuske strukture B737 NG
(Submodel 2)



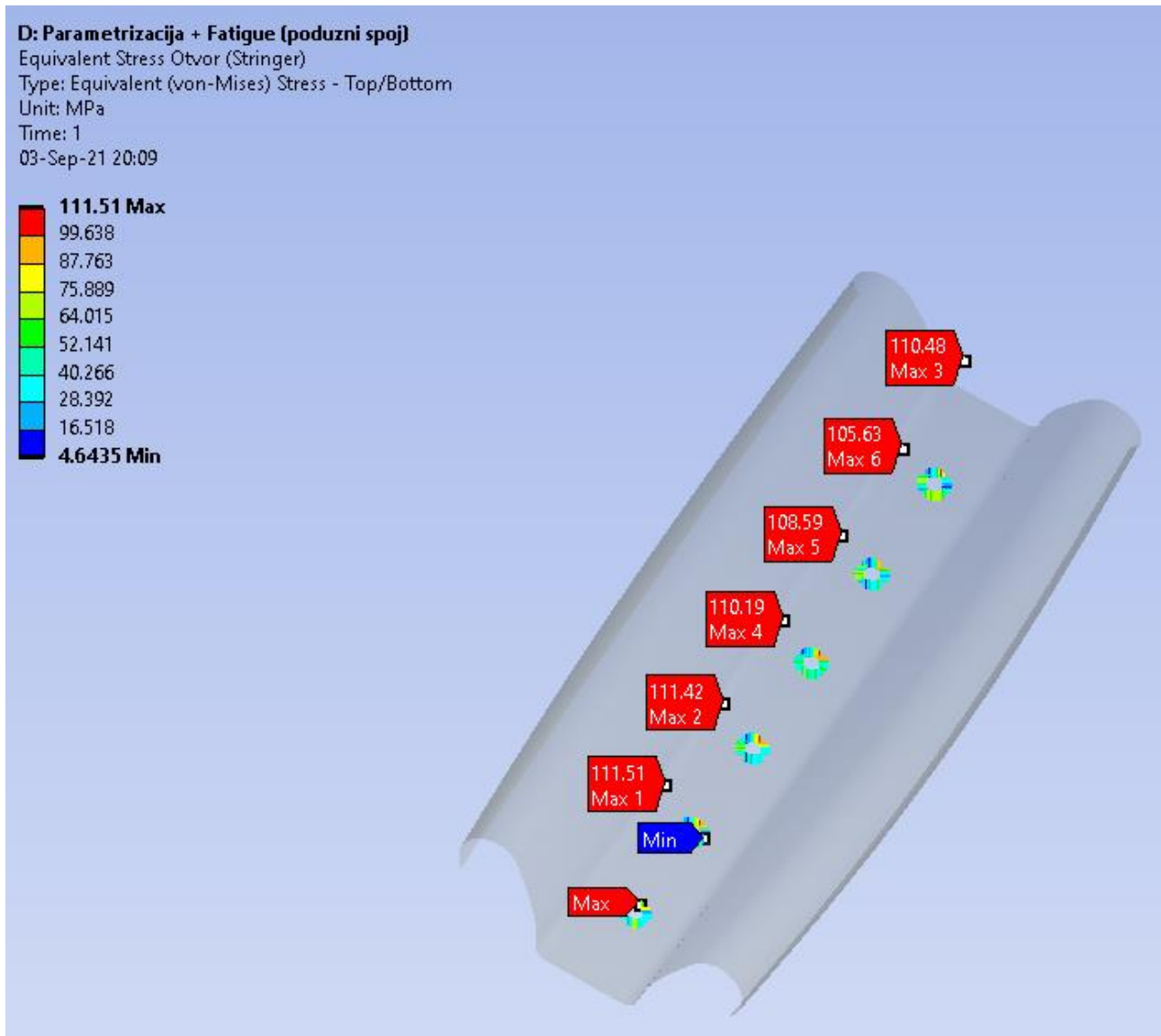
Sl.161.: Von Mises-ov napon unutar otvora oplata/waffle dablера gornje lјuske strukture B737 NG (Submodel 2)



Sl.162.: Von Mises-ov napon unutar otvora gornje oplate/waffle dablara gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 2)



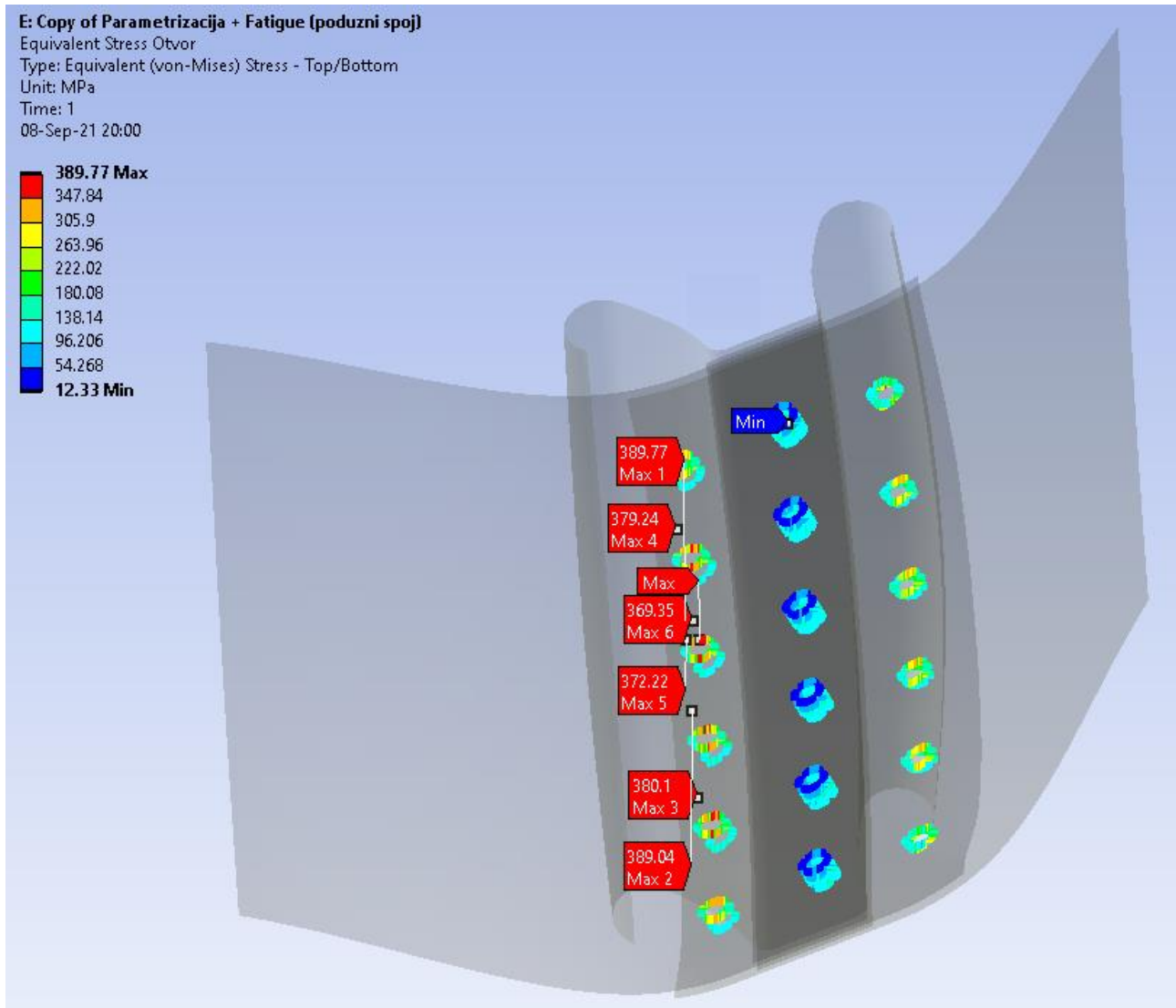
Sl.163.: Von Mises-ov napon unutar otvora donje oplave/waffle dablara gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 2)



Sl.164.: Von Mises-ov napon unutar otvora stringera gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 2)

Već pomenuta osetljivost spoja na proces debondovanja se može potvrditi proračunom izvedenim na *Sl.165.*, gde uočavamo drastičan skok u vrednosti napona na spoljnim redovima otvora za zakivke, kada u zoni njihovog spajanja dođe do potpunog odvajanja adhezivne veze. Ovaj postupak je proračunski sproveden tako što su bondovane veze koje ANSYS po difoltu sam generiše, ovde definisane manualno. U tom slučaju, broj procenjenih zamornih ciklusa segmenta oplata/waffle iznosi:

- Zamorni vek oplata/waffle: 18.254 ciklusa.



Sl.165.: Von Mises-ov napon unutar otvora oplate/waffle dablara i stringera gornje ljuske strukture B737 NG (Submodel 2) u slučaju debondovanja spoljnjih veza spoja

8.5.1.3. ANSYS Static Structural/Fracture Tool/SMART: Procena zamornog veka strukture sa prisustvom višestrukih prslina

U slučaju modela *B737 NG*, možemo ponoviti identičnu priču onoj koja je navedena za model *A320*, stoga će ovde odmah biti prezentovani rezultati verifikacione metode koji su dobijeni primenom istih alata: *NASGRO* (Sl.166.) i *ANSYS* (Sl.167a.-167b.).

STRESS INTENSITY SOLUTION CHECK FOR TC05

 DATE: 20-Sep-21 TIME: 19:11:10
 (NASGRO Version 4.02, September 2002.)
 SI units [mm, MPa, MPa sqrt(mm)]

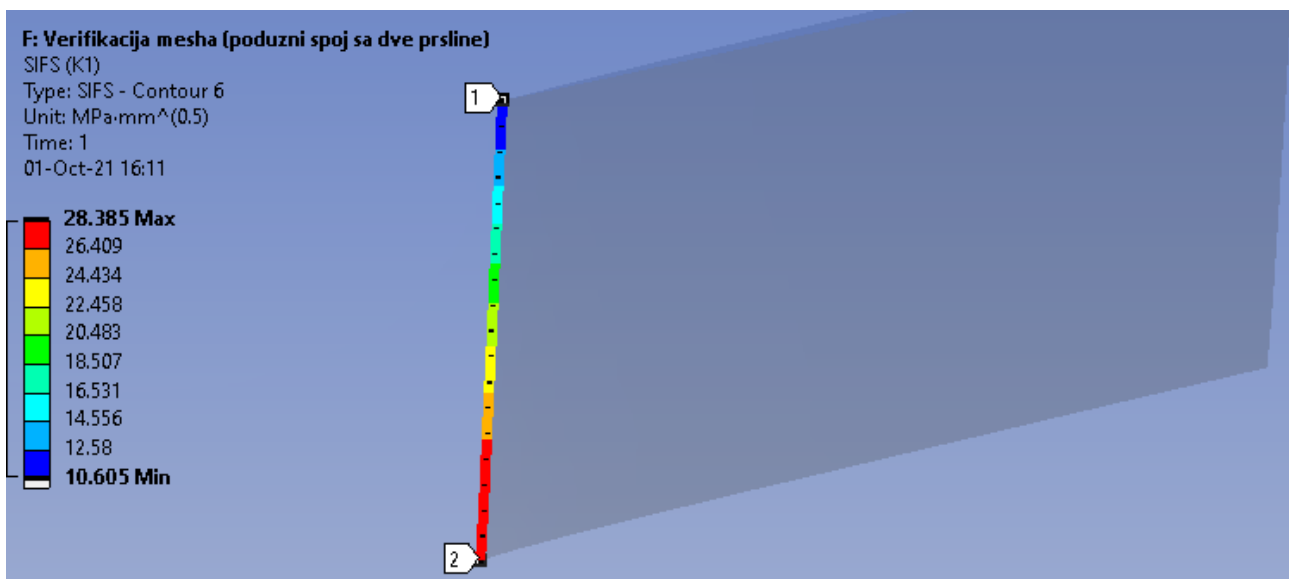
Crack geometry option used:
 Two equal cracks at each hole

Plate Thickness, $t = 0.8500$
 Hole Dia., $D = 5.0000$
 Hole-to-Hole Dist., $H = 24.2000$
 Dia./Edge-Dist. Ratio, $D/B = 0.0000$
 ($D/B = 0$ means B is very large)
 S0: Tensile Stress
 $S0 = 7.280$
 S3: Avg Bearing Stress
 $S3 = 0.000$
 S4: Tensile Stress
 $S4 = 0.000$

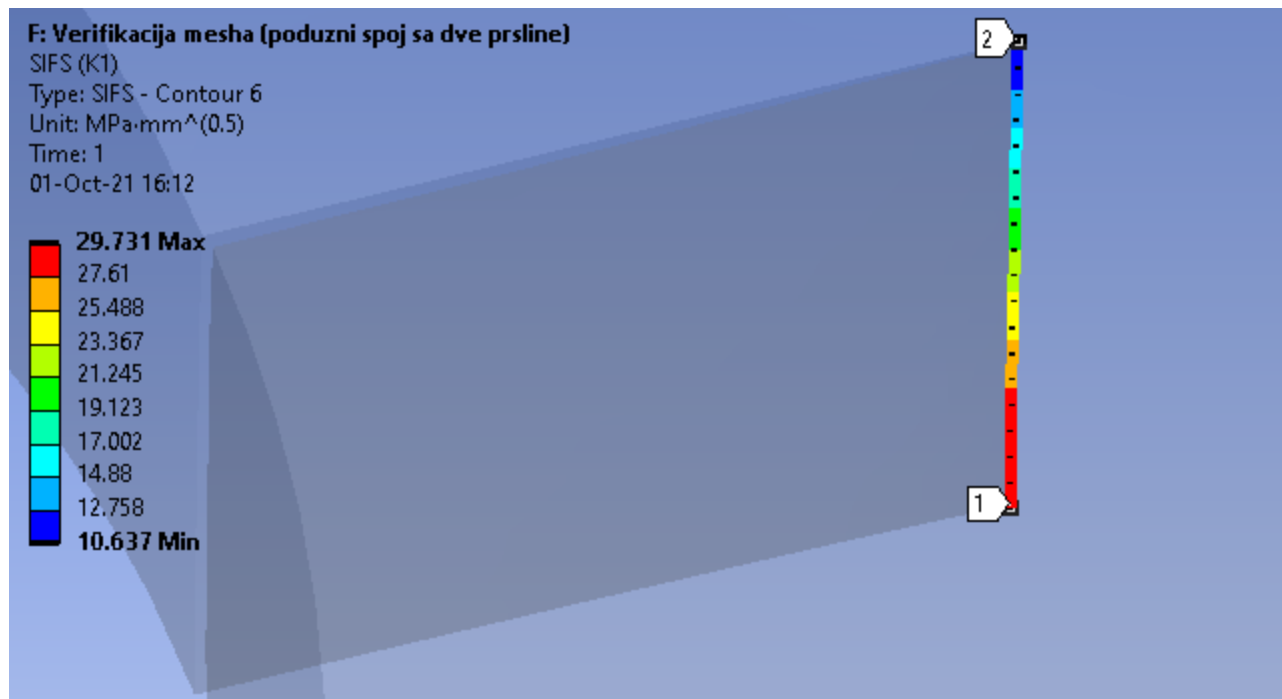
Material Yield Stress = 250.00

c	:	K	:	Snet	:	Sn/Sy
1.0000	:	24.3487	:	10.243	:	0.041

Sl.166.: NASGRO verifikacija primenjene mreže



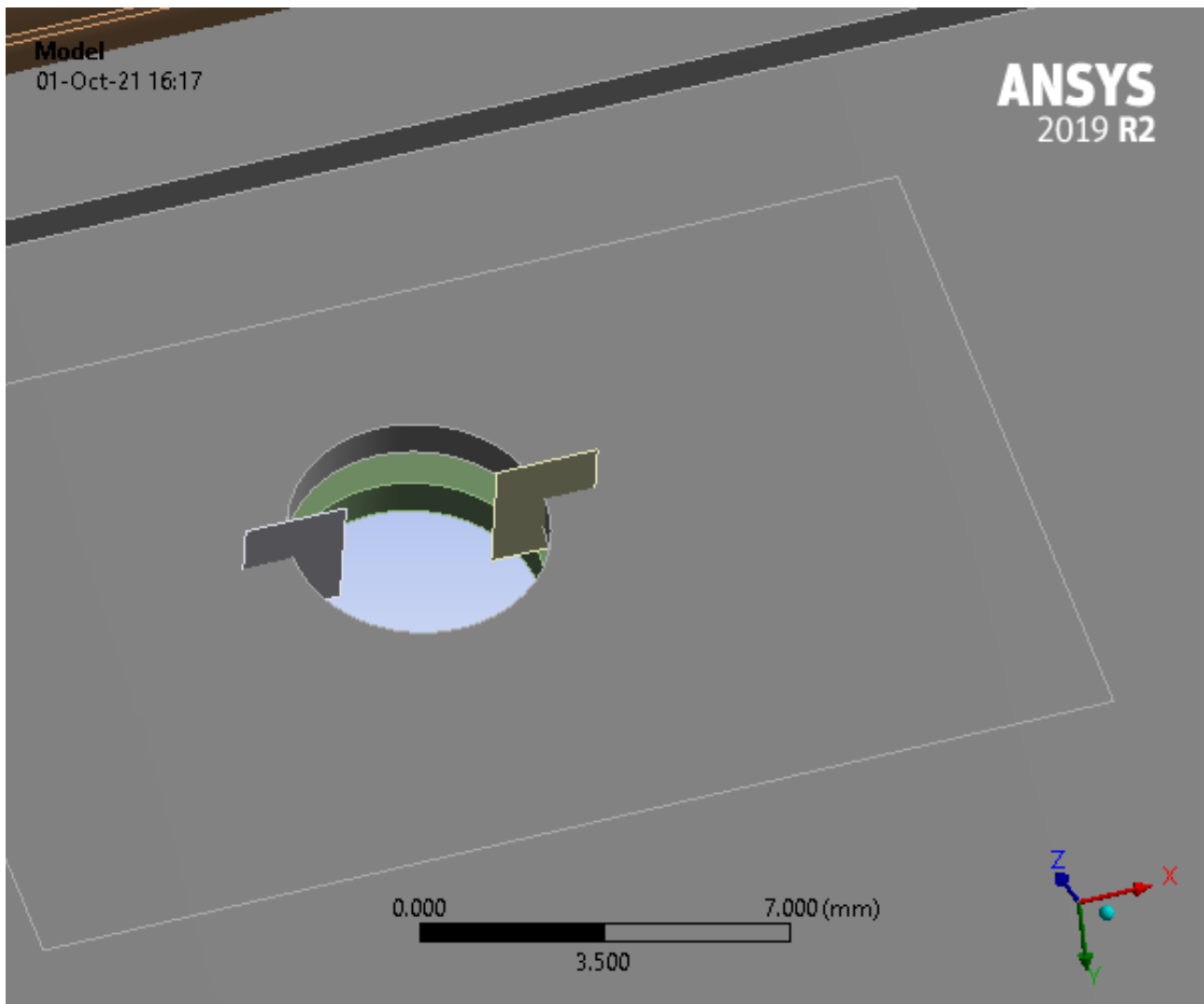
Sl.167a.: SIF za prslinu br.1 – verifikacija



Sl.167b.:SIF za prslinu br.2 – verifikacija

Primenom *NASGRO* metoda dobili smo da je *SIF* $24.3487 \text{ MPa}\sqrt{\text{mm}}$, dok su vrednosti unutar *ANSYS* kalkulacije za obe prsline iznosile 28.385 i 29.731. Tumačeći iste, može se reći da je njihova relativna razlika prihvatljiva, obzirom da je sličnost ova dva modela ipak u priličnoj meri diskutabilna, što je već razjašnjeno unutar analize modela *A320*. Takođe, u poređenju sa pomenutim modelom ovde imamo još neke bitne razlike, obzirom da je u slučaju *B737* modela prslina postavljena oko sredine spoja, i uz to, ovde već kod verifikacionog modela uočavamo nešto više vrednosti, što bi trebao biti slučaj i sa stvarnim modelom, a što je sigurno posledica značajno tanje oplate.

Međutim, pre nego što pređemo na razmatranje dobijenih vrednosti *SIF*-a stvarnih modela, nije zgoreg dati i malo objašnjenje postupka primene *ANSYS*-ovog alata *Fatigue Tool/SMART*, (gde je izgled modela sa zamornim prslinama predstavljen na *Sl.168a.*), obzirom da je ovo nov alat, kao i sama metoda, koja još nije doživela svoju punu primenu. Stoga i korišćenje ovog softvera ima izvesna ograničenja. Naime, tela kroz koja se prsline šire, moraju biti bez kontakata sa susednim telima, što je ovde moralo biti eksplicitno definisano kao površina koja nije bondovana sa oplatom koja se nalazi ispod nje. Zatim, deo tela unutar kog se prsline nalaze je morao biti ograničen formiranjem isečka, koji je sa ostatkom strukture spojen preko *MPC* kontakta, što je sve dosta jasno vidljivo na pomenutoj slici. Ipak, uočljiva su i bitna pomeranja kod svake nove verzije *ANSYS*-a. Tako, npr. kao što se vidi na istoj slici, prsline su unutar ove verzije mogle biti postavljene kao dva *surface* tela, koje, kada se unutar metode definišu kao takve, *Fracture Tool* sam prepoznaje i njihov vrh i bočne strane, što nije bio slučaj sa ranijim verzijama, gde je sve to moralo biti eksplicitno definisano.



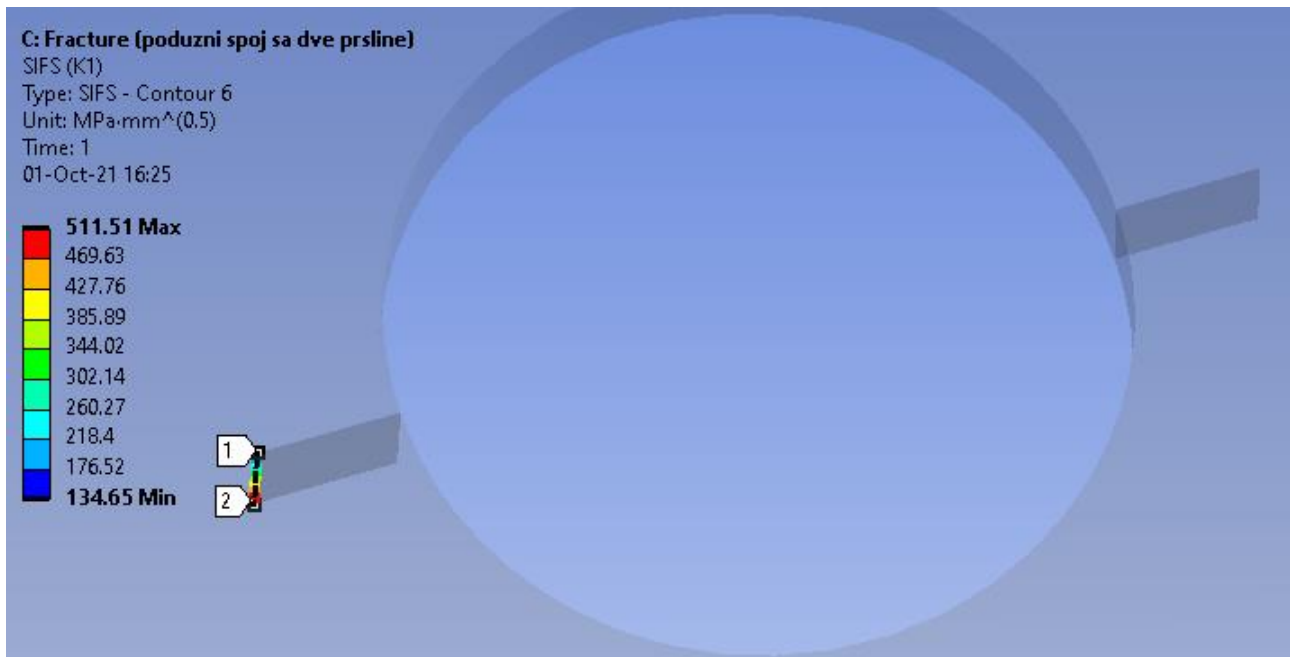
Sl.168a.:Model za procenu SIF-a dvostruke prsline unutar jednog otvora

Što se tiče tumačenja samih vrednosti *SIF*-a koje su ovde predstavljene grafički i dijagramski (*Sl.168b.-169b.*), prvo uočavamo da su one, u odnosu na model A320, bitno više i sa gotovo neznatnim međusobnim odstupanjem. Ipak, i pored toga, i ovde možemo doneti isti zaključak što se tiče vrednosti dužine prsline i broja ciklusa za koji se iste postižu.

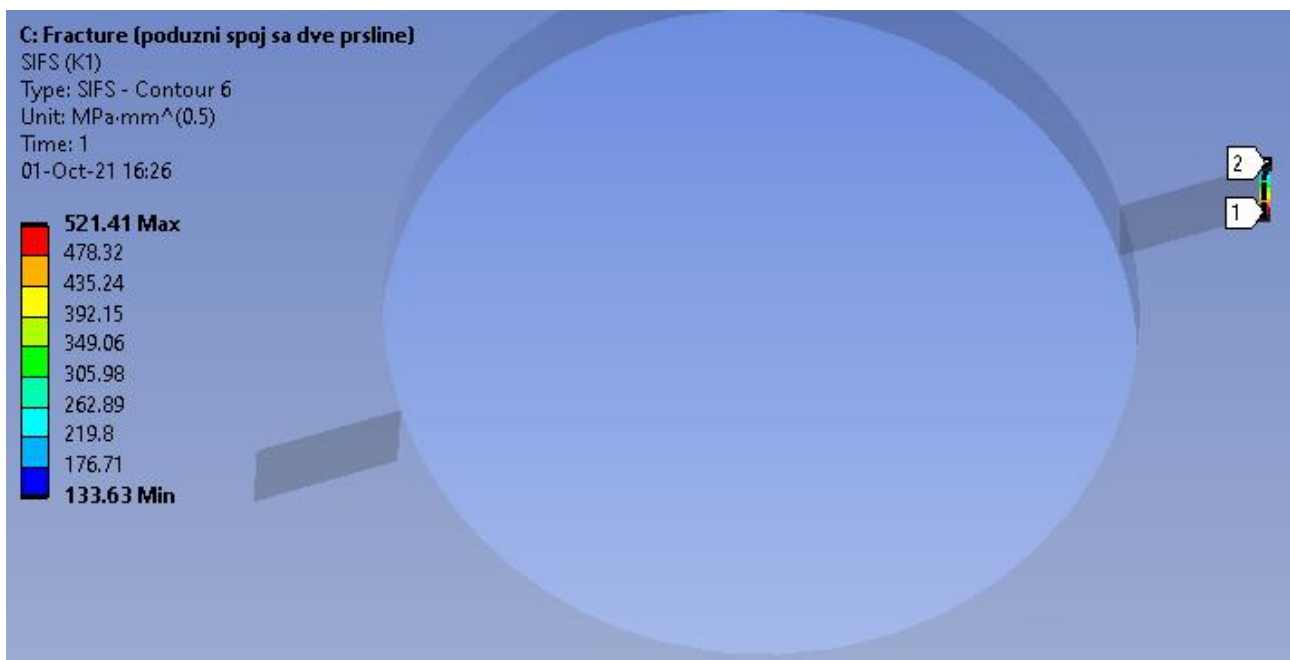
Prslina 1: dužina prsline (0,022013 mm)

Prslina 2: dužina prsline (0,10693 mm)

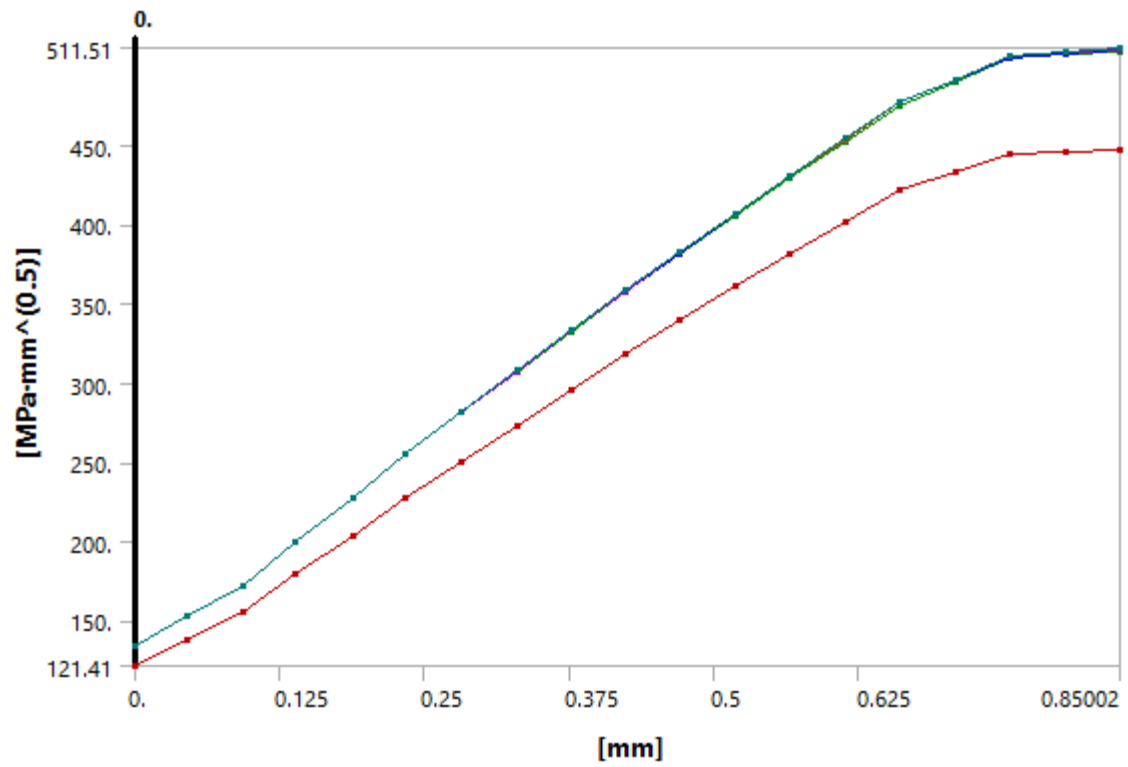
Broj ciklusa: 84



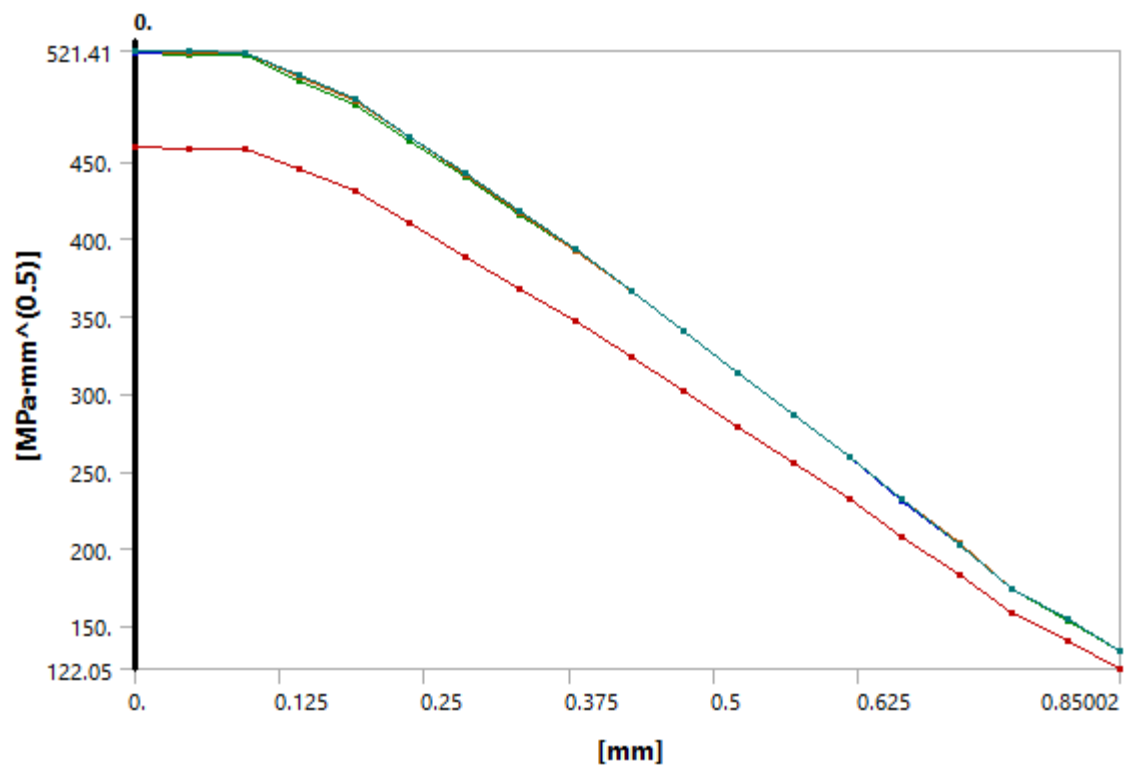
Sl.168b.:SIF za prslinu br.1



Sl.168c.:SIF za prslinu br.2



Sl.169a.:SIF za prslinu br.1



Sl.169b.:SIF za prslinu br.2

8.5.1.4. Procena varijacije zamornog veka u funkciji od parametra debljine

Oplata/ Waffle	Okvir	Stringer	Clip	Vek Oplata/Waffle	Vek Stringer	Vek Clip	Težina kg (Model 1)
0,85	0,78	0,72	0,87	141.170	147.540	135.810	68,183
0,84	0,78	0,72	0,87	128.970	140.430	132.020	67,653
0,86	0,78	0,72	0,87	152.350	156.220	130.430	68,714
0,85	0,77	0,72	0,87	138.300	139.390	122.730	68,085
0,85	0,79	0,72	0,87	142.420	157.300	140.040	68,282
0,85	0,78	0,71	0,87	139.740	135.080	144.360	67,996
0,85	0,78	0,73	0,87	140.960	162.330	119.590	68,371
0,85	0,78	0,72	0,86	140.310	147.450	116.830	68,162
0,85	0,78	0,72	0,88	140.410	148.720	147.100	68,205

T.7.: Zamorni vek u funkciji od promene debljine elemenata strukture

U okviru T.7., dat je pregled promene debljine svih elemenata strukture za vrednost $\pm 0,01$ mm, u cilju procene uticaja variranja ovog parametra na njen zamorni vek, kao i na vek ostatka strukture, kao što je to već urađeno kod modela A320. U tom smislu, ovde je jasno uočljivo da svako variranje debljine određenog elementa pokazuje najveći uticaj upravo na zamorni vek te strukture. Takođe, uočljivo je da na broj zamornih ciklusa para oplata/waffle dabler, variranje debljine bilo kog drugog dela strukture nije pokazalo bitniji uticaj, dok je na zamorni vek stringera bitno uticala debljina svakog dela strukture, sem clip-ova. Sa druge strane, zamorni vek upravo pomenutih clip-ova, je pokazao dosta čudan i gotovo neuhvatljiv obrazac kad je u pitanju variranje debljine ostalih struktura. Tačnije, i povećanje i smanjenje debljine oplata/waffle-a, je doveo do smanjenja njegovog zamornog veka, dok su se promene debljine i okvira i stringera pokazale kao vrlo uticajne. U tom smislu, povećana debljina okvira je dovela do povećanja njihovog zamornog veka, dok je u slučaju variranja debljine stringera ovaj proces bio još uticajniji, ali uz upravo suprotan trend.

8.5.2. Model B737 Classic

Struktura gornje ljuske trupa B737 Classic je vrlo srodna strukturi koja je analizirana u prethodnoj tački, sa razlikama koje su unutar iste već konstatovane. Takođe, ovo je derivativ modela B737 koji je prethodio Next Generation-u, ali, obzirom da je ova struktura procenjena kao u praksi najproblematičnija od sve tri, ista je analizirana kao poslednja, i kod nje će biti dodata analiza predloženog ojačanja.

Obzirom na pomenute sličnosti sa prethodnom strukturom, očekuje se da zaključci doneti unutar njene analize neće bitno odstupati od već konstatovanih, s tim da će ovde biti uloženi određeni napor da se izvrši procena razloga zbog kojih se Boeing odlučio baš na izmene koje su unesene na Next Generation seriji, što se prvenstveno odnosi na uklanjanje srednjeg tear strap-a.

8.5.2.1. ANSYS Static Structural: Procena naponsko-deformacionog stanja

Naponsko polje Model 1 (Sl.170.), za koje važe isti granični uslovi kao kod NG-a, pokazuje da je zona povišenog napona ovde prisutna u okolini preklopnog spoja 4S, sa maksimalnom vrednošću koja pripada stringeru i koja se nalazi u blizini graničnih uslova, dok je vrednost maksimalne deformacije (Sl.171.), kao i kod NG-a locirana u zoni istog preklopnog spoja, sa

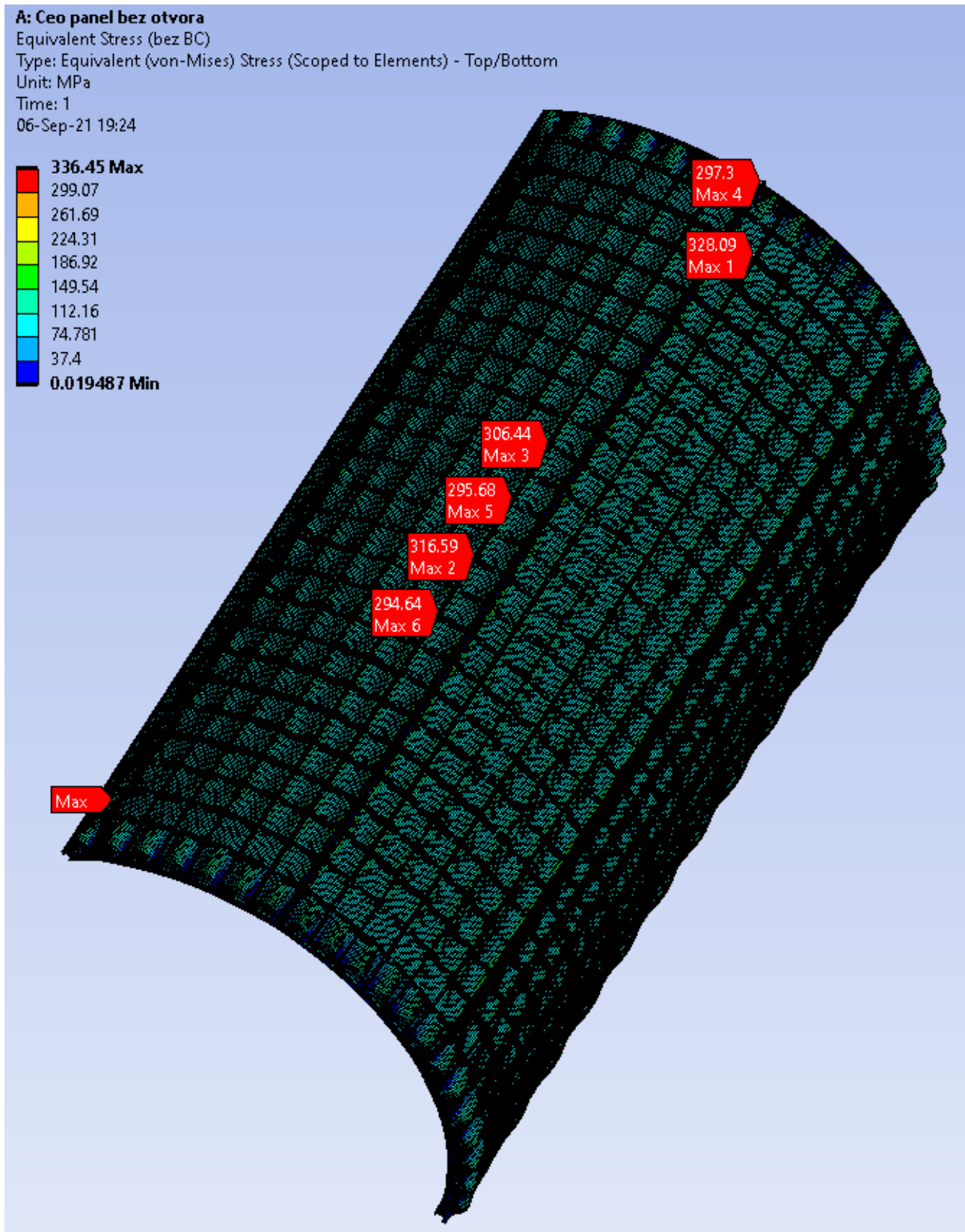
vrednošću koja se neznatno razlikuje u odnosu na pomenuti model, obzirom da se vrednosti debljine oplata i *waffle* dablera kod ova dva derivativa razlikuju za 0.02 mm.

Kod *Classic*-a takođe uočavamo isti obrazac neočekivane raspodele deformacije za koju smo procenili da verovatno potiče od *waffle* dablera, dok je raspodela napona prisutna na oplati (*Sl.172.*) gotovo identičnih vrednosti sa maksimumima takođe koncentrisanim u zoni između graničnog uslova i prvog susednog okvira, sa ipak nešto uočljivijim gravitiranjem ka preklopnom spoju na potezu *4S*.

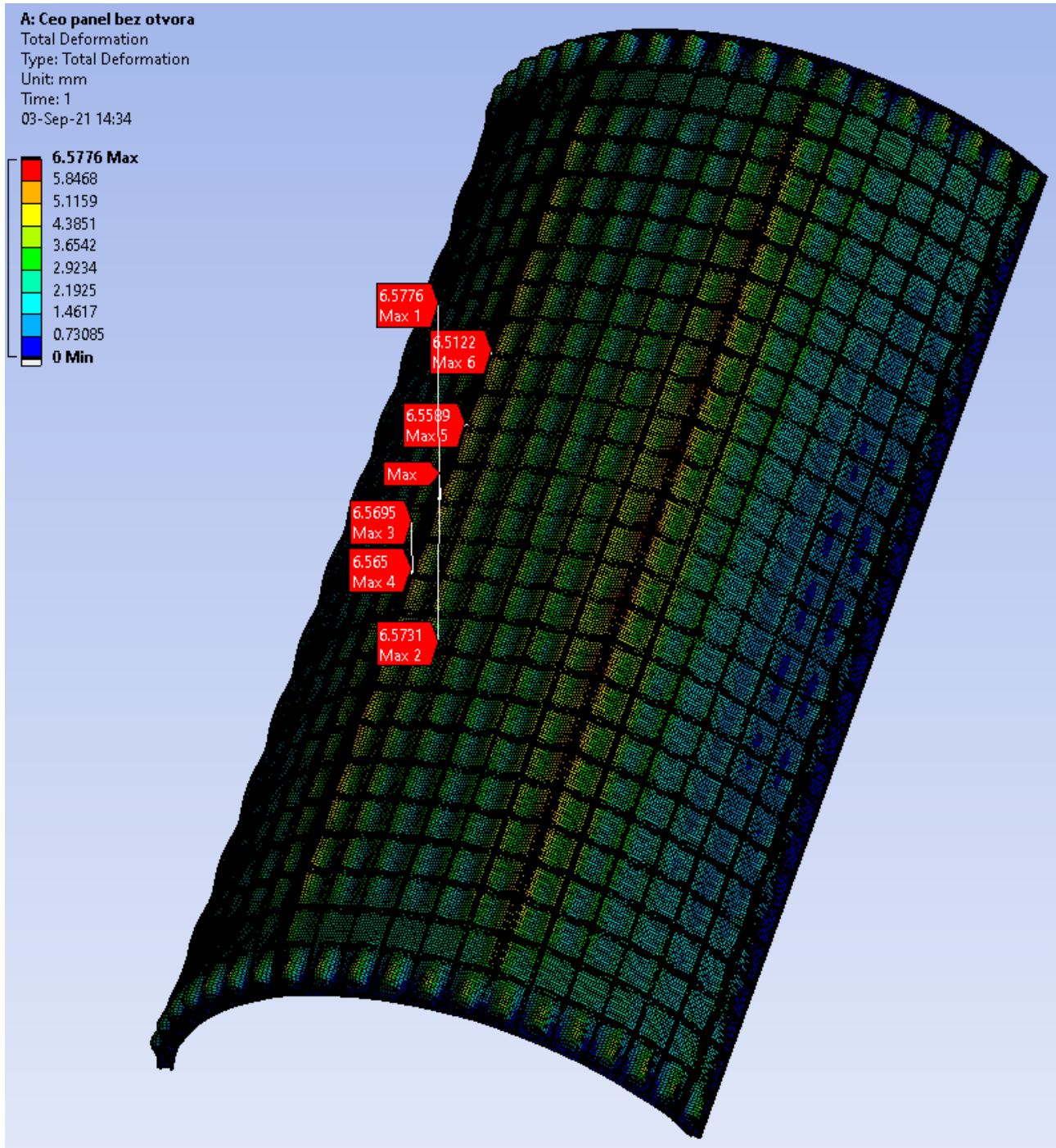
Što se tiče raspodele napona prisutne na *waffle* dableru (*Sl.173.*), uočavamo neznatno niži napon u odnosu na *NG*, što se opet može objasniti nešto debljom strukturom, dok poziciju maksimalnih vrednosti ponovo možemo proglasiti vrlo sličnom i koncentrisanom na istom mestu kao i kod upravo pomenute oplata.

Na *Sl.174.* imamo predstavljeno naponsko polje u zoni stringera, koje je nešto malo niže nego u slučaju *NG*-a, s tim da su ovde iste koncentrisane na onim stringerima koji pripadaju preklopnom spoju i nalaze se u zoni između graničnih uslova i prvog susednog okvira. Ipak, ove podatke, kao i upravo pomenuto poređenje, treba shvatiti uslovno, obzirom da je i u slučaju ove analize uočena problematika „šetanja“ maksimalnog napona pri uklanjanju graničnih elemenata mreže, što je već opisano kod analize *NG*-a. Stoga ovde važi ista preporuka koja zahteva detaljniju proveru mreže pomenutih struktura a koja je i u ovom slučaju ograničena kapacitetima i računara i paketa *ANSYS*.

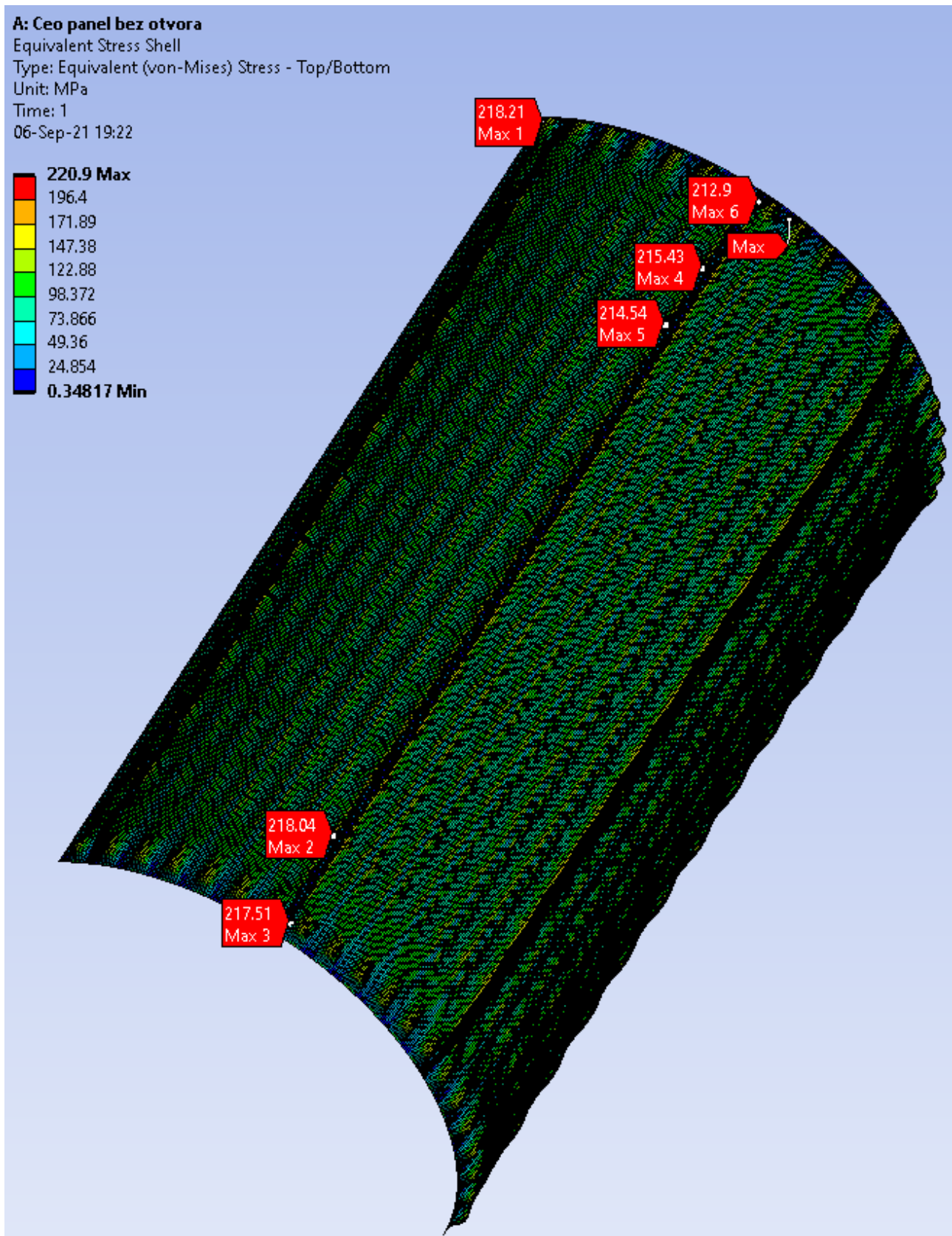
Kada je u pitanju naponska raspodela unutar okvira, ovde važi ista priča kao i u slučaju prethodna dva modela (*Sl.175.*), dok u slučaju raspodele napona *clip*-ova (*Sl.176.*), već kod ovog modela možemo da pretpostavimo da bi ovaj deo strukture mogao da prihvata nešto više napone nego što je to bio slučaj sa *NG*-om, obzirom da je njegova debljina kod *Classic*-a 1 mm, dok je pripadajuća vrednost kod istog elementa na *NG*-u 0.87 mm.



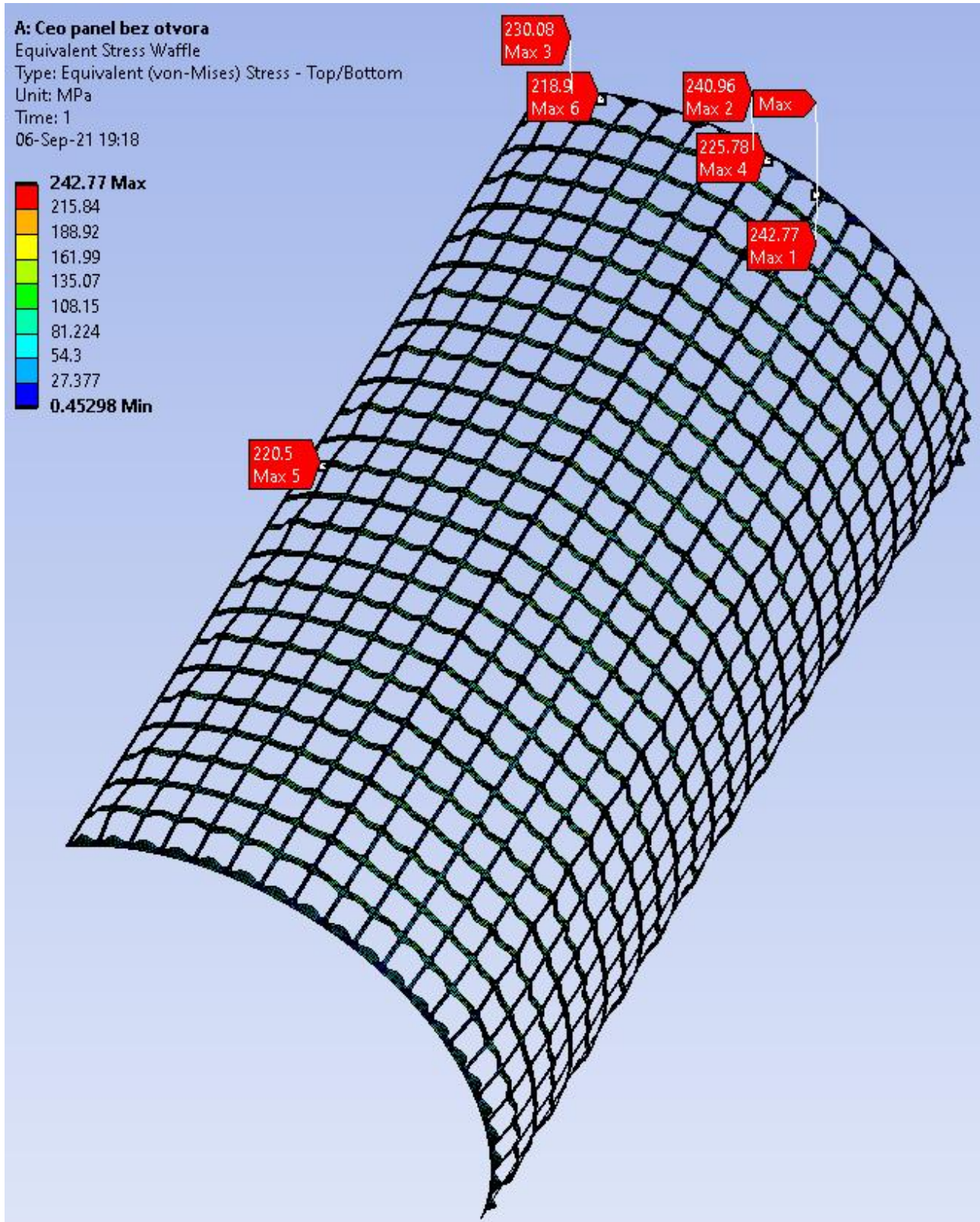
Sl.170.: Von Mises-ov napon gornje ljuske strukture B737 Classic (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



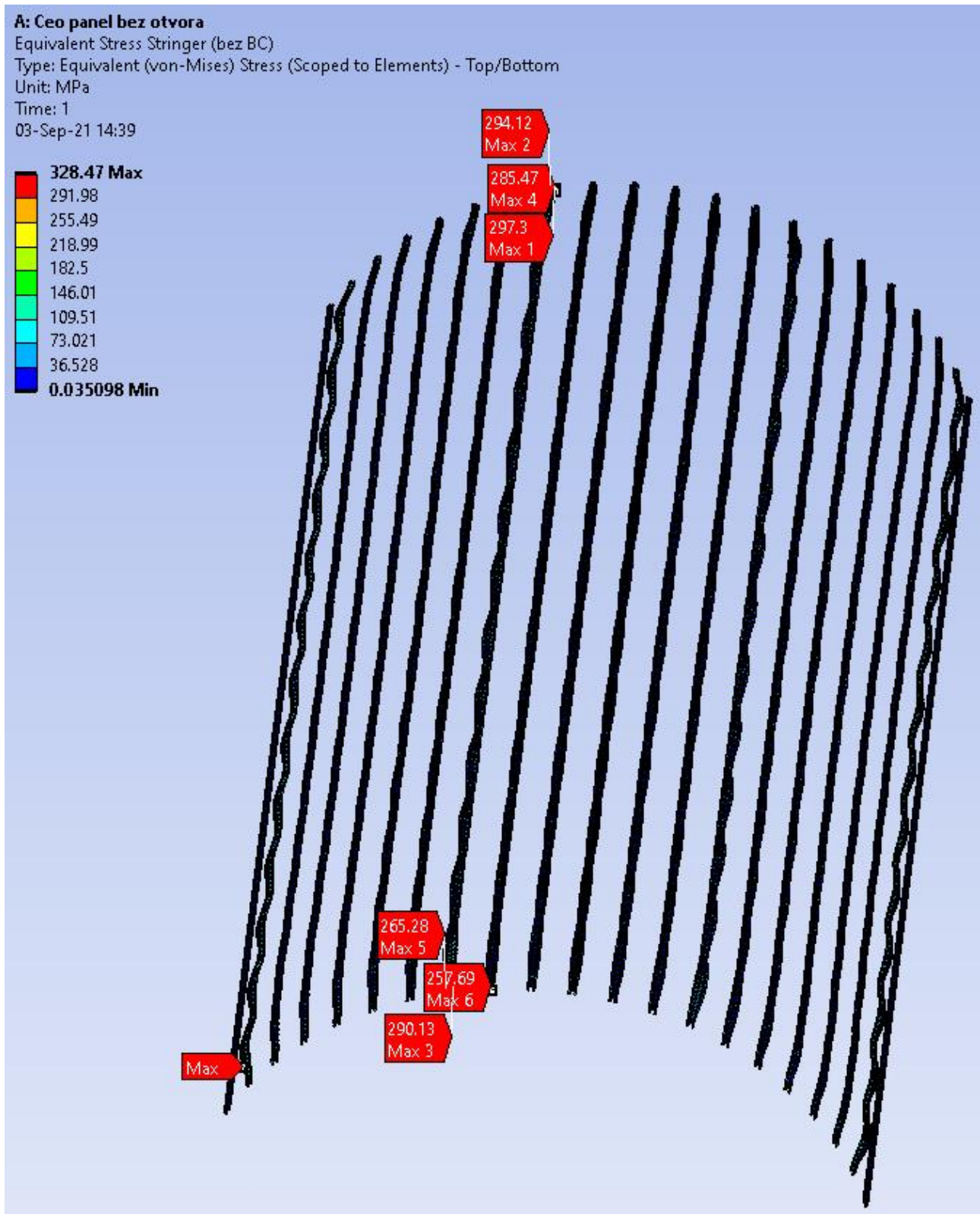
Sl.171.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 Classic (Model 1)



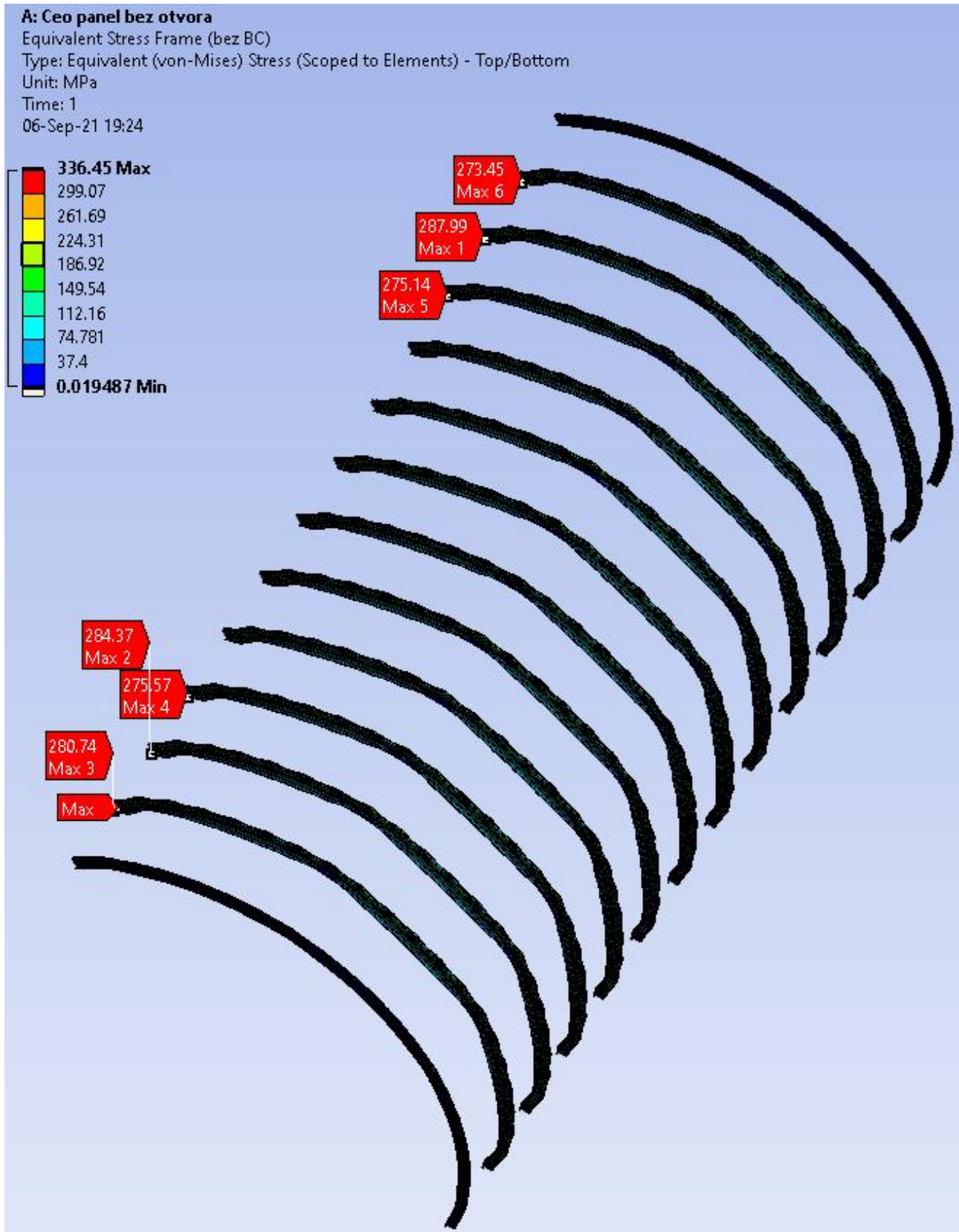
Sl.172.: Von Mises-ov napon unutar oplata gornje ljske strukture B737 Classic (Model 1)



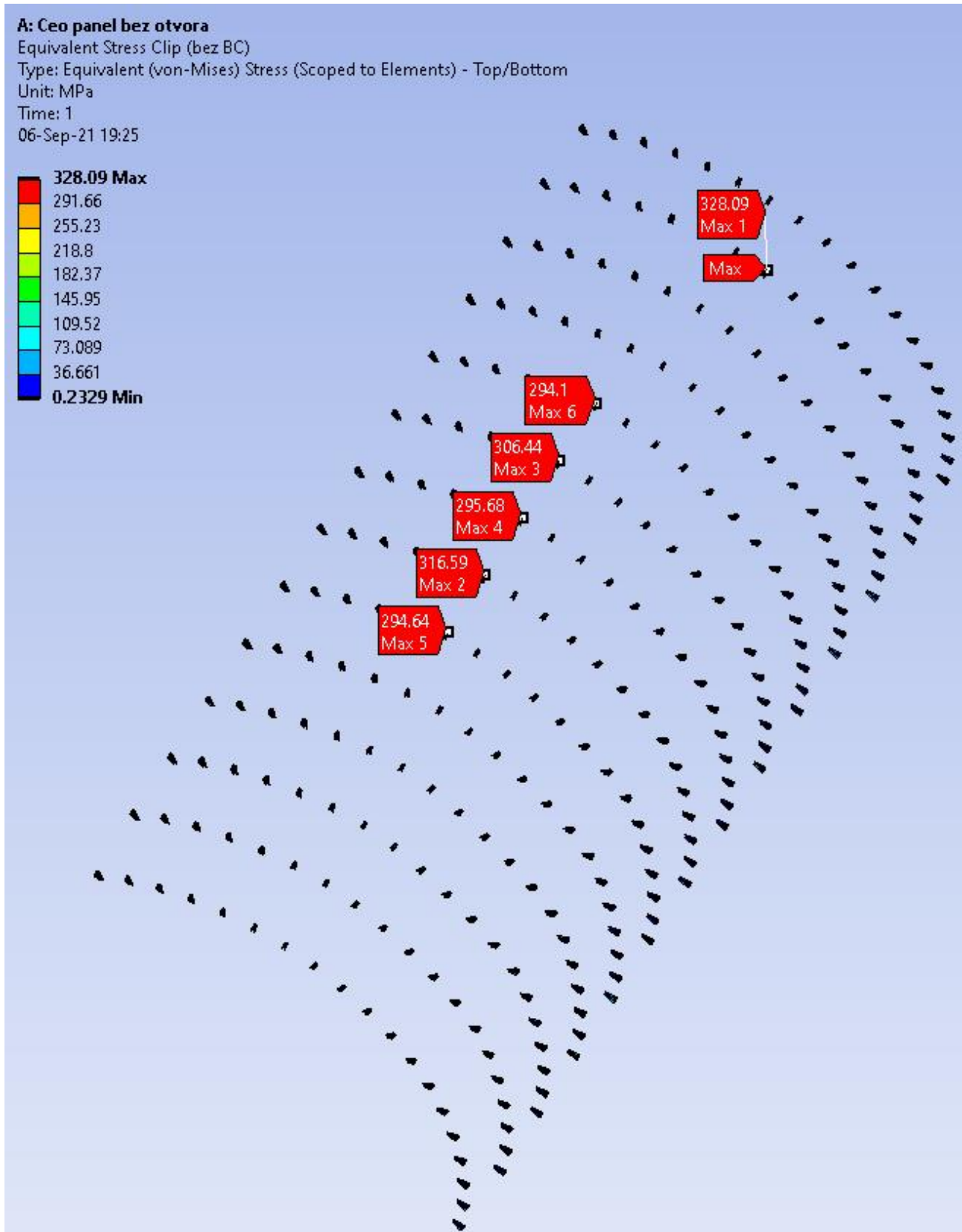
Sl.173.: Von Mises-ov napon unutar waffle dablера gornje lјuske strukture B737 Classic (Model 1)



Sl.174.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture B737 Classic (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

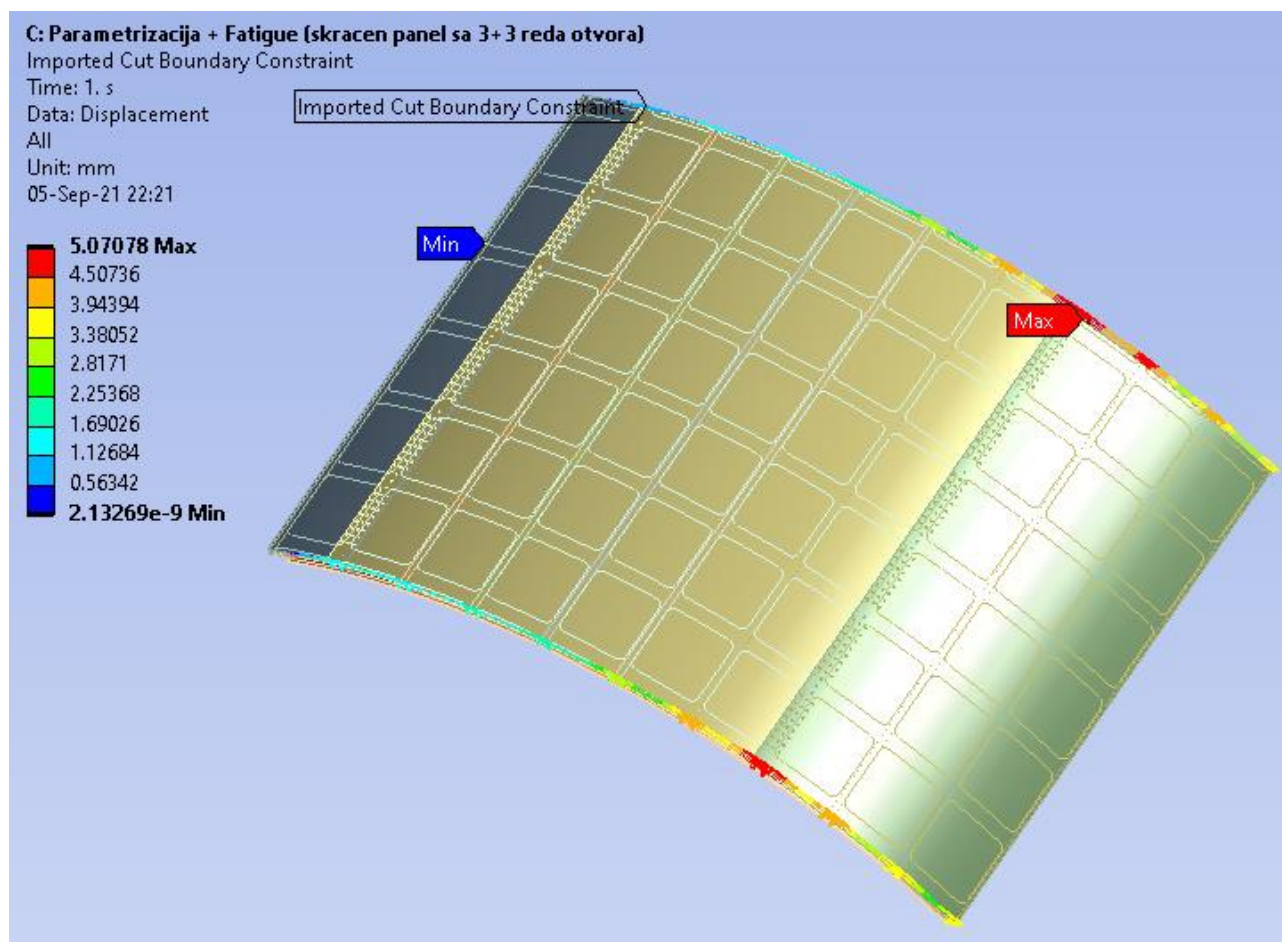


Sl.175.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljuske strukture B737 Classic (Model 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



Sl.176.: Von Mises-ov napon unutar clip-ova gornje ljuske strukture B737 Classic (Model 1) sa uklonjenim elementima koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

8.5.2.2. ANSYS Static Structural/Fatigue Tool: Procena zamornog veka neoštećene strukture



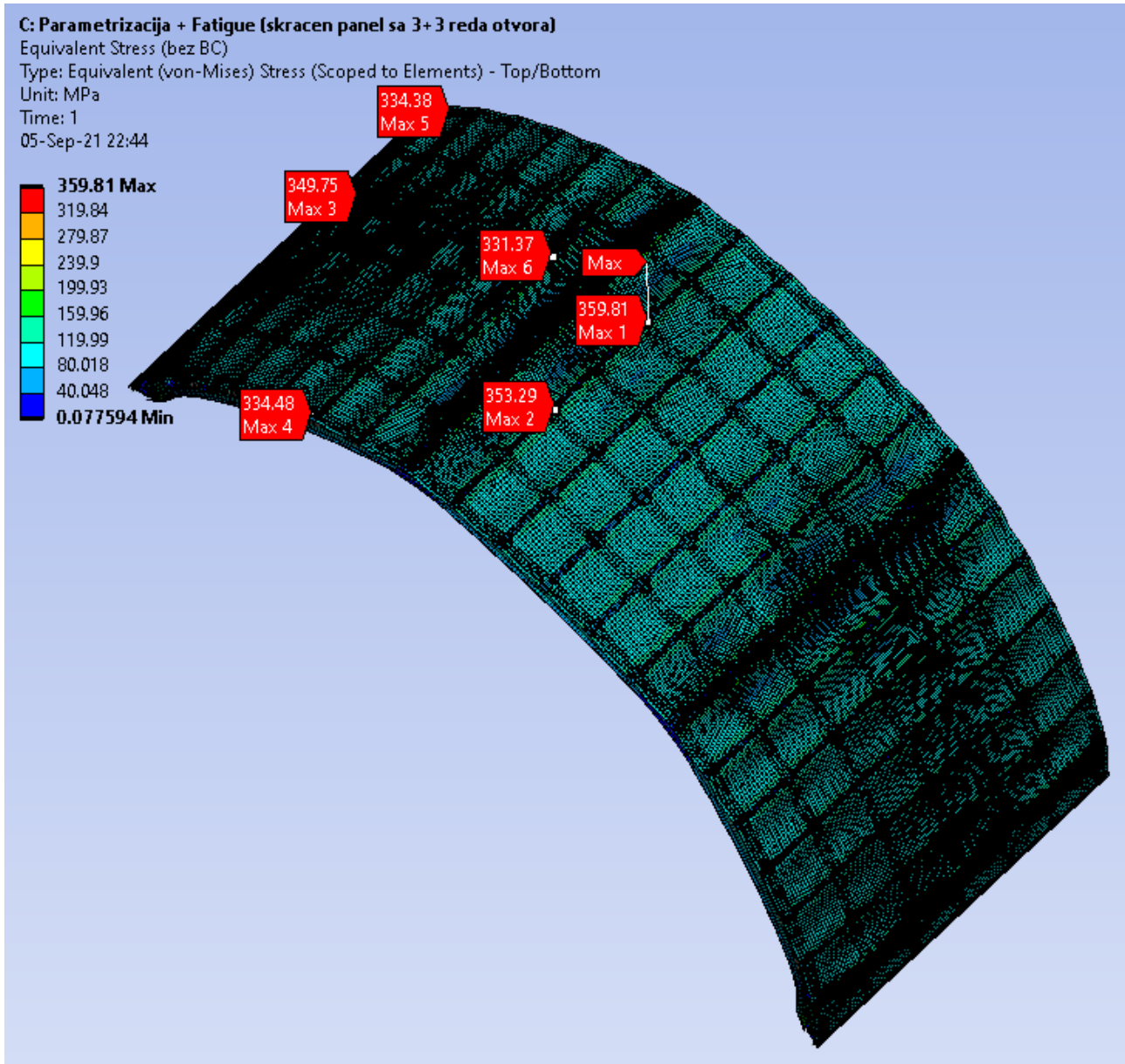
Sl.177.: Granični uslovi Submodela 1 importovani u formi deformacija sa Modela 1 gornje ljske strukture B737 Classic

Procena zamornog veka neoštećene strukture i u ovom slučaju započinje prenosom graničnih uslova sa *Modela 1* na *Submodel 1* (Sl.177.). Posmatrajući maksimalne vrednosti deformacije, kao i njihovu poziciju, ponovo zaključujemo da je ista locirana u zoni *4S* preklopnog spoja i da su njene vrednosti gotovo identične prethodnom modelu.

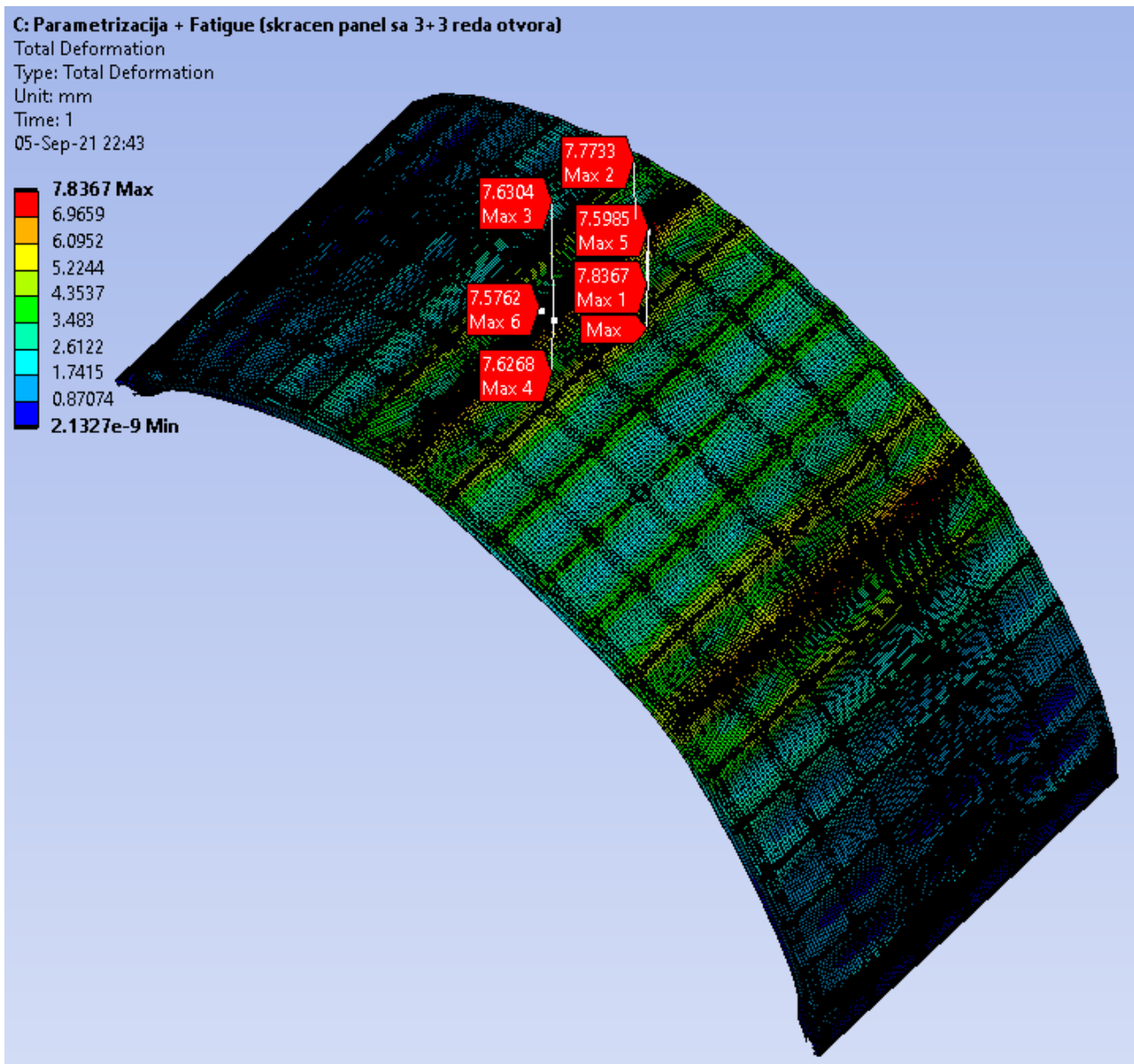
Dalje, analizirajući sveukupnu raspodelu napona *Submodela 1* (Sl.178.), i ovde možemo potvrditi identičan obrazac, kao i u slučaju modela *NG*. Što se tiče generisanih deformacija (Sl.179.-180.) istog modela, zaključujemo da ovde imamo nešto višu vrednost deformacije koja se baš i nalazi u zoni *tear strap*-a koji je izostavljen kod *NG*-a. Uz to, u istoj zoni uočavamo da imamo i nešto viši napon na oplati (Sl.181.), dok u slučaju *waffle*-a (Sl.182.-183.), ponovo u istoj zoni napon dostiže maksimalnu vrednost, dok celokupni maksimalni napon sa 166 MPa (za slučaj *NG*-a), „skače“ na 224 MPa (kod *Classic*-a).

U slučaju stringera (Sl.184.-185.), maksimalni napon se, kao i kod *NG*-a, javlja na mestu preklopnog spoja *10S*, ali sa nešto nižim vrednostima (iako je kod ovog modela stringer tanji za 0.02 mm). Ova vrednost napona generiše zamorni vek:

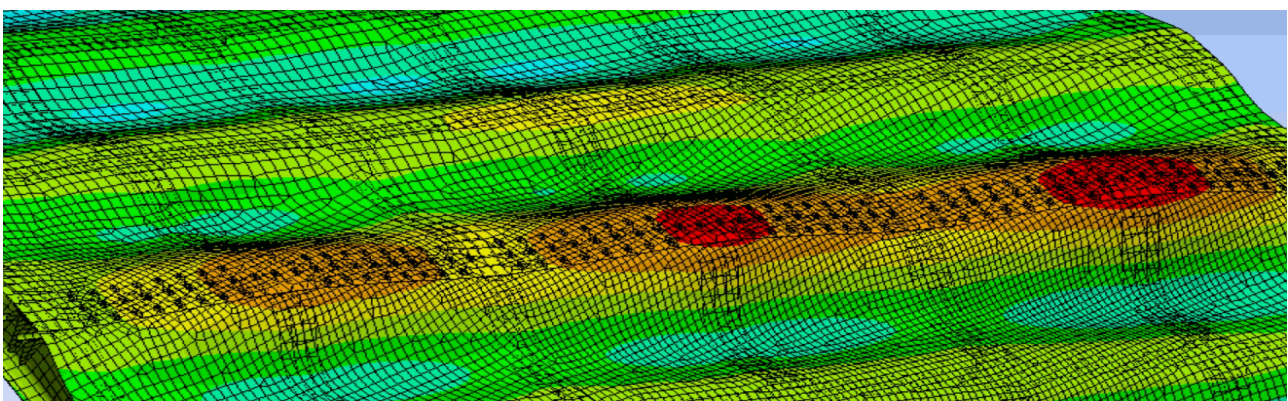
- Zamorni vek stringera: 190.310 ciklusa.



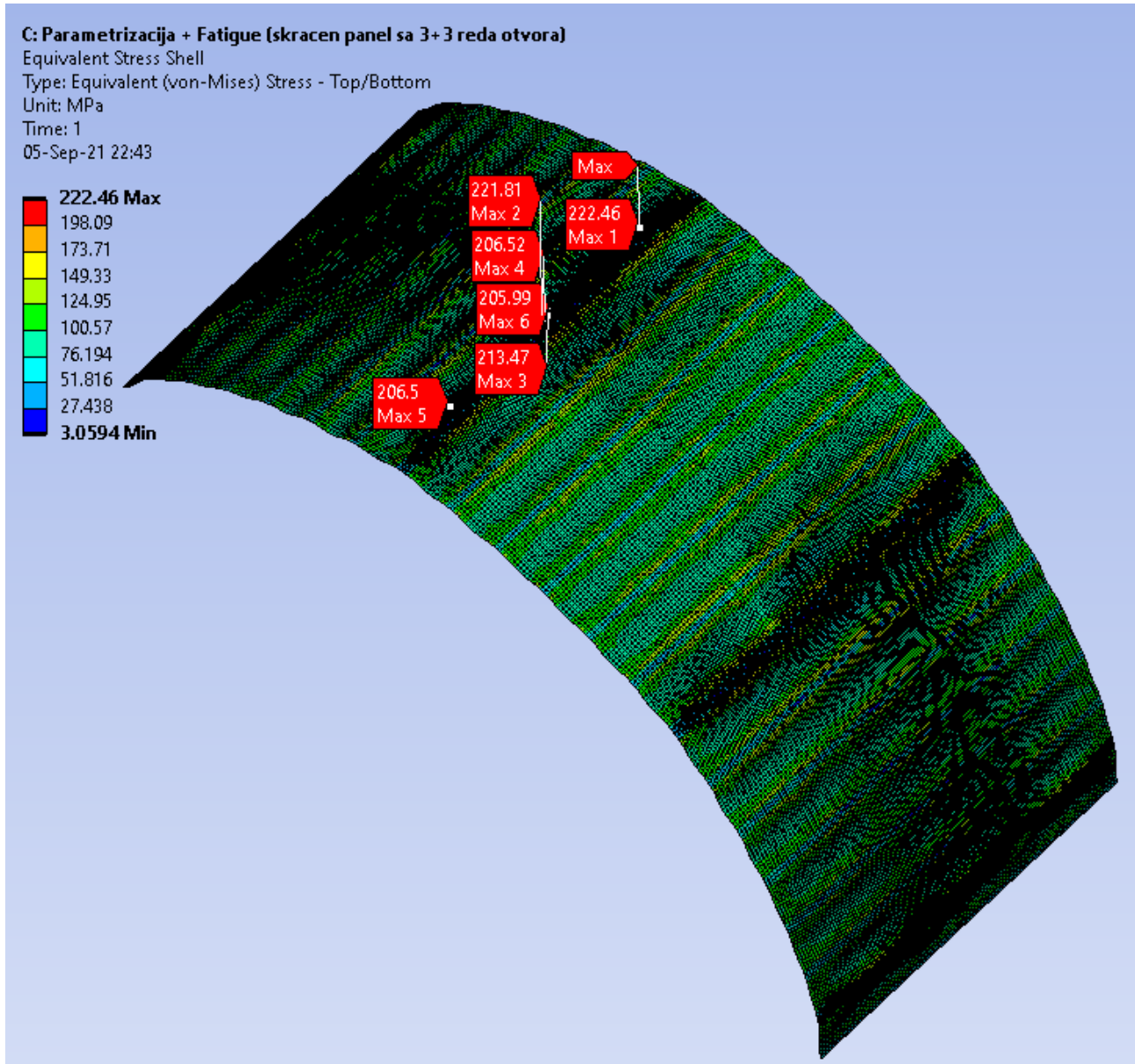
Sl.178.: Von Mises-ov napon gornje ljske strukture B737 Classic (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



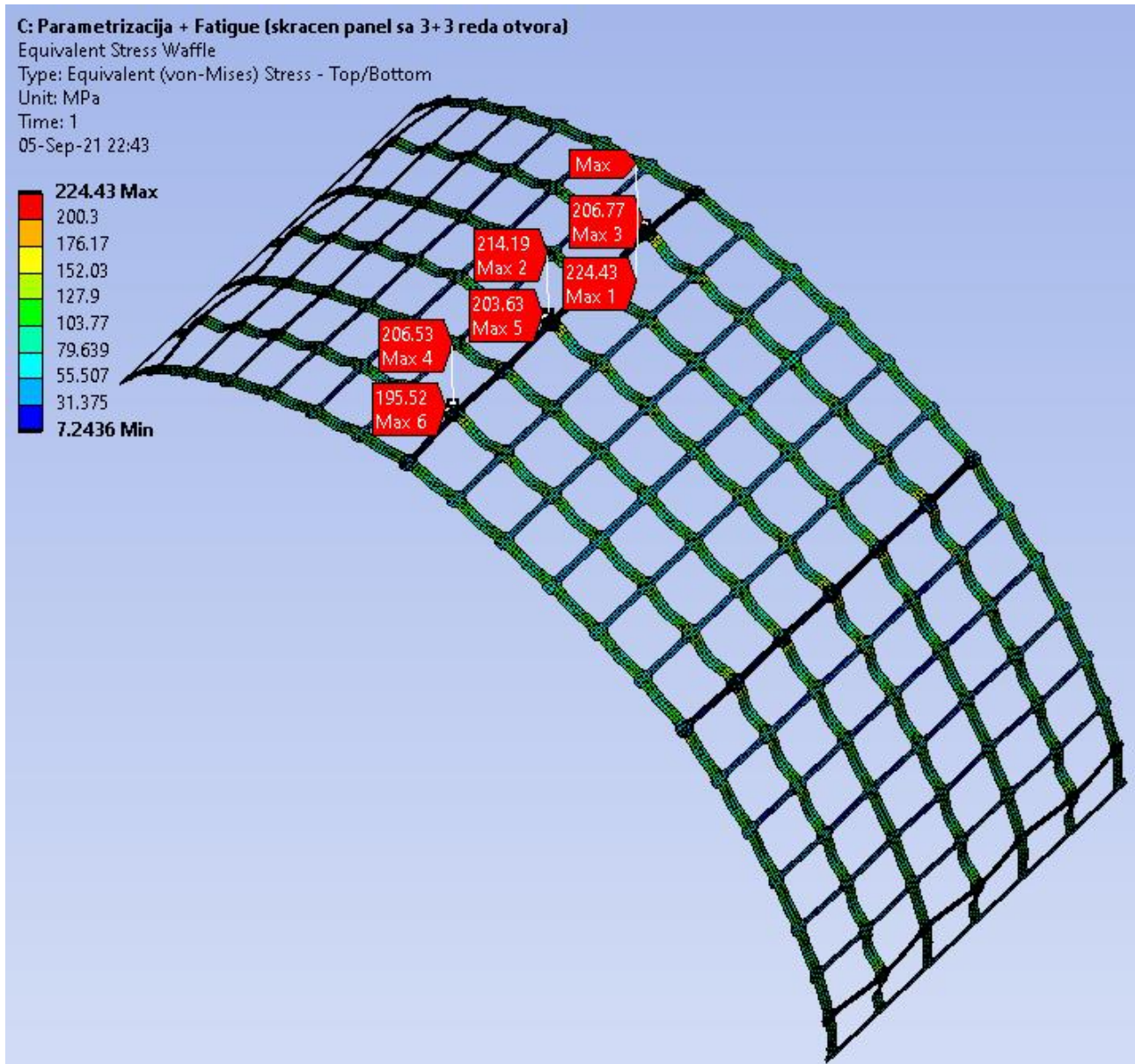
Sl.179.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1)



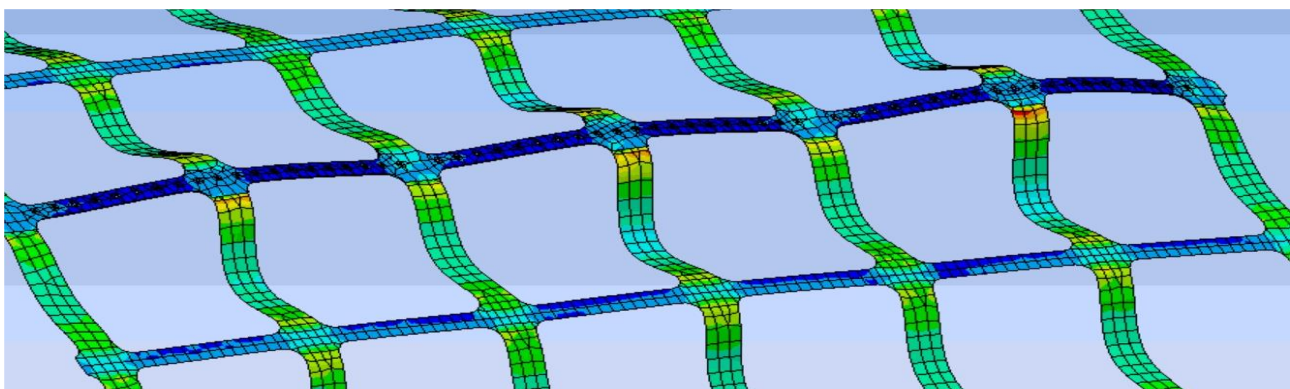
Sl.180.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1) - detalj



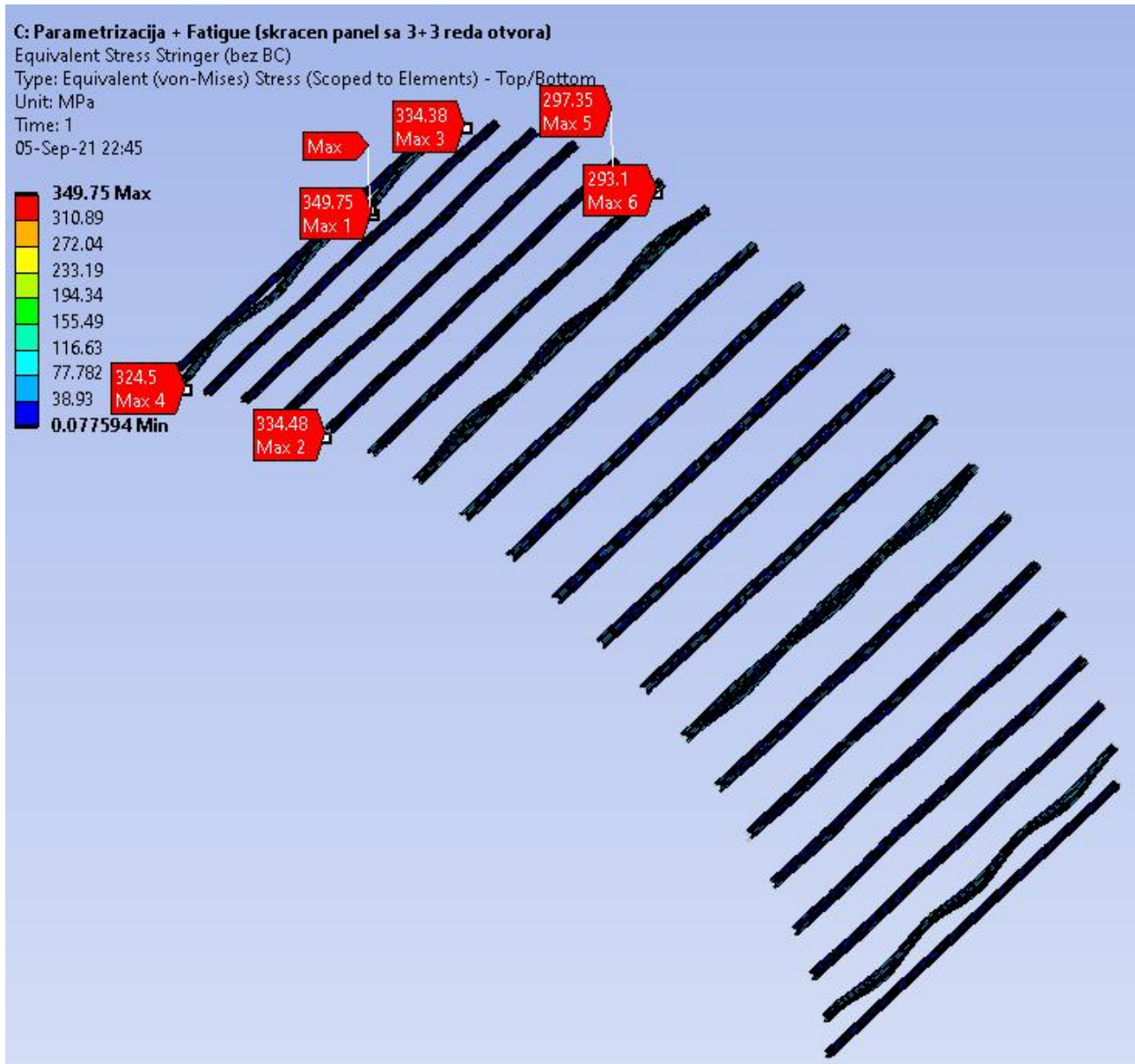
Sl.181.: Von Mises-ov napon unutar oplata gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1)



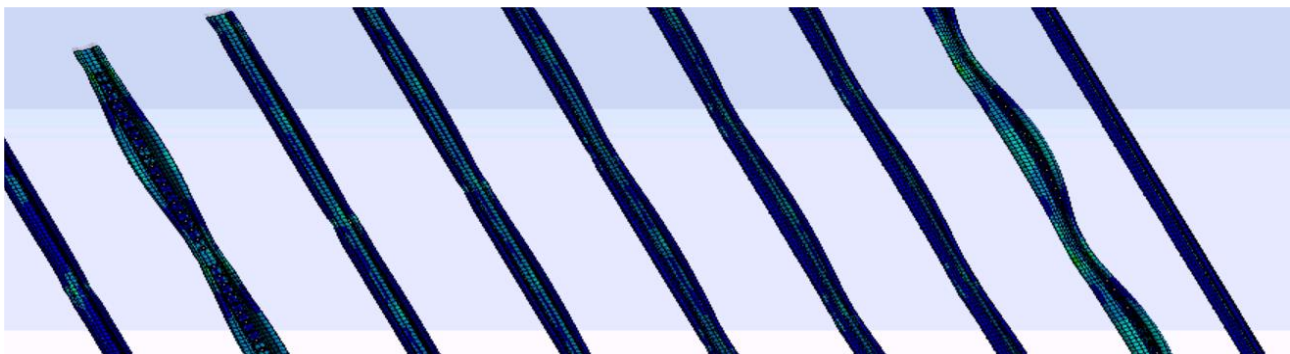
Sl.182.: Von Mises-ov napon unutar waffle-a gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1)



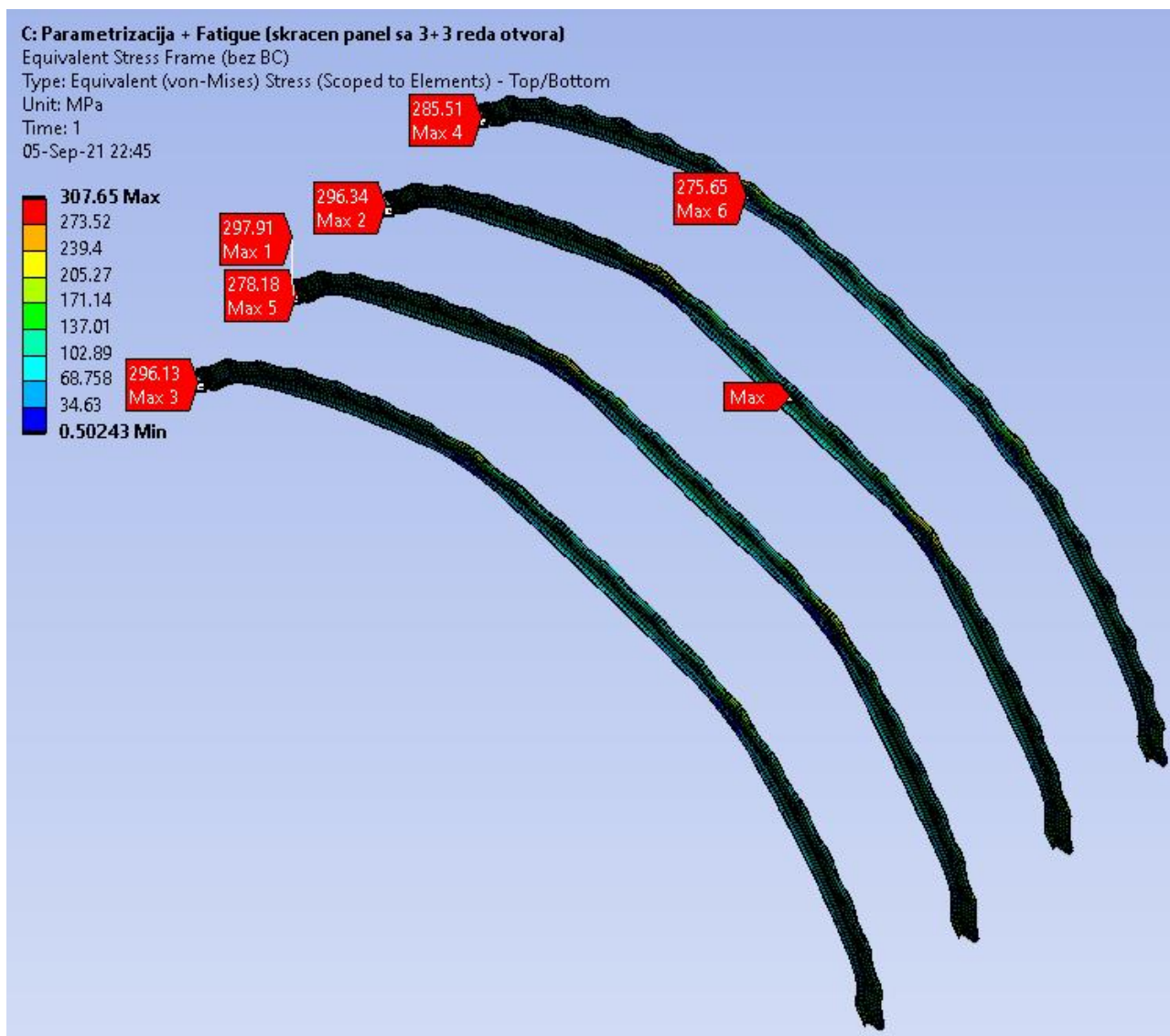
Sl.183.: Von Mises-ov napon unutar waffle-a gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1) - detalj



Sl.184.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima



Sl.185.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1) - detalj



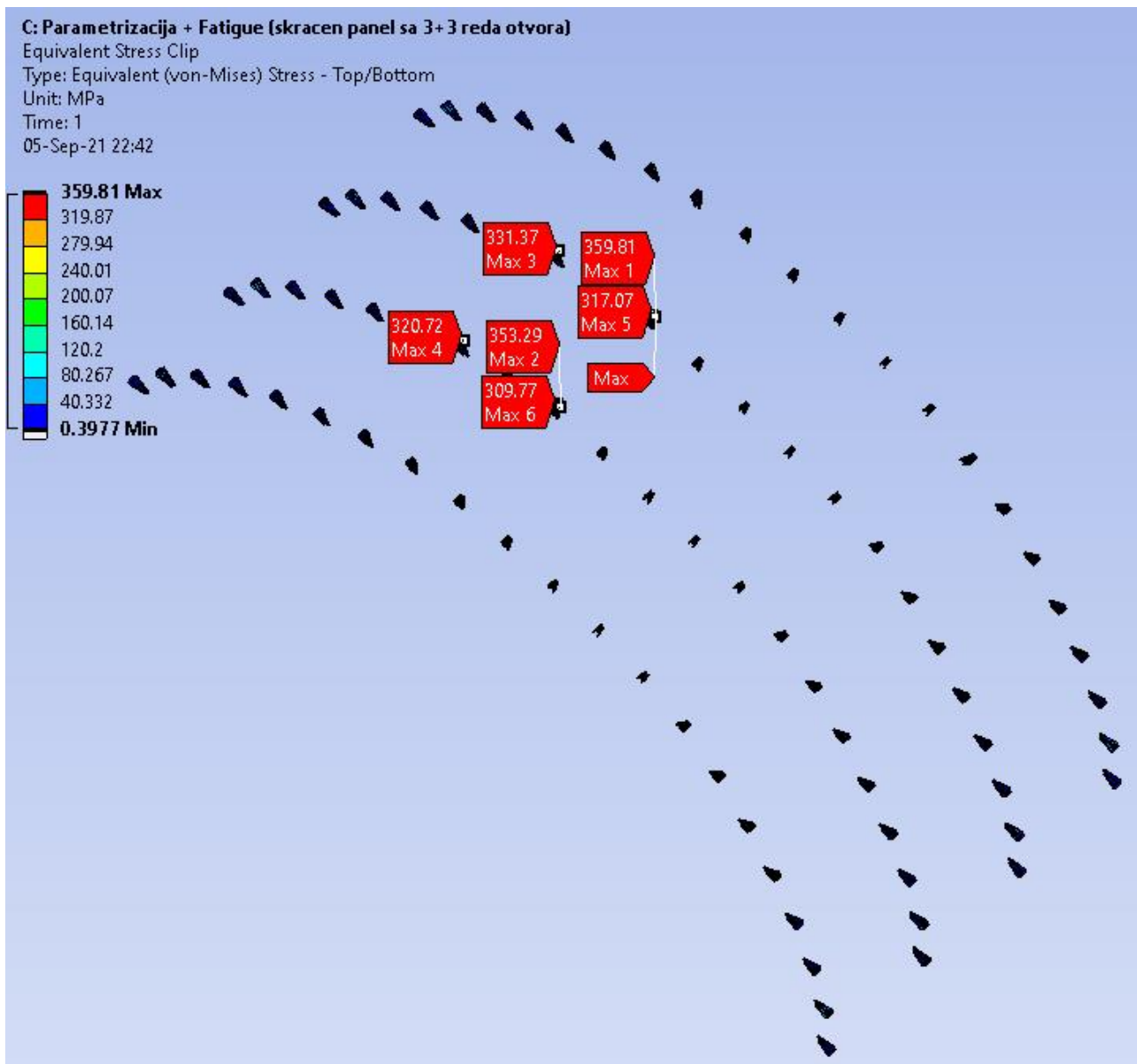
Sl.186.: Von Mises-ov napon unutar okvira gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1) sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima

U slučaju okvira (*Sl.186.*), ponovo konstatujemo isti vid raspodele napona kao kod *NG*-a, s tim da su kod *Classic*-a posmatrane vrednosti nešto više (obzirom da je i sama struktura tanja za 0,08 mm). Takođe, ovde su ponovo uočljiva „ulegnuća“, odn. vid zaravnjenja u zoni najviše tačke okvira, što najverovatnije (kako je to već i komentarisano u slučaju modela *NG*), ima presudan uticaj na poziciju maksimalnog napona.

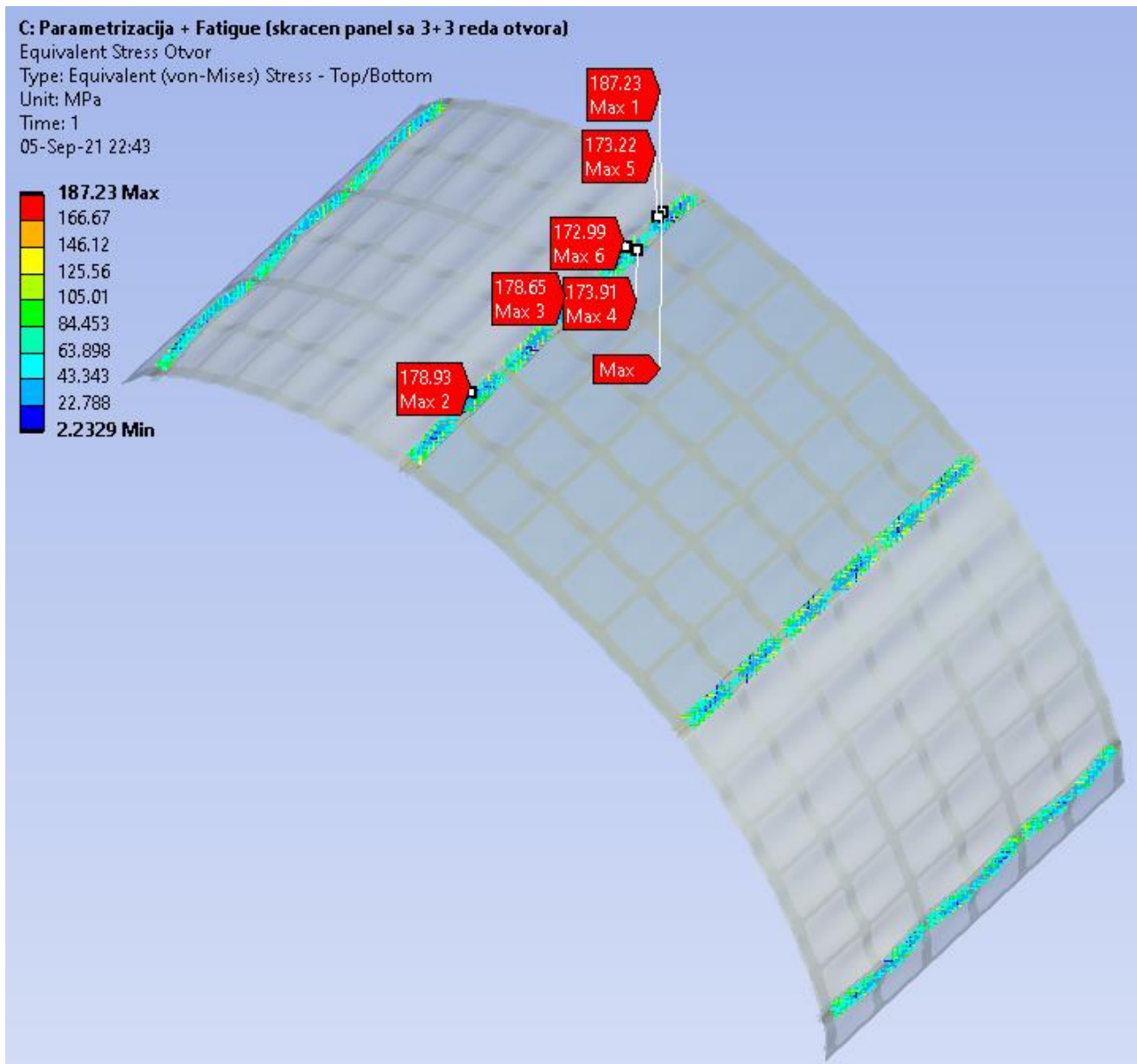
Kao poslednji deo *Submodela 1*, imamo strukturu *clip*-ova (*Sl.187.*), gde uočavamo i raspodelu napona i pripadajuće vrednosti gotovo identičnim kao u slučaju *NG*-a, ali sa veoma bitnom razlikom u debljini ove dve strukture, u smislu da *clip*-ovi kod *Classic*-a sa debljinom većom za 0.13 mm, pokazuju za oko 7.000 ciklusa kraći vek. Dakle, ovde se već može navesti da su kod modela *Classic*, *clip*-ovi najdeblje strukture sa najkraćim radnim vekom. Odnosno, za vrednosti maksimalnog napona koje su navedene na pomenutoj slici, pripadajući zamorni vek ove strukture iznosi:

- Zamorni vek *clip*-a: 128.960 ciklusa.

U slučaju otvora (*Sl.188.*), možemo i ovde ponoviti zaključke koji su već doneseni kod analize modela *NG*, s tim da ovde uočavamo nešto malo više napone.

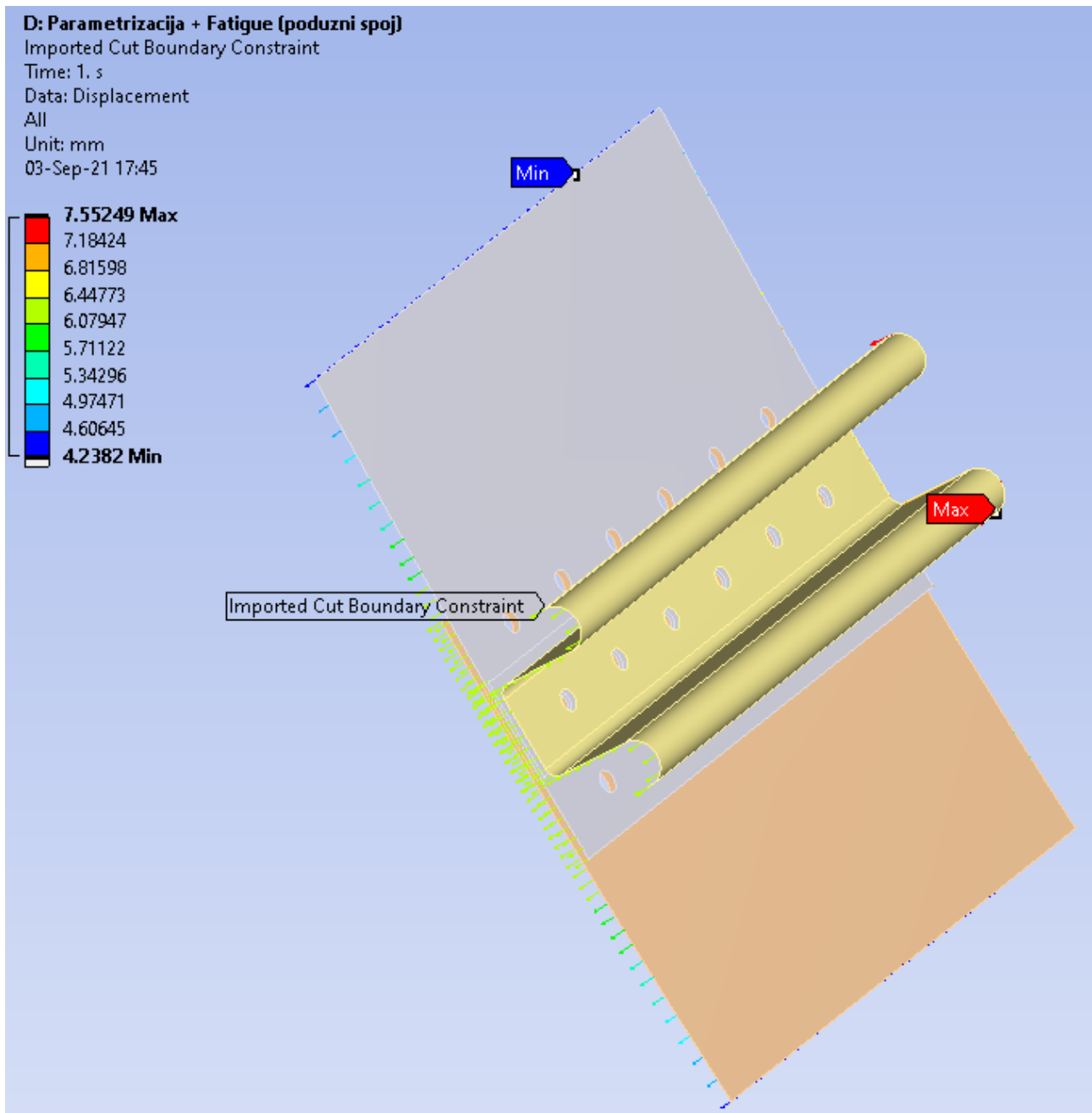


Sl.187.: Von Mises-ov napon unutar clip-ova gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1)



Sl.188.: Von Mises-ov napon unutar otvora gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 1)

Pre nego što pređemo na analizu podužnog spoja, tj. *Submodela 2*, ovde je potrebno navesti da uporedna analiza modela *NG* i *Classic* nije u potpunosti moguća, obzirom da *Submodel 2* ne predstavlja isečak koji je u slučaju oba modela uzet sa istog mesta. Tačnije, kod modela *NG*, isti je uzet na sredini poteza između okvira, dok je u slučaju *Classic*-a isti takođe ekstrahovan između okvira, ali ne sa njegove središnje pozicije, obzirom da se na tom mestu nalazi *tear strap*. Stoga i raspodela naponsko-deformacionog polja u slučaju *NG*-a deluje pravilnije. Ipak, i pored toga, važno je uočiti da *Classic* model ipak daje nešto veće deformacije i kad je u pitanju prenos graničnih uslova (*Sl.189.*), kao i u slučaju deformacije celog *Submodela 2* (*Sl.191.*).

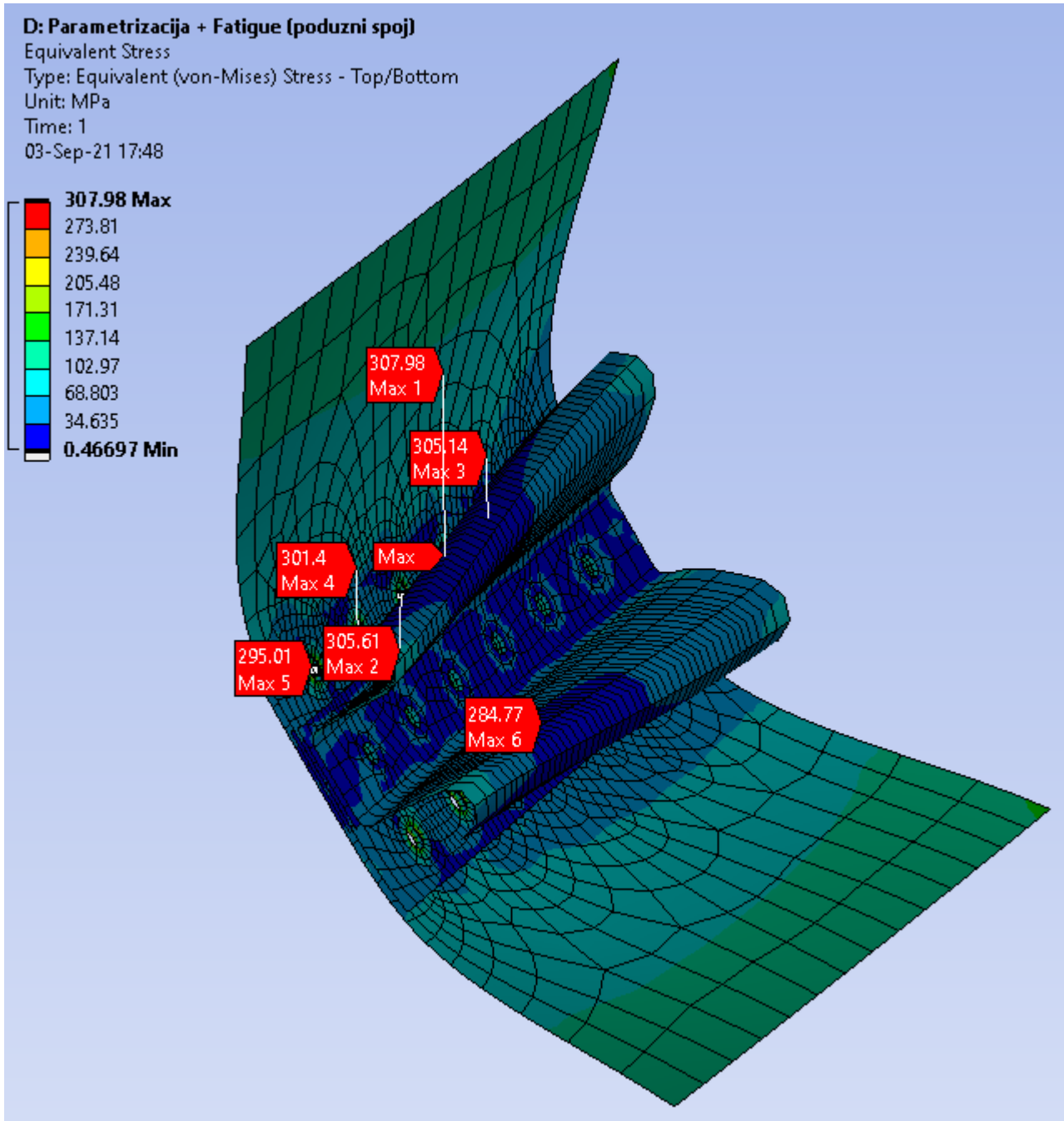


Sl.189.: Granični uslovi Submodela 2 importovani u formi deformacija sa Submodela 1 gornje ljuske strukture B737 Classic

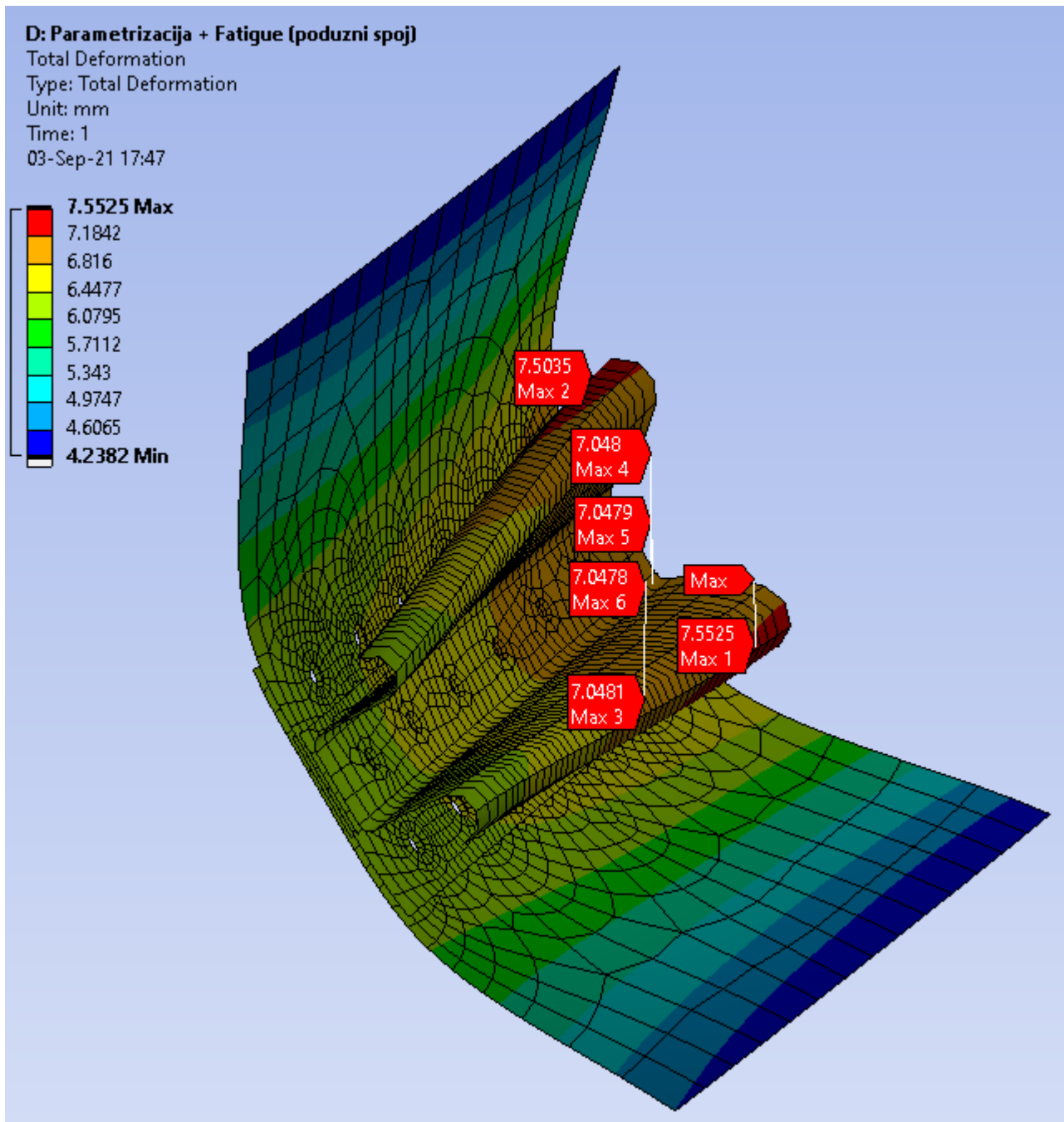
Što se tiče napona generisanih unutar *Submodela 2* (Sl.190.), nema neke bitnije razlike u odnosu na model *NG*, sem već pomenute malo nepravilnije raspodele. S tim da ovde, obzirom da su (*merge-ovani*) oplata i *waffle* nešto deblji, ali uz stringer koji je tanji za istu vrednost, naponi generisani u otvorima na stringeru (Sl.194.) toliko niski, da se oni čak kao eksplicitno navedenih 6 maksimalnih vrednosti nisu ni pojavili, iako su ovde bili i uklonjeni granični elementi mreže. Inače, ova razlika u opterećenju elemenata spoja je još značajnija kod modela *Classic*, nego kod *NG*-a, i u tom smislu, unutar tačke koja je razmatrala ovaj spoj kod *NG*-a, navedeno je da je ova raspodela kod modela *A320* bila gotovo idealna, obzirom da se razlikovala za tek nekoliko MPa. Takođe, ovde je još samo potrebno navesti da je zamorni vek *merge-ovanog* para oplata/*waffle* dabler, u slučaju opterećenja

ovde analiziranih napona u skladu sa pritiskom koji je u ovom delu analize uveden kod svih modela, i isti je shodno debljini strukture oplata, *waffle*-a i stringera, respektivno iznosio: 87, 87, 70 MPa, što je generisalo sledeće proračunske vrednosti zamora za pomenute strukture:

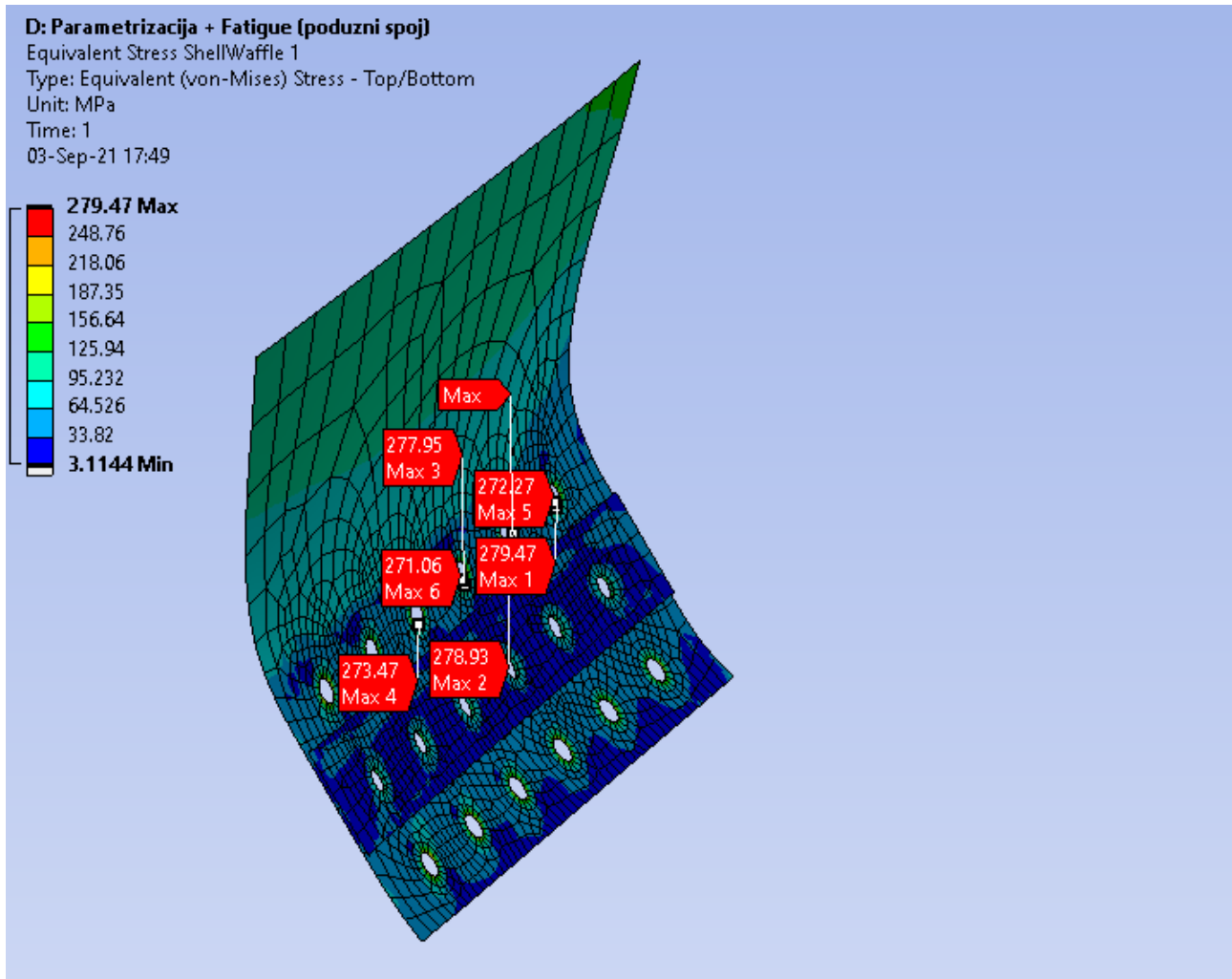
- Zamorni vek oplata/*waffle* dablara: 134.470 ciklusa.



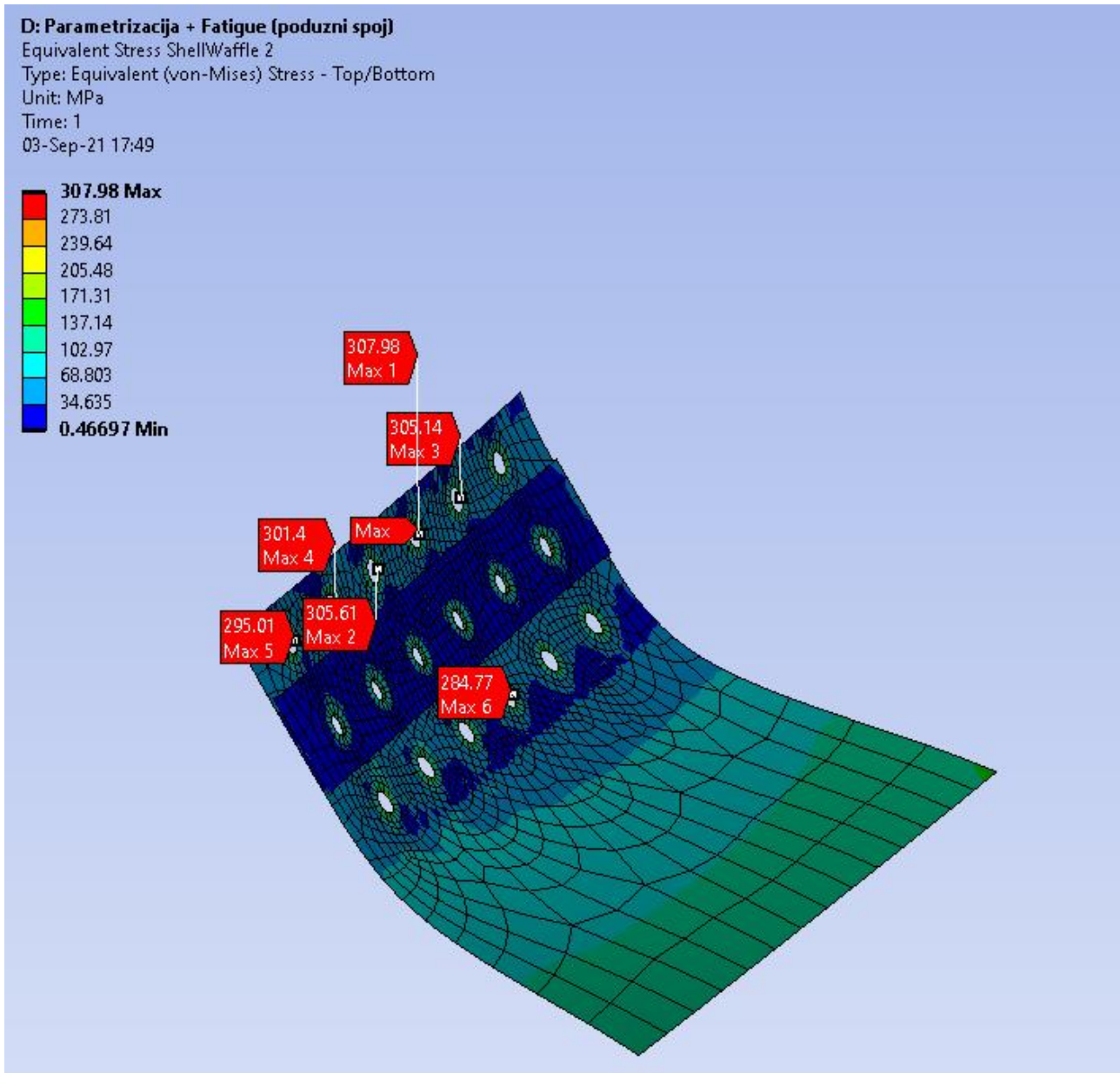
Sl.190.: Von Mises-ov napon gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 2)



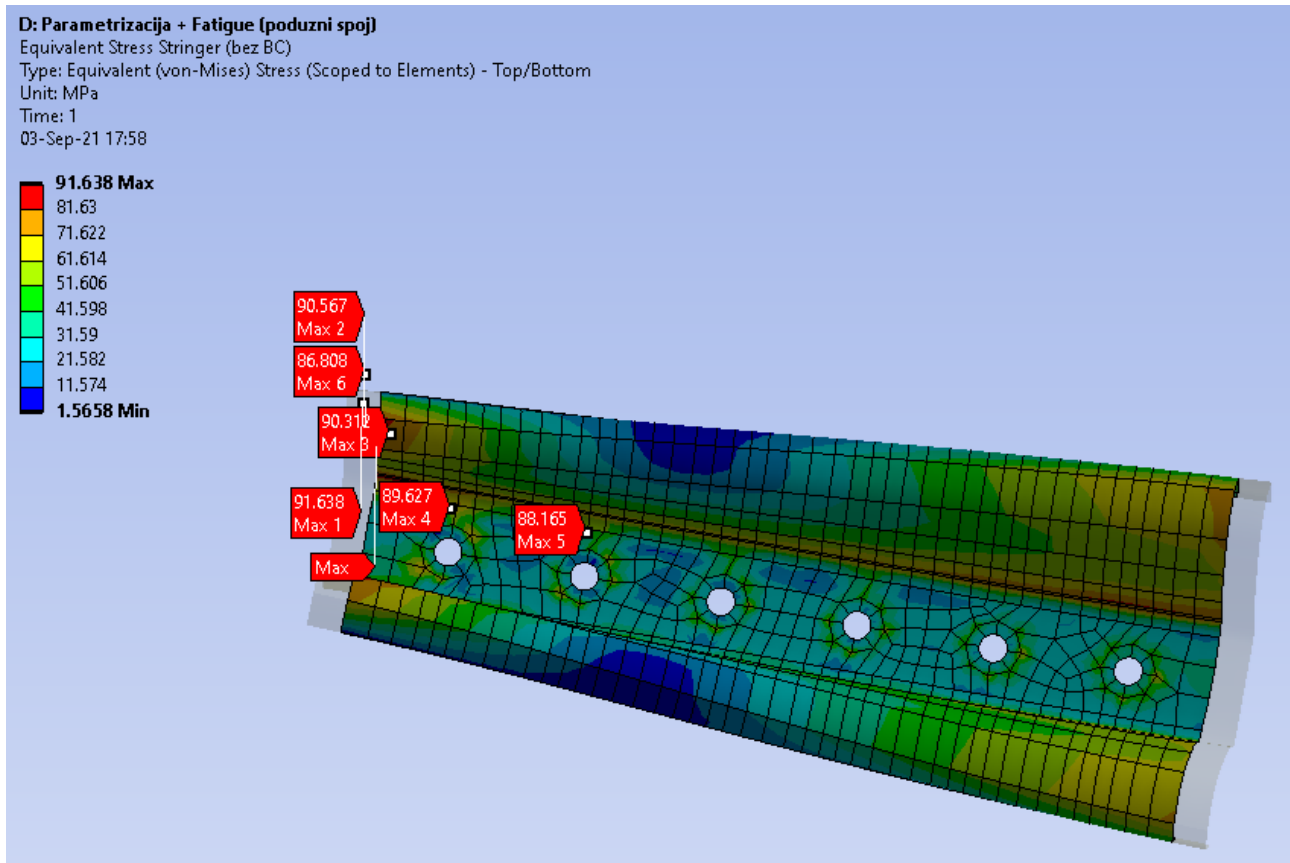
Sl.191.: Ukupna deformacija gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 2)



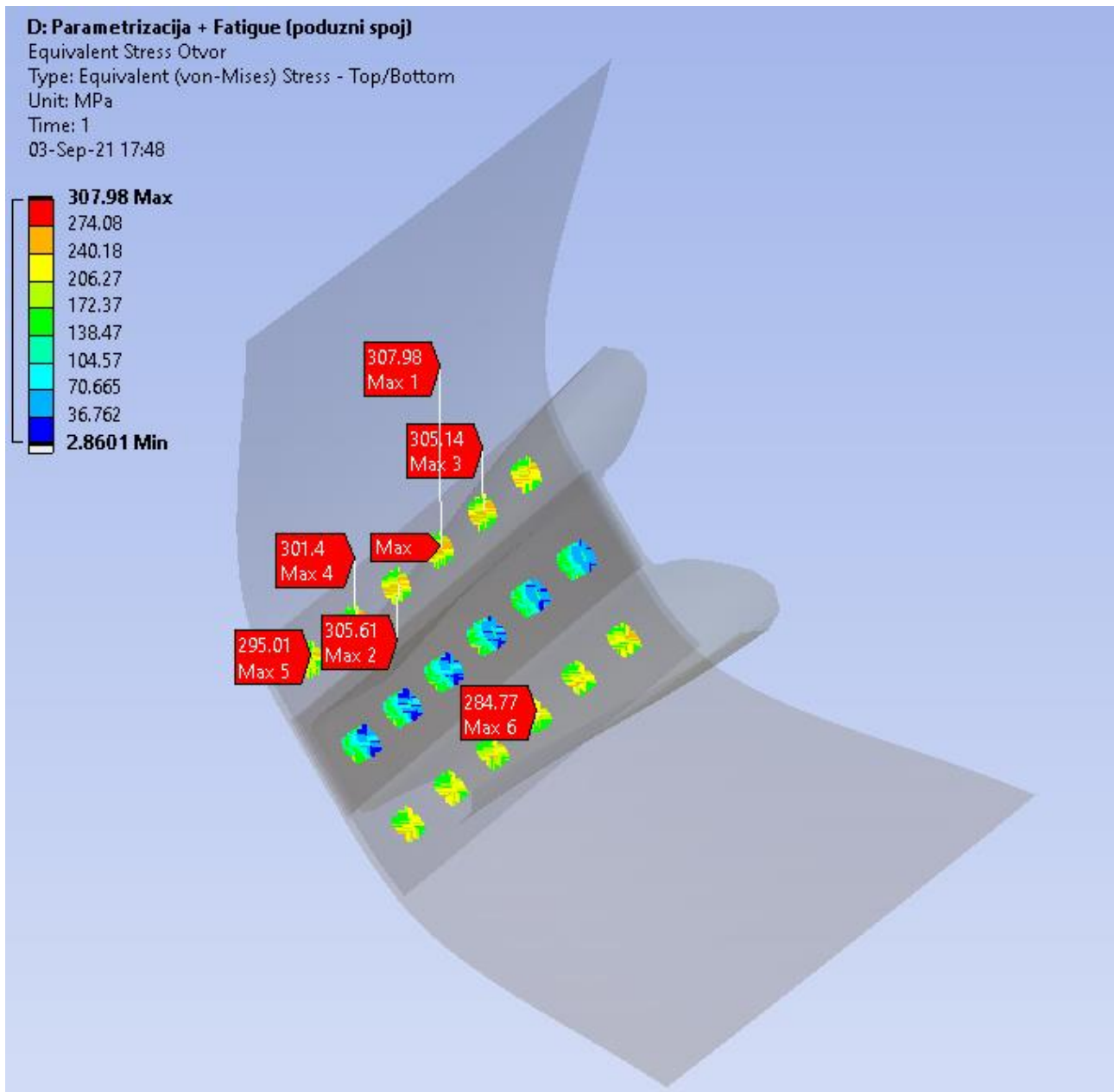
Sl.192.: Von Mises-ov napon unutar gornje oplate/waffle dablера gornje lјuske strukture B737 Classic (Submodel 2)



Sl.193.: Von Mises-ov napon unutar donje oplata/waffle dablara gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 2)



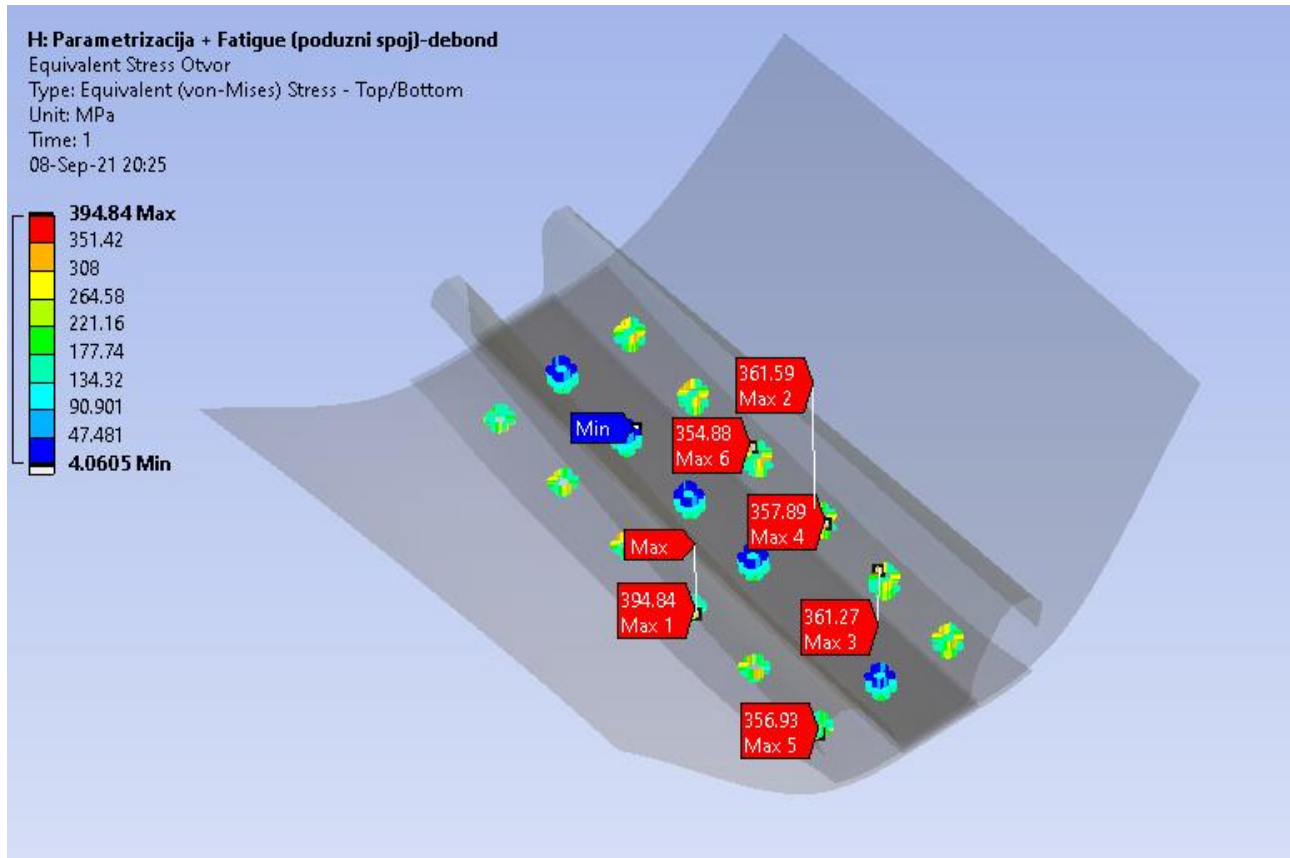
Sl.194.: Von Mises-ov napon unutar stringera gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 2)



Sl.195.: Von Mises-ov napon unutar otvora gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 2)

U slučaju modela *Classic*, takođe smo izvršili procenu osetljivosti spoja na proces debondovanja kroz proračun predstavljen na *Sl.196.* gde, kao i u slučaju *NG*-a, uočavamo drastičan skok u vrednosti napona na spoljnim redovima otvora za zakivke, kada u zoni njihovog spajanja dođe do potpunog odvajanja adhezivne veze. Ovaj postupak je proračunski sproveden na identičan način kao kod modela *NG*. Za vrednosti napona koje su predstavljene, proračunska vrednost broja zamornih ciklusa segmenta oplata/*waffle* iznosi:

- Zamorni vek oplata/*waffle*: 16.345 ciklusa.



Sl.196.: Von Mises-ov napon unutar otvora oplata/waffle dablера i stringera gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 2) u slučaju debondovanja spoljnjih veza spoja

8.5.2.3. ANSYS Static Structural/Fracture Tool/SMART: Procena zamornog veka strukture sa prisustvom višestrukih prslina

U slučaju modela B737 Classic, ponovo sprovodimo postupak čiji su i tok i smisao već razjašnjeni, stoga će ovde odmah biti prezentovani rezultati verifikacione metode koji su dobijeni primenom istih alata: NASGRO (Sl.197.) i ANSYS (Sl.198a.-198b.).

STRESS INTENSITY SOLUTION CHECK FOR TC05

 DATE: 20-Sep-21 TIME: 17:56:27
 (NASGRO Version 4.02, September 2002.)
 SI units [mm, MPa, MPa sqrt(mm)]

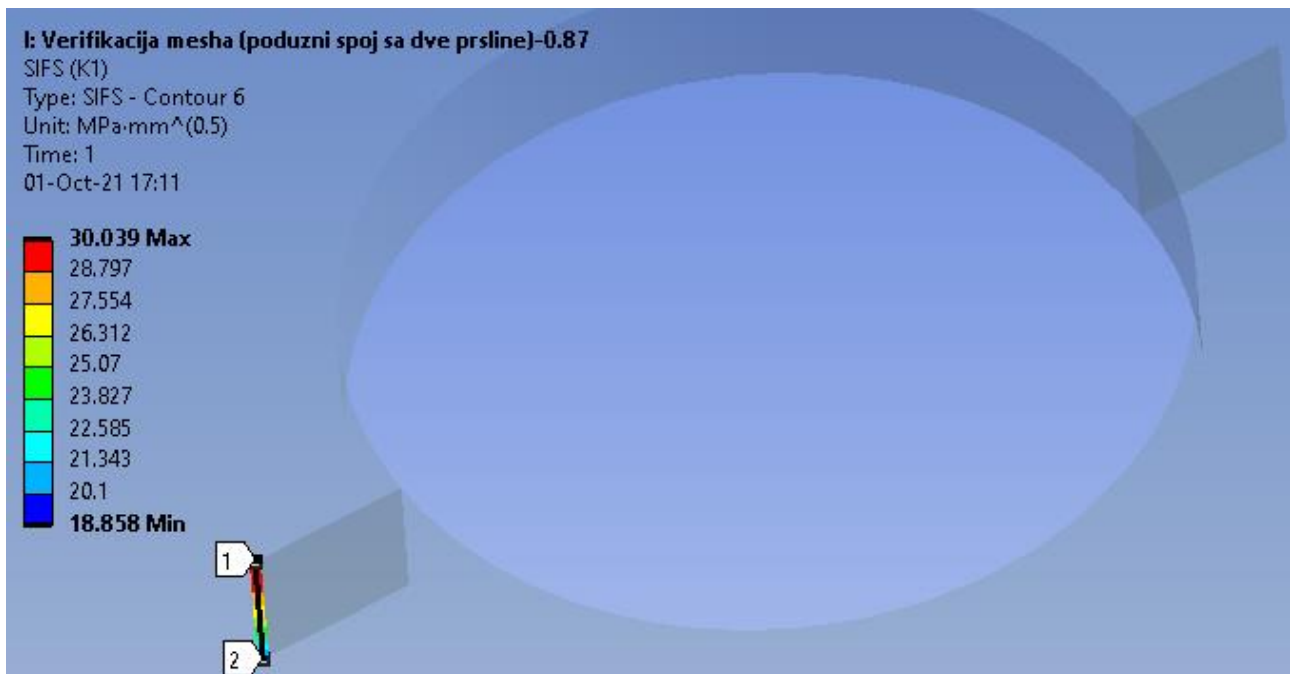
Crack geometry option used:
 Two equal cracks at each hole
 Plate Thickness, t = 0.8700
 Hole Dia., D = 5.0000
 Hole-to-Hole Dist., H = 24.2000
 Dia./Edge-Dist. Ratio, D/B = 0.0000
 (D/B = 0 means B is very large)

S0: Tensile Stress
S0 = 7.114
S3: Avg Bearing Stress
S3 = 0.000
S4: Tensile Stress
S4 = 0.000

Material Yield Stress = 250.00

c	:	K	:	Snet	:	Sn/Sy
-----:-----:-----:-----						
1.0000	:	23.7935	:	10.009	:	0.040

Sl.197.: NASGRO verifikacija primenjene mreže



Sl.198a.:SIF za prslinu br.1 - verifikacija



Sl.198b.:SIF za prslinu br.2 – verifikacija

Primenom *NASGRO* metoda dobili smo da je SIF $23.7935 \text{ MPa}\sqrt{\text{mm}}$, dok su vrednosti unutar *ANSYS* kalkulacije za obe prsline iznosile 30.039 i 28.882. Tumačeći iste, može se reći da je njihova relativna razlika prihvatljiva. Takođe, u poređenju sa modelom *NG*, uočavamo da su verifikacione vrednosti (Sl.198a.-198b.) vrlo slične, dok je u slučaju stvarnih vrednosti, ovo odstupanje ipak nešto veće. Razlog za to se verovatno može naći u razlici između ove dve strukture, koje u slučaju *Classic*-a podrazumevaju nešto veću debljinu i malo drugačiju geometriju zbog prisustva dodatnog *tear strap*-a.

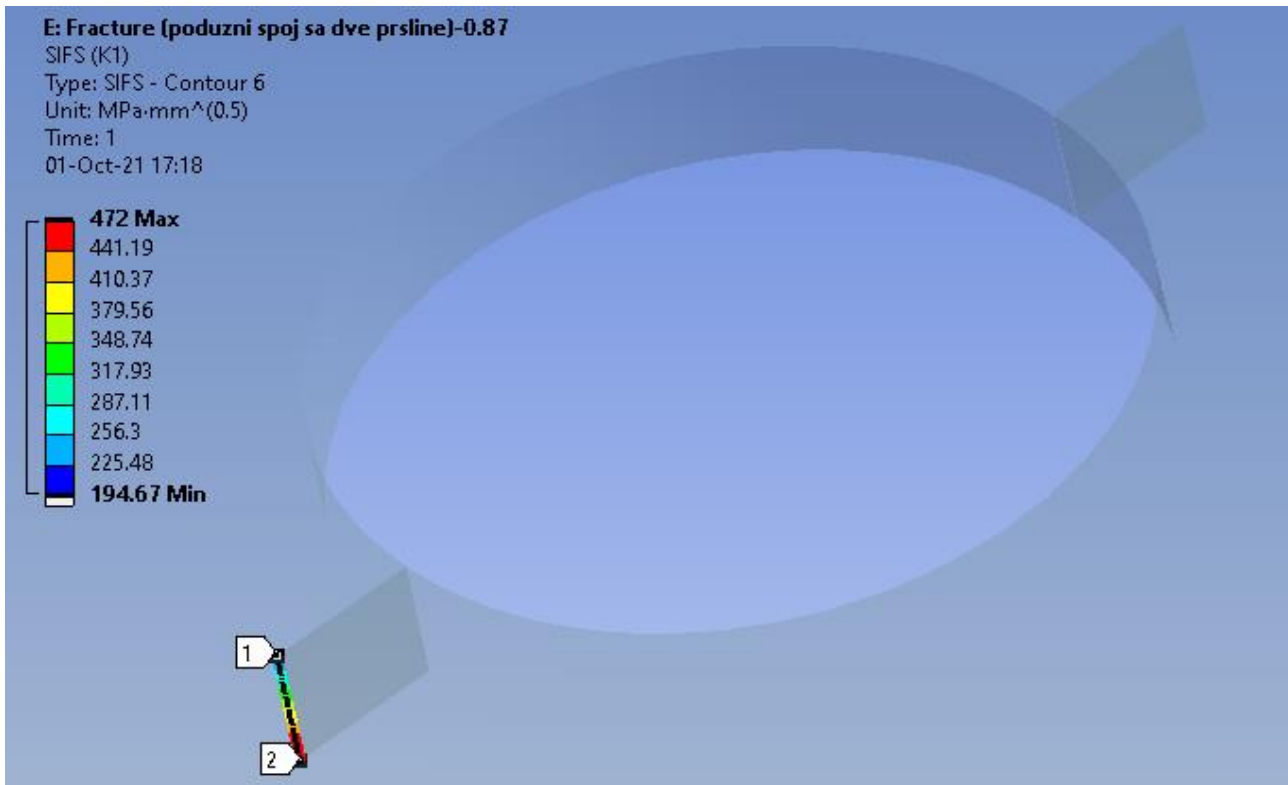
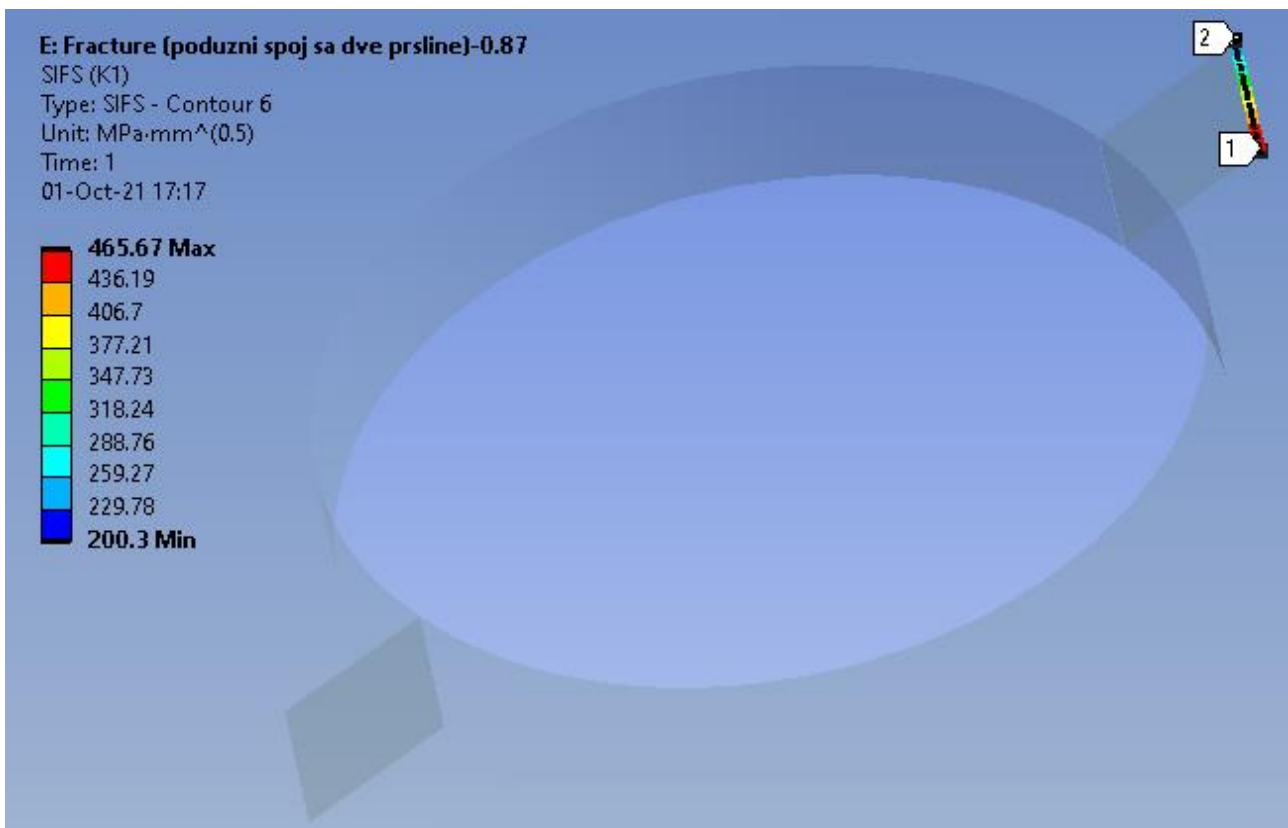
U slučaju primene *SMART* alata dobijamo proračunske vrednosti koje su u globalu još niže nego kod *NG*-a, tj.:

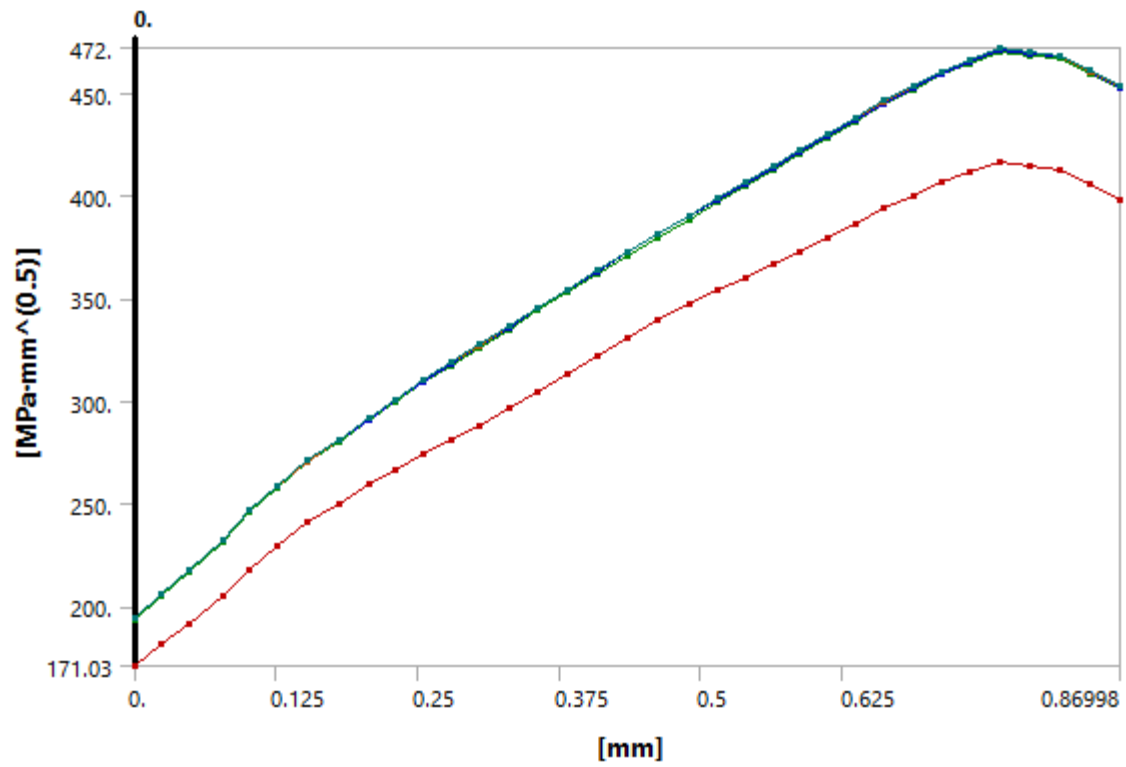
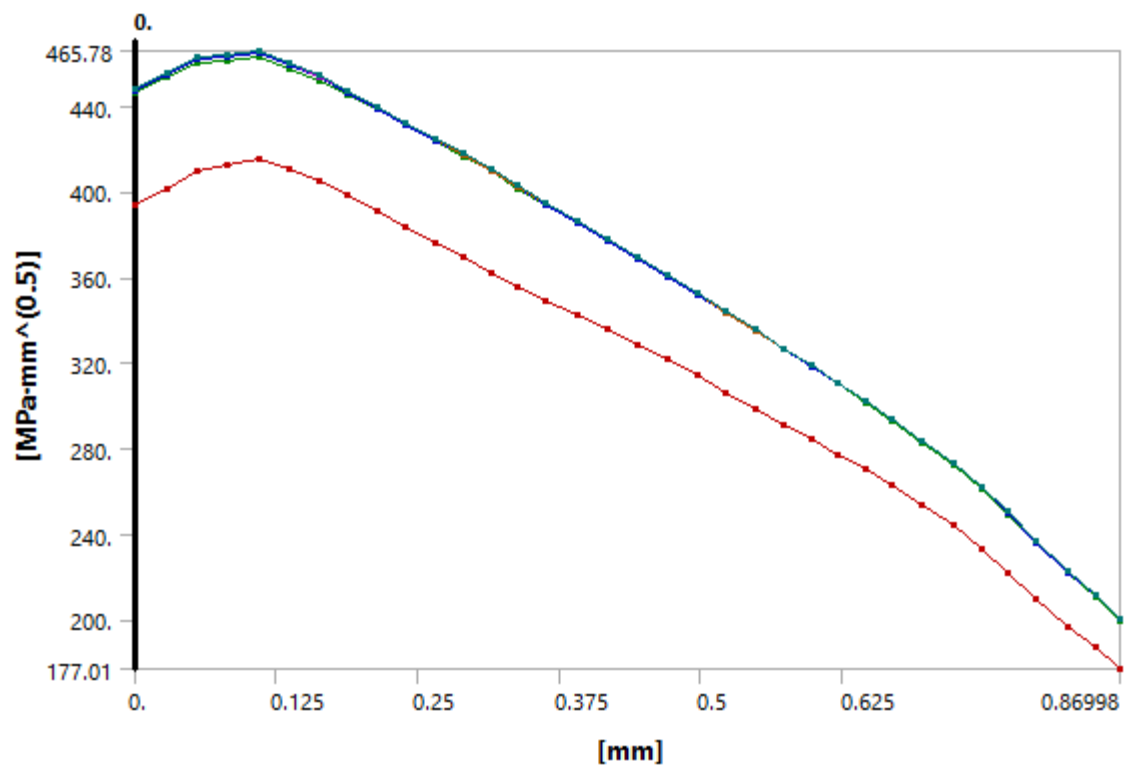
Prslina 1: dužina prsline (0,010457 mm)

Prslina 2: dužina prsline (0,048509 mm)

Broj ciklusa: 57

Stoga ni zaključak donesen u slučaju analize ove strukture ne odstupa od onog koji je već pominjan.

*Sl.199a.:SIF za prslinu br.1**Sl.199b.:SIF za prslinu br.2*

*Sl.200a.:SIF za prslinu br.1**Sl.200b.:SIF za prslinu br.2*

8.5.2.4. Procena varijacije zamornog veka u funkciji od parametra debljine

Oplata/ Waffle	Okvir	Stringer	Clip	Vek Oplata/Waffle	Vek Stringer	Vek Clip	Težina kg (Model 1)
0,87	0,7	0,7	1	134.470	190.310	128.960	71,381
0,86	0,7	0,7	1	125.220	178.200	128.110	70,816
0,88	0,7	0,7	1	145.750	203.410	129.940	71,946
0,87	0,69	0,7	1	132.570	178.920	116.480	71,282
0,87	0,71	0,7	1	136.360	202.520	142.610	71,48
0,87	0,7	0,69	1	134.360	177.060	138.400	71,193
0,87	0,7	0,71	1	134.570	204.860	120.530	71,568
0,87	0,7	0,7	0,99	134.430	189.960	117.570	71,359
0,87	0,7	0,7	1,01	134.510	190.650	141.260	71,402

T.8.: Zamorni vek u funkciji od promene debljine elemenata strukture

U okviru T.8., ponovo je dat pregled promene debljine svih elemenata strukture za vrednost $\pm 0,01$ mm, u cilju procene uticaja variranja pomenutog parametra na njen zamorni vek, kao i na vek ostatka strukture, kao što je to već urađeno kod prethodna dva modela. U tom smislu, ovde je, kao i kod NG-a, uočljivo da svako variranje debljine određenog elementa pokazuje najveći uticaj upravo na zamorni vek te strukture, sem u slučaju uticaja okvira na *clip*. Takođe, gotovo identično prethodnom modelu, uočljivo je da na broj zamornih ciklusa para oplata/waffle dabler, variranje debljine bilo kog drugog dela strukture nije pokazalo bitniji uticaj, dok je na zamorni vek stringera bitno uticala debljina svakog dela strukture, sem *clip*-ova. Što se tiče zamornog veka upravo pomenutih *clip*-ova, ovde takođe imamo vrlo sličan obrazac kad je u pitanju variranje debljine ostalih struktura, s tim da ovde promena debljine oplata/waffle-a gotovo da nije imala uticaja na njegov zamorni vek, dok su se promene debljine i okvira i stringera pokazale kao vrlo uticajne. U tom smislu, ovde je promena debljine okvira takođe dovela do promene njihovog zamornog veka, ali u bitno većem obimu nego kod NG-a, dok je u slučaju variranja debljine stringera ovaj proces takođe bio uticajan, ali u nešto manjem obimu i sa obrnutim trendom.

8.5.2.5. Procena mogućnosti produženja zamornog veka strukture ljske trupa

Nakon izvršene numeričke analize, čiji su rezultati prezentovani unutar prethodnih tačaka, izvršićemo sintezu dobijenih zapažanja, i u skladu sa njom dati sugestije po pitanju mogućih načina produženja zamornog veka delova analiziranih modela koji su bili uočeni kao najproblematičniji. U tom smislu, kao strukturu sa najlošijim i zamornim i naponsko-deformacionim karakteristikama, razmatraćemo model B737 Classic, mada, obzirom na vrlo visoku sličnost sa derivativom-naslednikom B737 NG, veliki broj sugestija će se odnositi i na ovaj model. Strukturu ljske modela A320 ovde nećemo razmatrati, obzirom da je ista u poređenju sa preostale dve, pokazala izuzetne karakteristike u svakom segmentu analize.

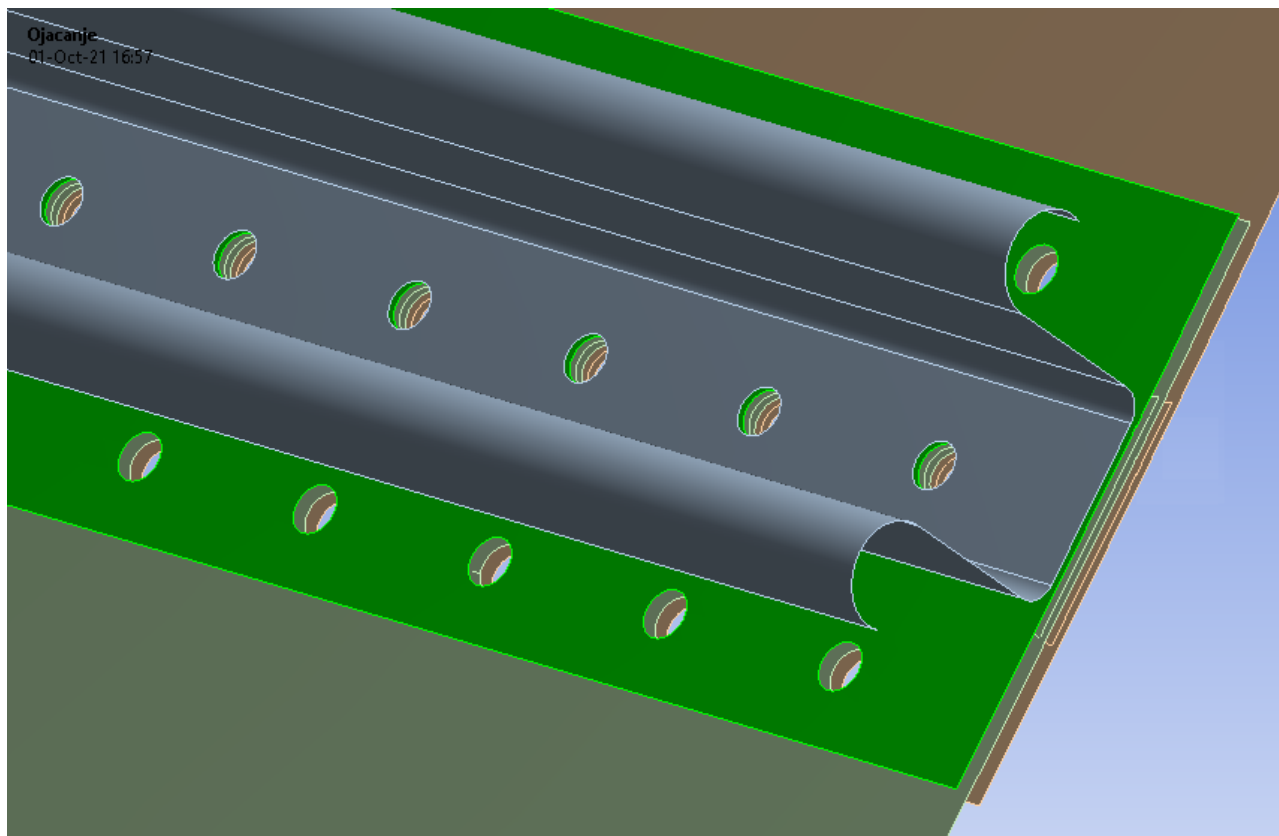
Rešavanje ovog problema ćemo pokušati da raščlanimo na dva dela. Prvi deo bi se odnosio na mogućnosti poboljšanja zamornih odlika već postojeće strukture, dok bi drugi trebao da pruži malo radikalniju sliku u smislu uzimanja u obzir bitnije izmene ovako koncipirane strukture.

Dakle, ako se fokusiramo na zatečeno stanje postojeće strukture, odn. element koji je pokazao najlošije zamorne odlike, to su bez sumnje *clip*-ovi (kod kojih je u proračunu korišćena njihova stvarna debljina, što je preuzeto iz izvora koji su gore citirani), i za iste možemo reći da ne samo da predstavljaju strukturu sa najkraćim zamornim vekom, nego i da imaju najveću debljinu, dok je

odmah iza njih zona podužnog spoja koja je pokazala tek malo bolje rezultate. Naravno, oba slučaja se odnose na *Classic* model, kod kog su svi navedeni elementi veće debljine (u poređenju sa modelom *NG*).

U smislu predlaganja poboljšanja, ako se problem tumači samo kroz delovanje presurizacionog opterećenja, odn. posmatra tabela *T.8.*, uočavamo da je dužina zamornog veka *clip*-a, u priličnoj meri zavisna od geometrije elemenata sa kojim vrši raspodelu opterećenja, tj. okvirima i stringerima, kao i od sopstvene geometrije. Međutim, obzirom na iskustvo stečeno u projektovanju ove strukture, potrebno je ovde još jednom naglasiti da su i, konkretno stringeri, osetljivi na geometriju *clip*-a, stoga takve procene nije moguće donositi bez izlaganja celokupne ljuske kompletnoj slici realnog spektra, pogotovo iz razloga što pomenuti stringeri nose manji deo presurizacionog opterećenja, tj. kompletnija slika bi se dobila kada bi se oni izložili i savijanju, obzirom da je uočena njihova osetljivost na preveliku krutost *clip*-ova koji u tom slučaju počinju da generišu napone u stringerima koji se već mogu smatrati ekscesivnim. Dakle, ako problem posmatramo samo kroz presurizaciono opterećenje, onda direktno čitajući rezultate iz pomenute tabele zaključujemo da bi neznatno povećanje debljine *clip*-ova moglo da povisi njihov zamorni vek.

Što se tiče produžetka veka preklopnog spoja (*lap joint*-a), ovde prvo treba naglasiti da je dobro poznato da se tipična mera produženja zamornog veka svodi na povećanje debljine *lap joint* spoja uvođenjem ojačanja [222]. Takođe, poznato je i da u slučaju metalnih struktura ovo ojačanje ne mora biti izvedeno metalnim dablerima, već se isto može uspešno sprovesti i primenom kompozita. U tom smislu ćemo ovde pomenuti slučaj iz prakse [224] gde je mera produženja zamornog veka kod letelice *B747*, (i to na većem broju lokacija!), vršena primenom upravo boron epoksi dablera, za koji je već navođeno u prethodnim poglavljima da je u velikoj meri kompatibilan sa aluminijumskim legurama i da se već neko vreme primenjuje u pomenute svrhe.



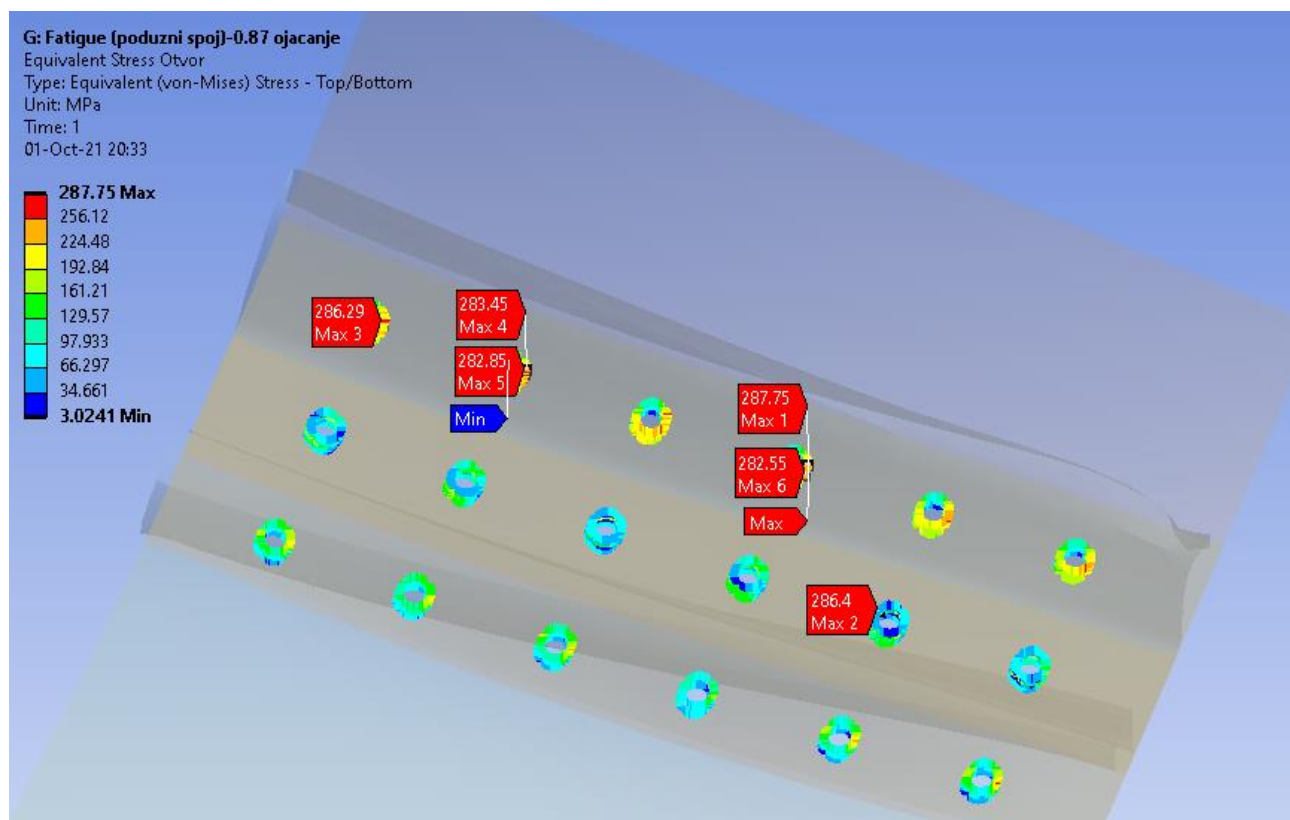
Sl.201.: *B737 Classic Submodel* ojačanje

Što se tiče našeg modela, predloženo ojačanje je predstavljeno na *Sl.201.* (obeleženo je zelenom bojom), sa debljinom od 0.635 mm, što je bio parametar *finger* dablера pronaden u *Skorupa*-inoj knjizi [52], koja je ovde već par puta citirana, a koja u potpunosti obrađuje temu podužnih zakovanih spojeva trupa gotovo identičnih struktura. Posmatrajući vrednosti dobijene ovako unetim ojačanjem (*Sl.202-203.*), uočavamo da se zamorni vek produžio za okvirno stotinak hiljada ciklusa. Naravno, uvođenje pomenutog panela bi automatski generisalo povećanje težine čitave ljske, što sigurno predstavlja vrlo bitan parametar. Stoga će ovde biti navedene neke od vrednosti koje bi se mogle smatrati merodavnim:

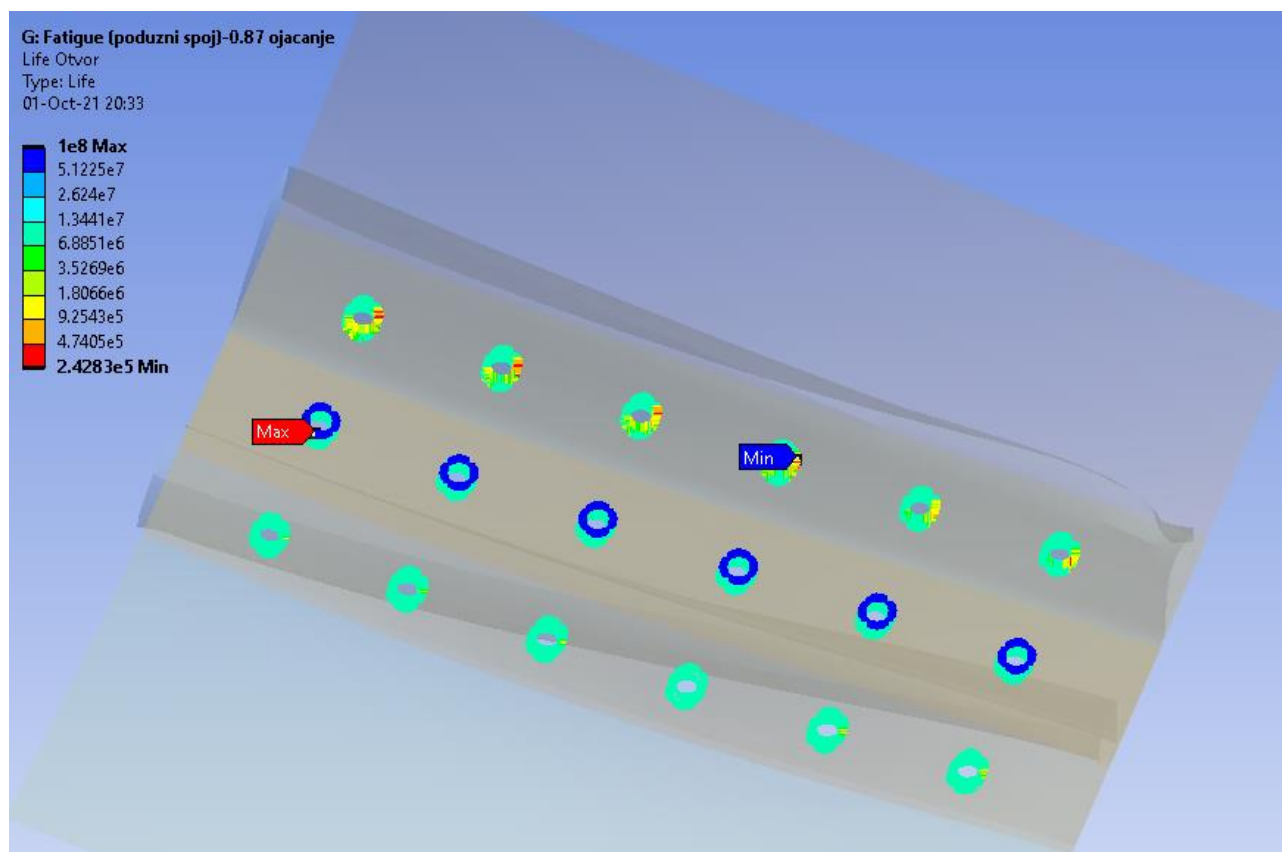
m (cela ljska, bez izbušenih otvora-*Model 1*): 142.762 kg

m (ojačanja za sva četiri podužna spoja sa uvedenim otvorima)=2.705 kg

U tom smislu se može reći da je ovakvo rešenje sasvim prihvatljivo.



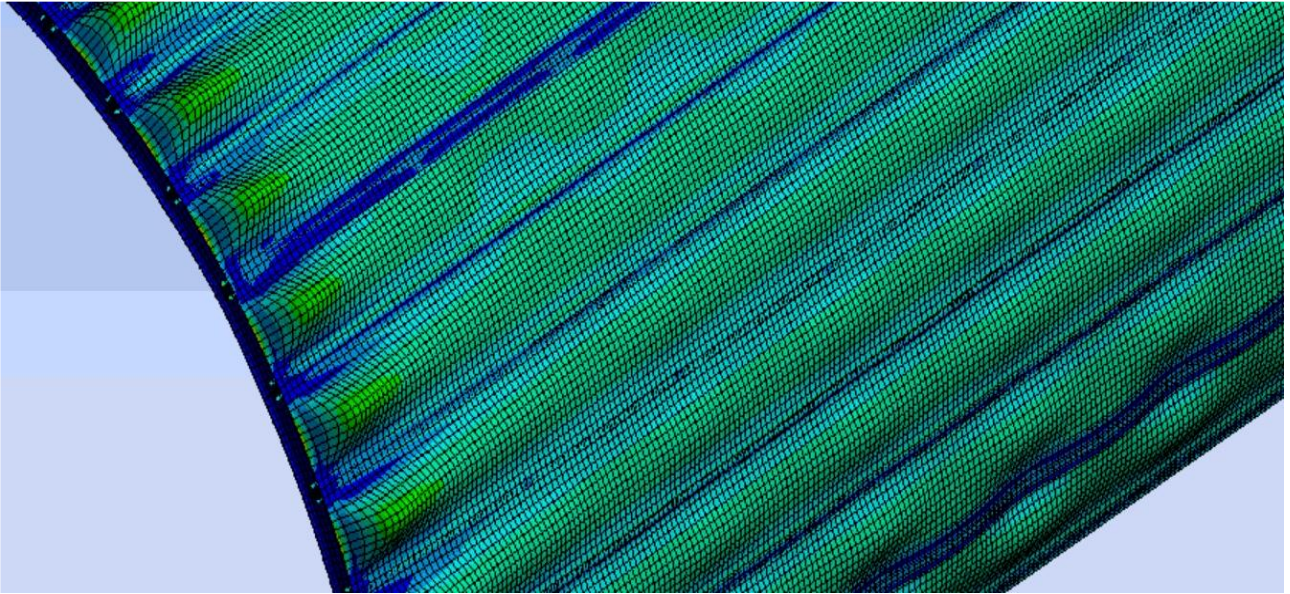
Sl.202.: Von Mises-ov napon unutar otvora podužnog spoja sa postavljenim ojačanjem gornje ljske strukture B737 Classic (Submodel 4)



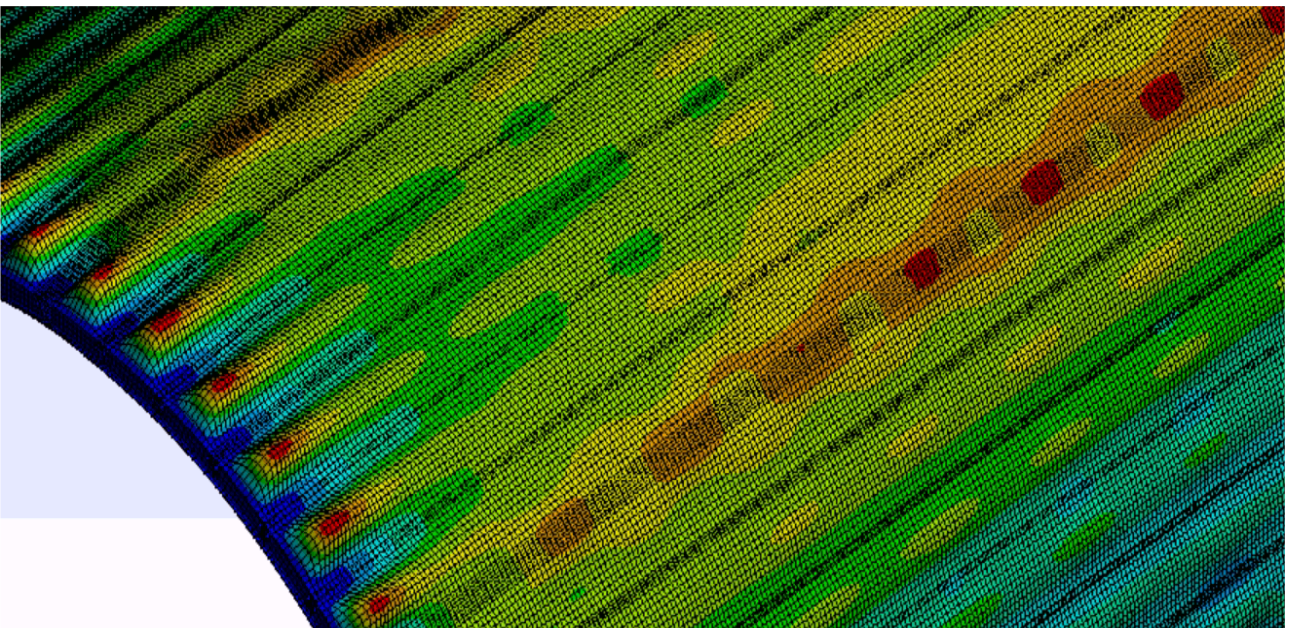
Sl.203.: Zamorni vek unutar otvora podužnog spoja sa postavljenim ojačanjem gornje ljuske strukture B737 Classic (Submodel 4)

Što se tiče drugog dela pitanja, tj. mogućnosti davanja nešto radikalnijeg rešenja, koje bi podrazumevalo bitnije reprojekovanje istog, sigurno je da nam prvo skreće pažnju izrazito loša naponsko-deformaciona raspodela. U tom smislu, na osnovu analiza koje smo izvršili u prethodnim tačkama, možemo osnovano izraziti sumnju da je prisustvo *waffle* dablера (kod oba B737 modela) uzrok pojave pomenute nepravilne slike, odn. da njegovo prisustvo generiše dodatne napone unutar ostalih elemenata strukture, umesto da vrši funkciju koja mu je namenjena, tj. predstavlja mehanizam skretanja zamorne prsline u cilju uklanjanja opasnosti od pojave eksplozivne dekompresije.

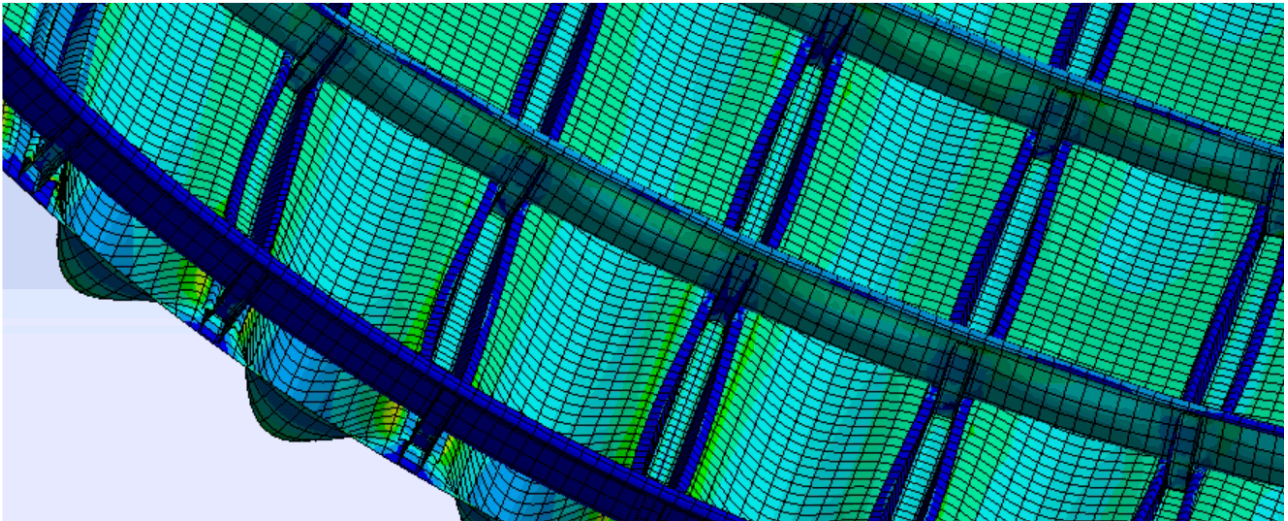
U cilju provere navedene pretpostavke, u nastavku teze će biti sprovedena naponsko-deformaciona analiza strukture iz koje je *waffle* dabler izuzet. Ovde naravno treba jasno podvući da je cilj ovog proračuna da se utvrdi da li će uklanjanjem ovog elementa strukture pomenuta raspodela biti pravilnija a naponi smanjeni, uz napomenu da bi se krajnje validno rešenje ove strukture moglo dobiti tek nakon analize u kojoj bi ljuska pored (ovde uzetih u obzir) presurizacionih uslova, bila izložena svim operativnim vidovima opterećenja, kako bi se oslabljenje iste, izazvano eliminacijom *waffle* dablера, moglo adekvatno nadomestiti.



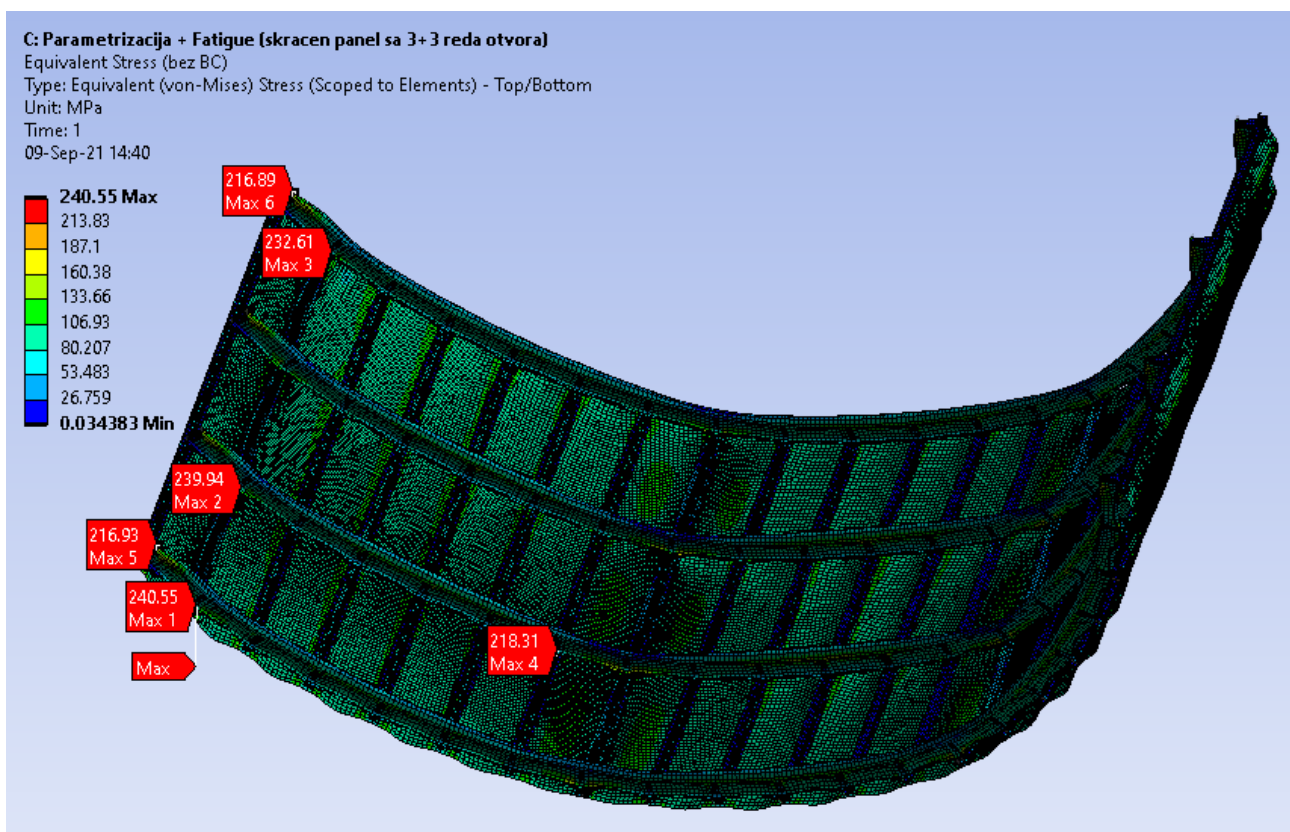
Sl.204.: B737 Classic Model 1 bez waffle dablara i bez eliminacije graničnih elemenata mreže. Von Mises 300.27 MPa. (Sa waffle dablerom 409 MPa).



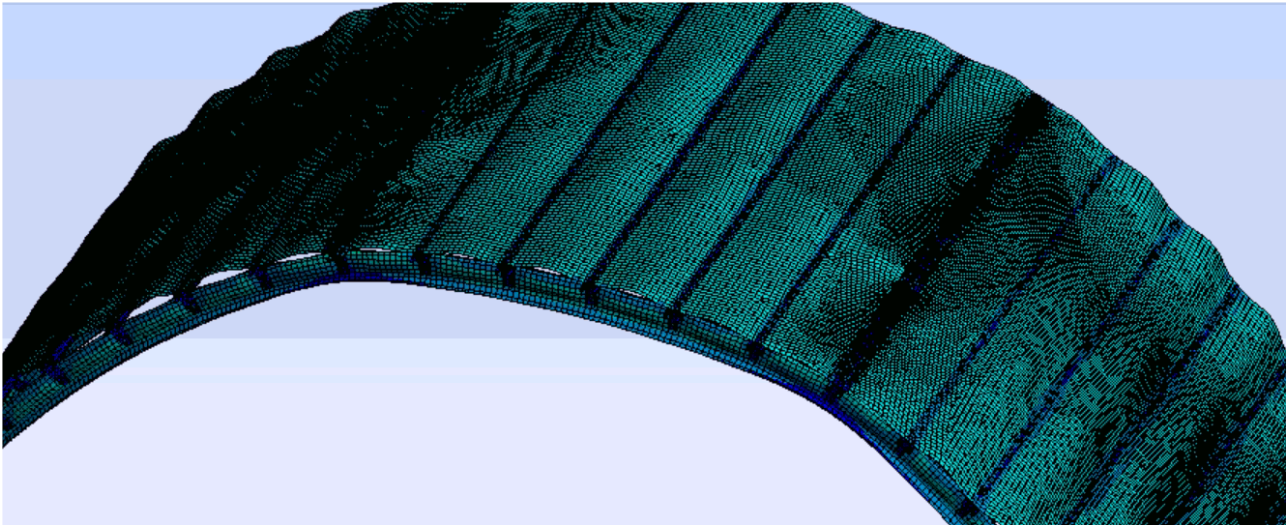
Sl.205.: B737 Classic Model 1 bez waffle dablara i bez eliminacije graničnih elemenata mreže. Ukupna deformacija 4.9178 mm. (Sa waffle dablerom 6.5776 mm).



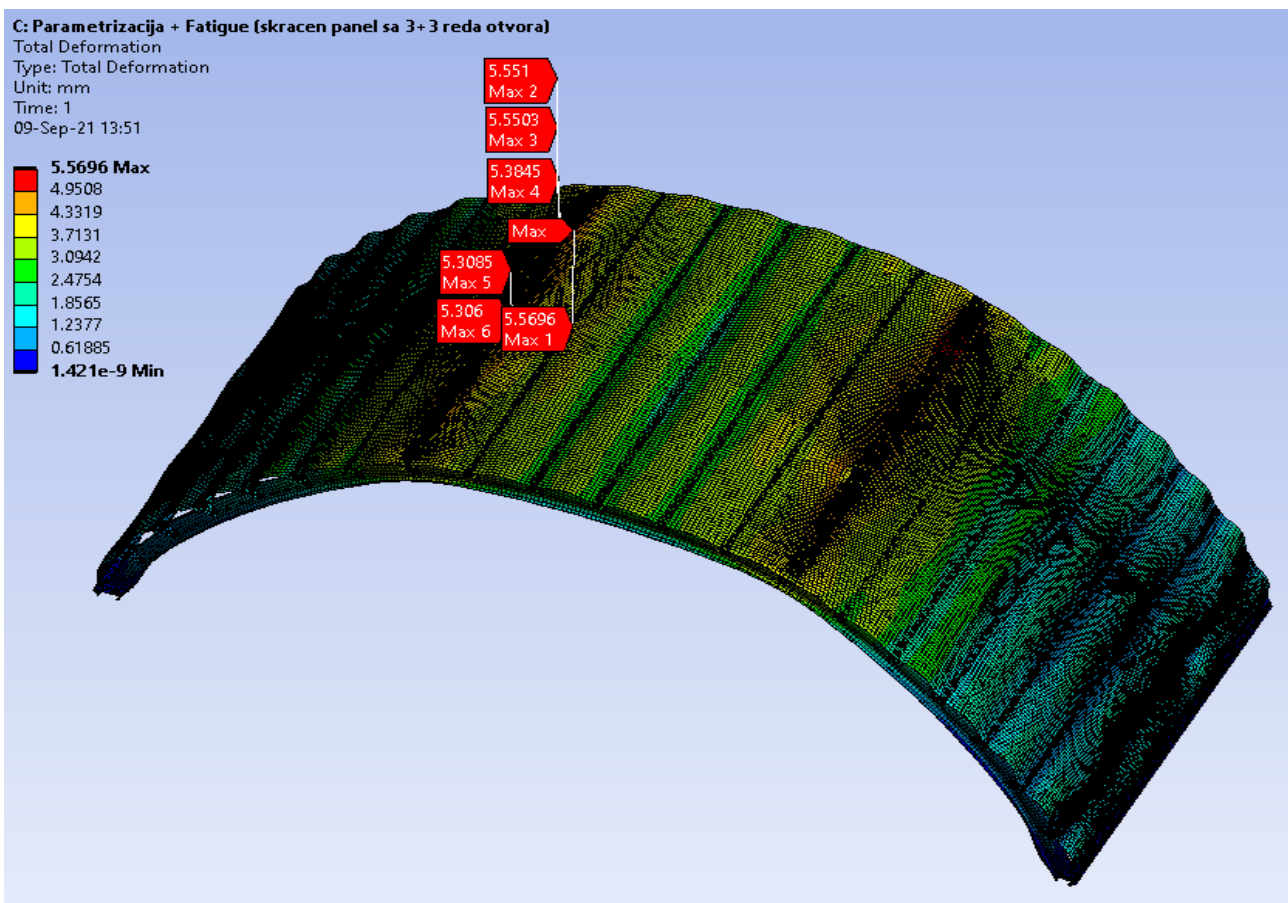
Sl.206.: B737 Classic Model 1 bez waffle dablera, naponsko-deformaciona raspodela - detalj



Sl.207.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablera i sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima. Von Mises 240.55 MPa. (Sa waffle dablerom 359.81 MPa).



Sl.208.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablера - detalj

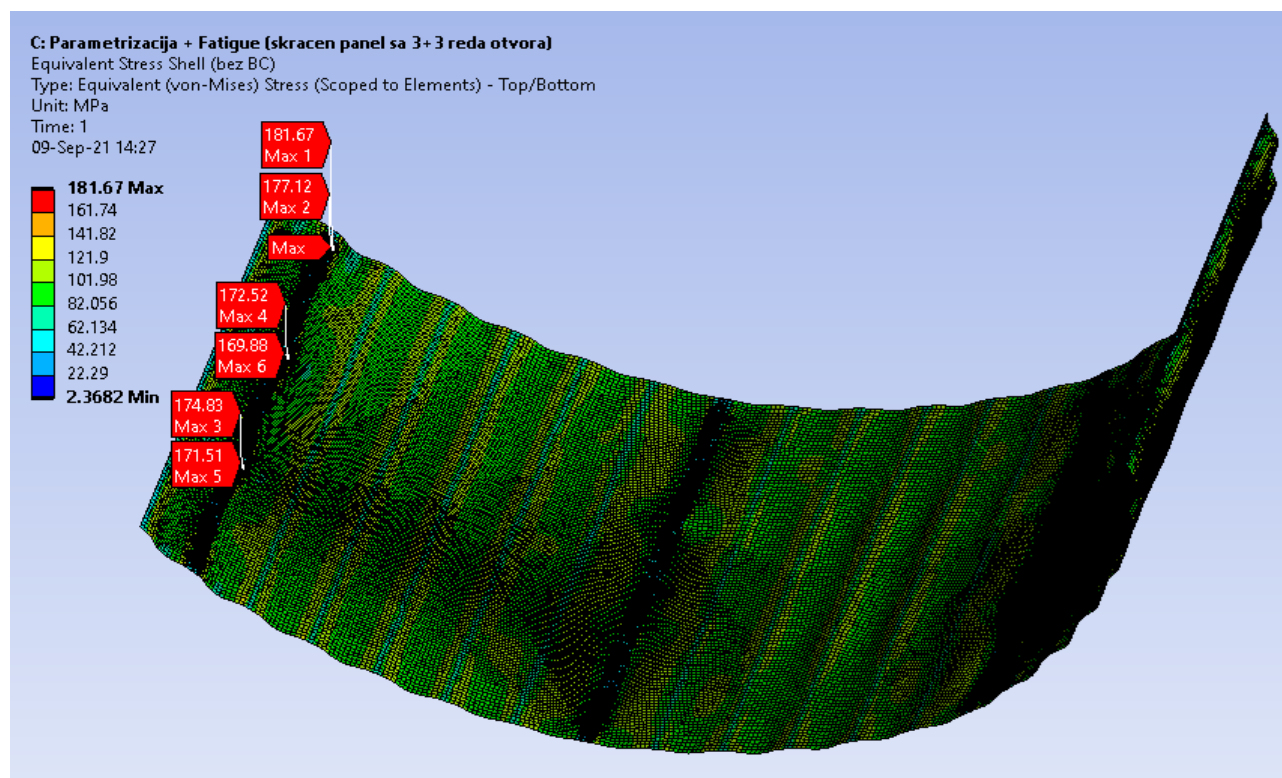


Sl.209.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablера. Ukupna deformacija 5.5696 mm. (Sa waffle dablerom 7.8367 mm).

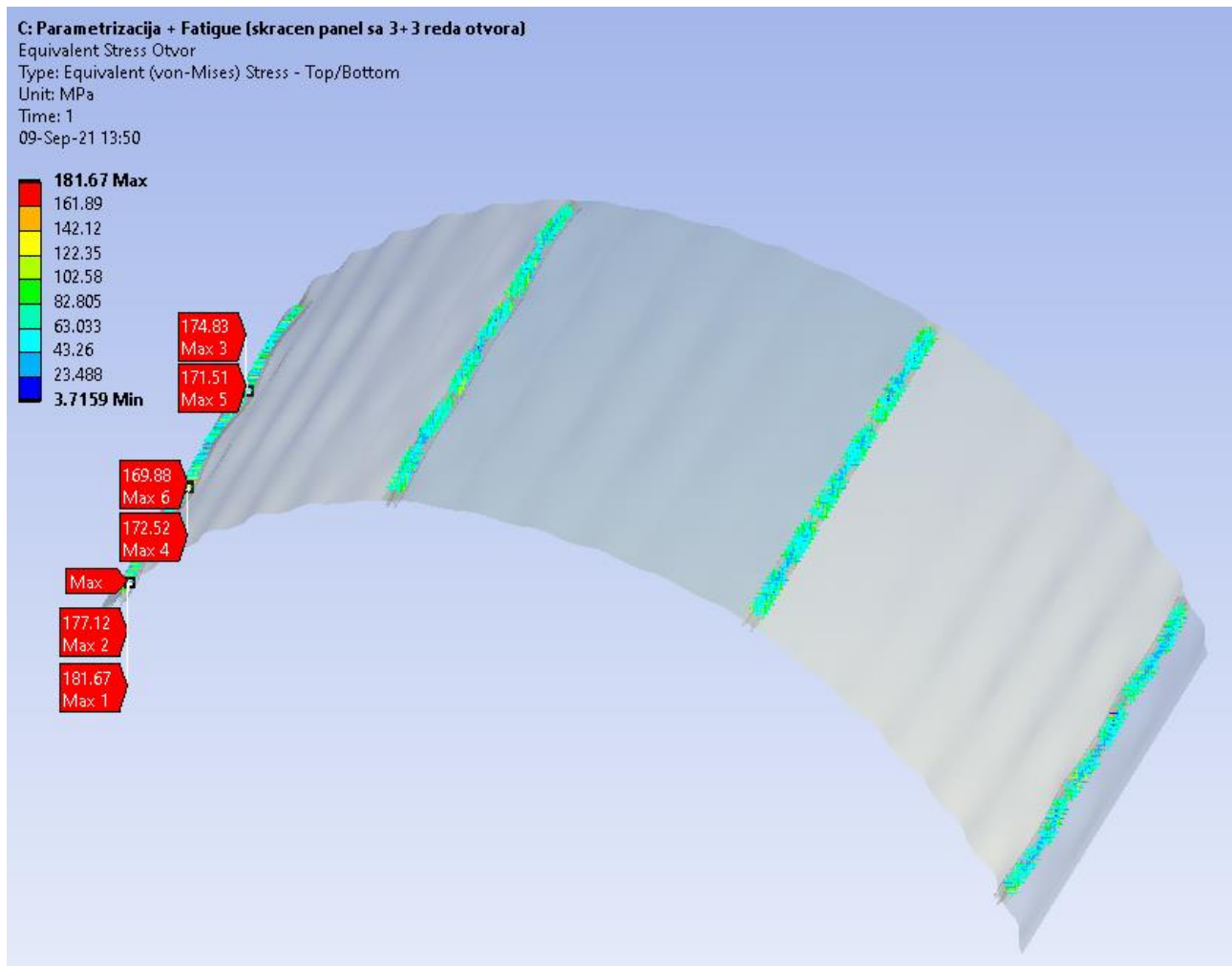
Razmatrajući rezultate dobijene isključivanjem *waffle* dablера iz strukture, u okviru *Modela 1*, jasno uočavamo sveukupno smanjenje vrednosti i napona (Sl.204.) i deformacije (Sl.205.), kao i

daleko pravilniju sliku deformacije u okviru čitave ljuske (Sl.203.). Dalje, prelazeći na *Submodel 1*, uočavamo identičan obrazac u značajnom padu vrednosti i napona (Sl.207.) i deformacije (Sl.209.), s tim da, posmatrajući detaljniji prikaz ljuske *Submodela 1* (Sl.208.), i dalje uočavamo izvesnu „izlomljenost“ u poprečnom preseku modela, koja potiče od prisustva podužnog spoja na potezu 4S. Pretpostavka prisustva istog najverovatnije se može tražiti unutar nemogućnosti izrade panela većih dimenzija, mada bi i u tom slučaju trebalo postaviti pitanje za potrebom za identičnim konstruktorskim rešenjima sva tri segmenta ljuske, obzirom da je jasno da bočne ploče već zalaze u zonu koju karakteriše bitnija izloženost smicanju, dok je realno očekivati da panel dela ljuske koji se nalazi na najvišoj tački bitnije bude izložen savijanju. Naravno, ovde bi bilo smisljeno izvršiti i takav vid analize, tj. proveriti u kojoj meri se razlikuju opterećenja koja prihvata oplata, čemu treba dodati i informaciju koja je pomenuta na samom početku ove disertacije, a to je da jednu od bitnih razlika između *shear tie* i *floating* konceptata čini i to da ovi drugi nisu u mogućnosti da prenose smicajna opterećenja na oplatu sa ostatka strukture, za razliku od prvih.

U nastavku ove analize ćemo se pozabaviti otvorima za zakivke. U tom smislu, ako se ponovo vratimo na sliku koja opisuje deformaciono polje *Submodela 1*, uočavamo bitno smanjenje deformacije, koje se, kao i u slučaju prisustva *waffle*-a, nalazi na potezu 4S. Međutim, analizirajući Sl.207., koja opisuje naponsko polje oplata, uočavamo da se maksimalne vrednosti, po prvi put na bilo kom modelu analiziranom dosad, nalaze unutar otvora za zakivke, sugerišući time da ovde dobijamo jednu prilično pravilnu raspodelu napona. Takođe, prelazeći na narednu sliku (Sl.208.), uočavamo da su se vrednosti napona u otvorima za izvesnu meru smanjile, kao i da su se iste sada „preselile“ sa spoja 4S na spoj 10S, sugerišući time da *waffle* dabler dodatno opterećuje podužni spoj na potezu stringera 4S.

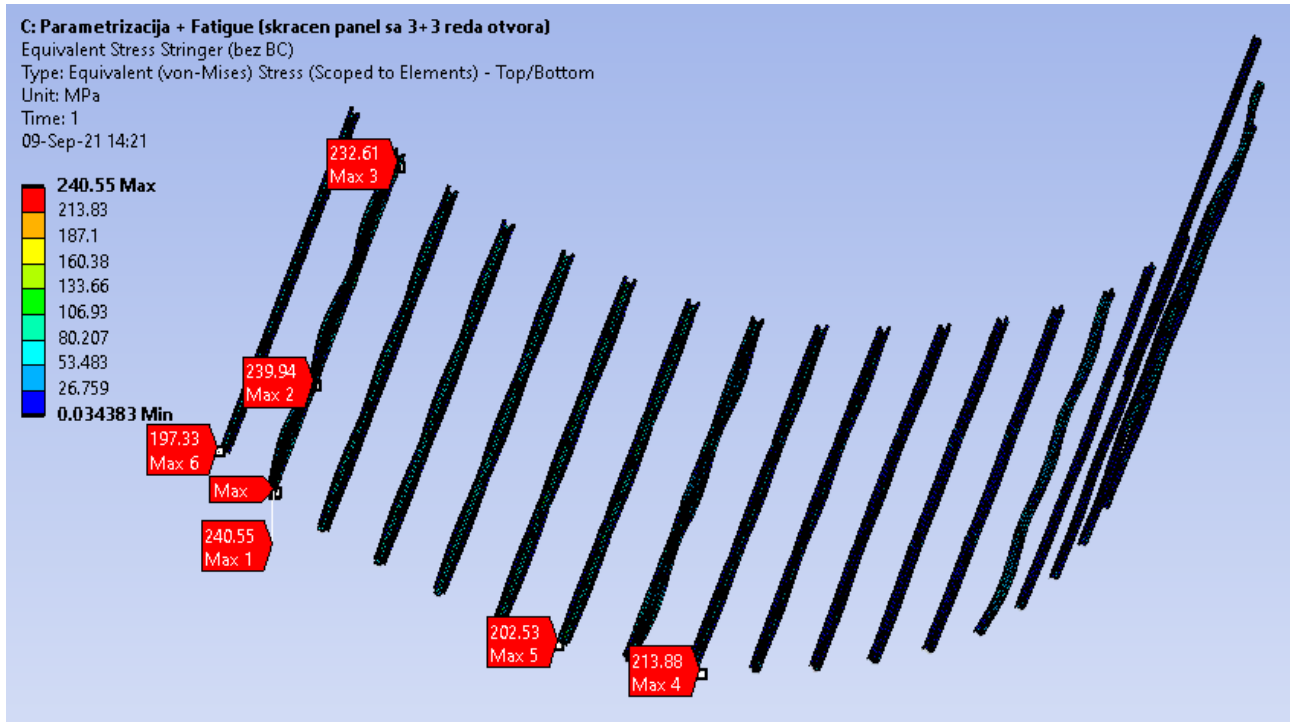


Sl.207.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablera i sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima. Von Mises unutar oplata 181.67 MPa (Sa waffle dablerom 222.46 MPa).

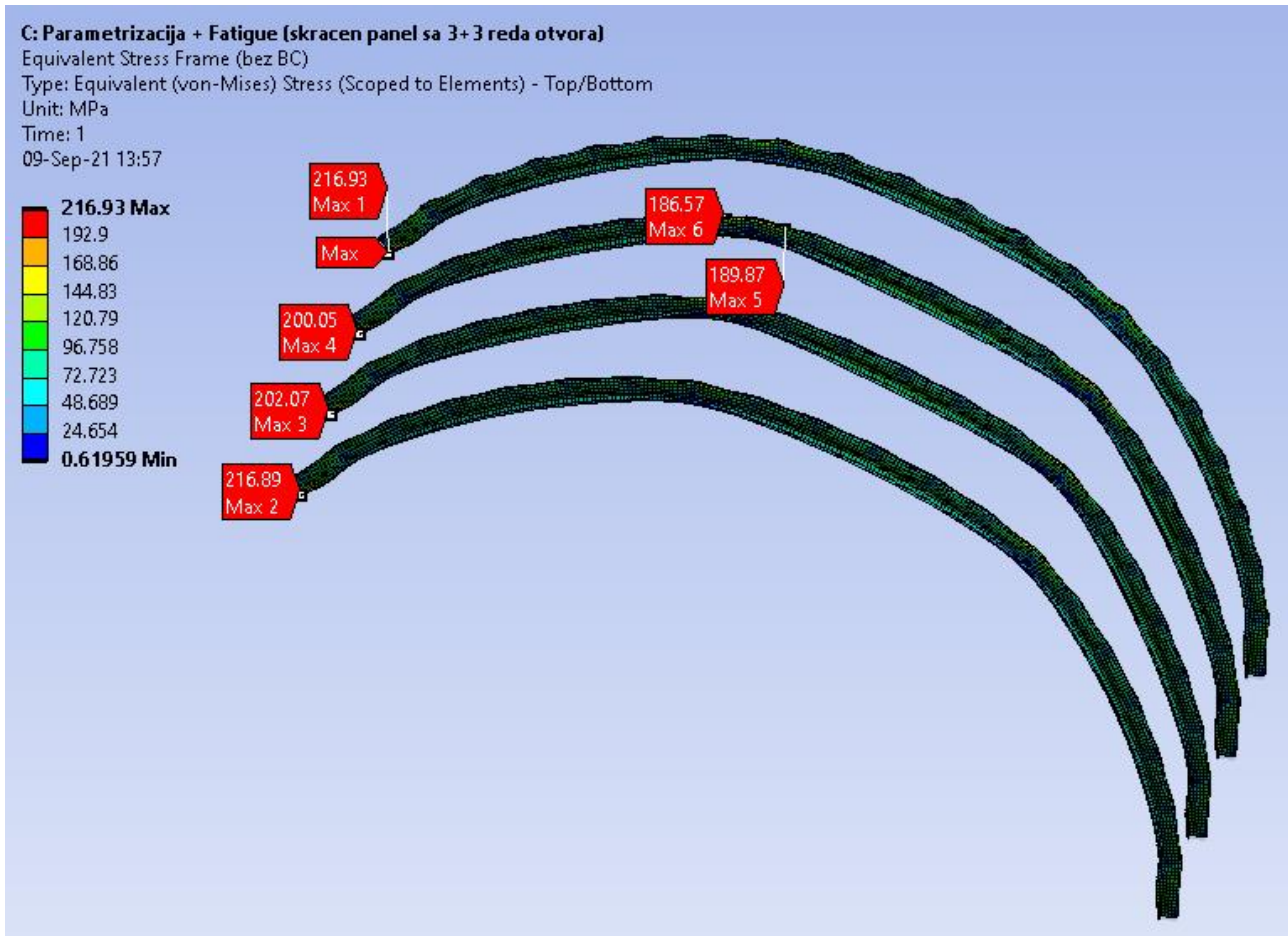


Sl.208.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablera i sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima. Von Mises unutar otvora 181.67 MPa (Sa waffle dablerom 187.23 MPa).

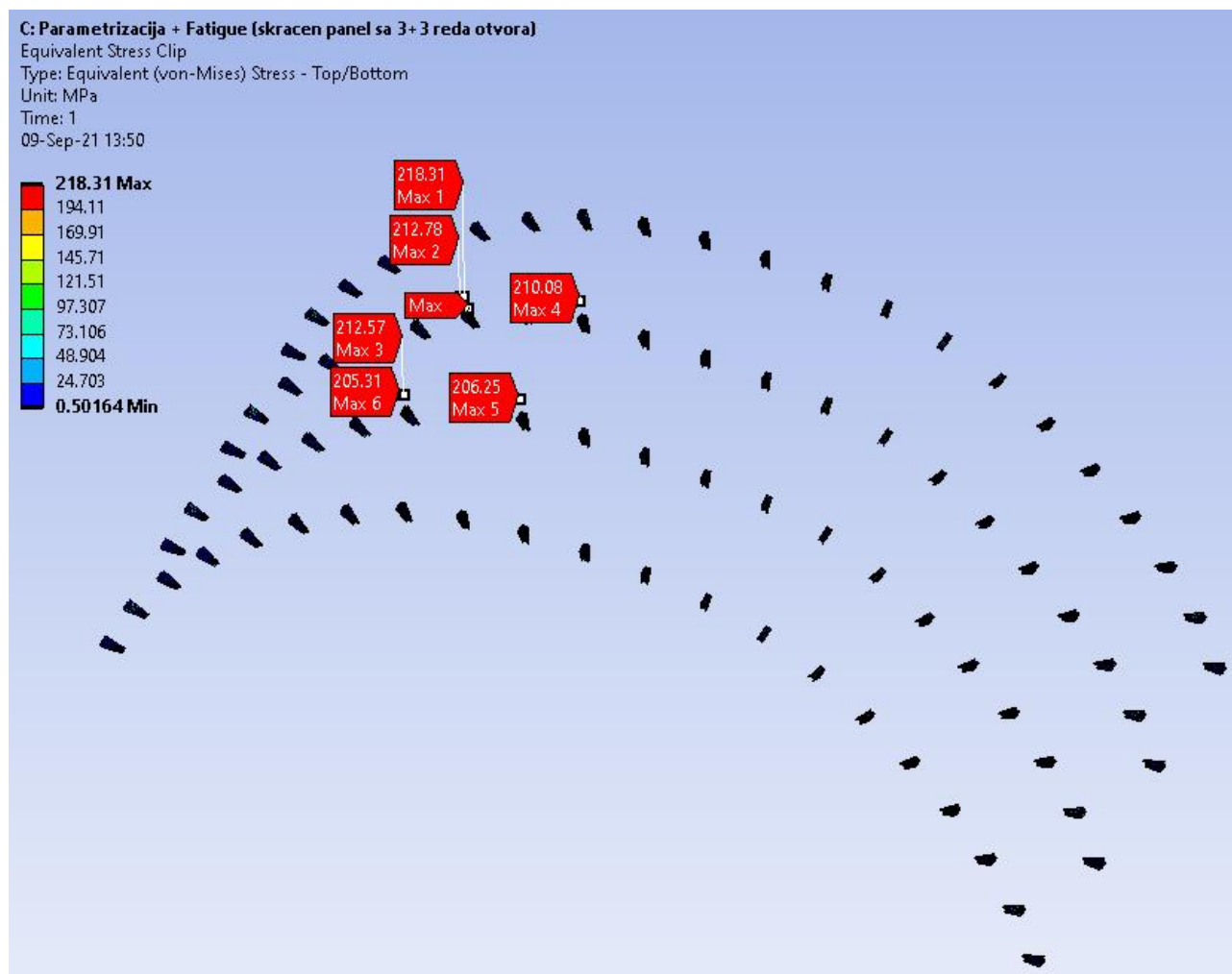
Prelazeći dalje na analizu stringera (*Sl.209*), uočavamo zaista frapantan pad u generisanim naponima, što se takođe može reći i za vrednosti napona unutar okvira (*Sl.210.*), obzirom da ovde operišemo sa vrednostima u rangu preko 100-tinak MPa. Takođe, u vezi analize okvira ovog modela postoji još jedno interesantno zapažanje a to je da u slučaju modela bez *waffle*-a, maksimalnu vrednost napona više ne uočavamo na najvišoj tački istih, već u zoni graničnih uslova, zaključujući iz toga da izuzimanje *waffle* dablera nije eliminisalo „zaravnjenost“ najviše tačke panela (koja je već više puta pominjana), ali ju je sigurno u bitnoj meri ublažilo. Potvrdu ove tvrdnje svakako možemo naći i unutar analize *clip*-ova (*Sl.211.*), gde je uočeno dosad najveće odstupanje vrednosti *von Mises*-ovih napona, sa 359.81 na 218.31 MPa, s tim da je lokacija elemenata sa najvišim naponima ostala nepromenjena, tj. nalazi se na potezu stringera 3S i 5S. Naravno, i ovde ćemo, kao i u slučaju analize težine postavljenog ojačanja, navesti da je kod *Modela 1* težina *waffle* dablera gornje ljske, bez dodataka koji imitiraju bočne panele, i sa izbušenim rupama samo za podužne spojeve, iznosila 19.724 kg.



Sl.209.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablera i sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima. Von Mises unutar stringera 240.55 MPa (Sa waffle dablerom 349.75 MPa).



Sl.210.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablera i sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima. Von Mises unutar okvira 216.93 MPa (Sa waffle dablerom 307.65 MPa).



Sl.211.: B737 Classic Submodel 1 bez waffle dablera i sa uklonjenim elementima mreže koji su u neposrednom kontaktu sa graničnim uslovima. Von Mises unutar clip-ova 218.31 MPa (Sa waffle dablerom 359.81 MPa).

Dalji nastavak ove analize neće teći po šablonu prethodno odrađenih, obzirom da smo unutar ove tačke, u okviru postupka utvrđivanja uzroka pojave nepravilne naponsko-deformacione slike istovremeno našli i način da smanjimo njihove vrednosti. Stoga je postupak uvođenja *Submodela 2* ovde preskočen iz razloga što vrednosti i napona i deformacija dobijenih nakon uklanjanja *waffle* dablera nedvosmisleno ukazuju na to da uopšte nije ni potrebno proračunski dokazivati da bi kompletno sproveden zamorni račun registrovao drastično poboljšane vrednosti zamornog veka podužnog spoja.

Što se tiče rešavanja problema niskog zamornog veka koje su unutar analiza modela *Classic* pokazali *clip*-ovi, možemo reći da je i on obuhvaćen upravo odrađenim postupkom, obzirom da je generisanje visokih naponskih vrednosti unutar istih posledica nepravilnog deformacionog polja ostatka strukture, odn. da je to deo strukture kod koje je došlo do najvećeg pada vrednosti napona nakon uklanjanja *waffle* dablera. Takođe, po pitanju produžetka zamornog veka podužnog spoja ovde možemo navesti da je eliminacijom pomenutog dablera došlo i do izvesnog pada napona u otvorima, ali i da debljina koju ima oplata u tom slučaju sigurno nije dovoljna za postizanje potrebnog zamornog veka. Stoga, ovde neće biti ponavljana analiza sa uvedenim ojačanjem u smislu kako je to već predlagano na početku ove tačke, jer, da bi se za ovaj deo strukture našlo adekvatno rešenje koje bi

zamenilo eliminisan *waffle*, potrebno je izvršiti analizu ljuske pod dejstvom kompletnog spektra opterećenja. U tom smislu, dalja preporuka bi se mogla odnositi na eventualno testiranje nekog drugog rešenja, npr. deblje oplata ili *tear strap*-ova postavljenih u obliku traka, sa proverom pojave *flappinga* kod takvog rešenja, odn. zamene *clip*-ova sa *shear tie*-ovima. Mada, sva je prilika da rešenje sa *floating* vezom treba u potpunosti odbaciti kao uočljivo lošije od *shear tie* opcije, što upravo tvrdi i ozbiljna i obimna studija koju su sprovedli *Boeing*-ovi stručnjaci [222], koji u istom radu tvrde da *flapping*, odn. pojam kontrolisane dekompresije uopšte ni ne funkcioniše kod širokotrupnih modela, dok su istu u u slučaju uskotrupnih, proglasili kao 50% uspešnu.

9. ZAKLJUČAK

9.1. Tumačenje rezultata numeričke analize modela trupova B737 i A320

Sveukupno gledajući, čitav proces modelovanja i analize, koji je izvršen u prethodnoj tački, je zahtevao prilično visoku umešnost u radu sa složenim ljskastim strukturama, kao i izrazito moćne kapacitete računara. U tom smislu, sam rad se sastojao od velikog broja zamki koje bi često proračun u već poodmaklim fazama vraćale na sam početak, što je najverovatnije i bilo nemoguće izbeći. Svakako, ozbiljnim projektantima ovakvih struktura je poznata problematika čitavog ovog procesa, kao i činjenica da pomenuti postupak unutar kuća vodećih proizvođača letelica ne sprovodi jedan inženjer, već da je isti po pravilu prilično raščlanjen, uz dodatnu olakšavajuću okolnost raspolaganja sopstveno kreiranim i interno korišćenim softverskim paketima sa integrisanim algoritmima optimizacije, koji ne određuju samo idealne dimenzije pojedinačnih elemenata nego i npr. njihov optimalan broj, rastojanje... [227]. U svakom slučaju, ideja koja je usvojena na početku ovog postupka, a koja je podrazumevala sprovođenje proračuna u okviru numeričke analize koja bi rasvetlila uzroke određenih dešavanja u praksi (a koja su unutar teorijskog dela disertacije i navedena), se može smatrati u priličnoj meri ostvarenom.

Što se tiče eksplicitnih zaključaka do kojih se ovde došlo, kao prvo se sigurno nameće zapažanje da letelice A320 i B737 ne samo da imaju projektna rešenja koja su u priličnoj meri suprotstavljena, već i da pokazuju bitno različito ponašanje u operativnim uslovima, gde se osetljivost struktura modela B737 pokazala kao značajno veća u odnosu na model A320. U tom smislu, ovde će prvo biti navedeni zaključci doneseni posmatranjem dobijenih proračunskih vrednosti, nakon čega će uslediti tumačenje koraka koje su oni u nastavku zahtevali, a sve u cilju dalje procene mogućnosti produženja zamornog veka ovde analiziranih struktura.

Dakle, što se tiče eksplicitnih zapažanja vezanih za numeričku analizu izvršenu u poslednjoj tački, procena naponsko-deformacionog stanja i zamornih odlika gornje ljske tri modela trupa je utvrdila sledeće činjenice:

A320:

- Analiza ovog modela je dala potpuno očekivane raspodele i napona i deformacije, dok je *shear tie* veza procenjena kao kvalitetna i adekvatna za slučaj presurizaciono opterećene strukture gornjeg segmenta trupa;
- Vrednosti zamornog veka se nalaze u rasponu očekivanih, sa najkraćim zamornim vekom unutar podužnog otvora (*lap joint-a*) za zakivke;
- Oplata, stringeri i okviri su pokazali visoku zavisnost u odnosu na granične uslove. Pored toga, kod *Modela 1*, povišeni naponi kod stringera i oplata su uočeni i u čitavoj zoni između graničnih uslova, koja se prvenstveno odnosi na oblast između okvira koji je potpuno fiksiran i prvog susednog, pretpostavljajući time da bi se uočena osetljivost manifestovala i u slučaju prisustva čeone veze (umesto ovde prisutnih graničnih slučajeva potpunim fiksiranjem) ;
- Okvir je takođe pokazao visoku zavisnost u odnosu na granične uslove ali u smislu u kom iste nije bilo moguće eliminisati ni na nekom izvesnom rastojanju, sumnjajući ovde da način na koji su primenjeni granični uslovi nije u potpunosti adekvatan za ovakvu vrstu procene;
- Tačnost procenjenog napona na *shear tie*-ovima je u velikoj meri zavisila od usklađenosti njegove mreže sa mrežom postavljenom na oplati, zatim, vrednost pomenutog napona je u velikoj meri bila u funkciji od deformacije oplata, dok samo prisustvo podužnog spoja na *shear tie*-u generiše njegove najviše vrednosti napona;
- Unutar zamorne analize izvršene nad sastavnim elementima podužnog spoja, uočavamo izuzetno ravnomernu raspodelu opterećenja između strukture oplata i stringera.

B737 NG:

- Analiza ovog modela je dala potpuno neočekivane raspodele i napona i deformacije, dok je *floating* veza procenjena kao lošija varijanta za slučaj presurizaciono opterećene strukture gornjeg segmenta trupa;
- Potrebno je postaviti pitanje ispravnosti rešenja *waffle* dablera obzirom da prisustvo istog generiše nepravilnu deformaciju čitave ljuske, uz postavljanje njene maksimalne vrednosti u zonu podužnog spoja;
- Zona gornjeg podužnog spoja na potezu *4S* generiše više vrednosti i napona i deformacije u poređenju sa podužnim spojem na potezu *10S*;
- Stringeri koji se nalaze u zoni podužnog spoja trpe ekscesivne deformacije koje su dodatno nepravilno raspoređene prisustvom *clip* elemenata kao veze;
- Vrednosti zamornog veka se nalaze u rasponu očekivanih, sa najkraćim vekom unutar *clip*-ova i otvora za zakivke strukture oplata/*waffle*;
- Svi delovi strukture su pokazali visoku zavisnost u odnosu na granične uslove. U tom smislu, kod *Modela 1*, najviši naponi su uočeni ne samo u neposrednoj blizini graničnih uslova, već i u čitavoj zoni između graničnih uslova i prvog susednog okvira;
- Okvir je takođe pokazao visoku zavisnost u odnosu na granične uslove ali u smislu u kom iste nije bilo moguće eliminisati ni na nekom izvesnom rastojanju od njih iz razloga koji su već navedeni u slučaju analize modela *A320*;
- Proračun koji je sproveden u slučaju debondovanja veze spoljnjih redova zakivaka, pokazao je gotovo desetostruk pad zamornog veka.

B737 Classic:

- Uočljivo je generalno uklapanje u sve zaključke koji su doneti za model *NG*;
- Prisustvo dodatnog *tear strap*-a u zoni između okvira (koji je uklonjen kod modela *NG*), generiše novu zonu još više deformacije (što je posebno bilo očigledno pri analizi napona na *waffle* dableru), potvrđujući ovde zaključak koji je donet u fazi projektovanja (ali koji nije eksplicitno kroz analizu prezentovan) a koji se svodi na to da što je u većoj meri prisutan *waffle* dabler, bilo kroz veću širinu „traka“ koje je čine ili pak kroz prisustvo dodatnog *tear strap*-a između okvira, time je celokupna generisana deformacija trupa veća, što posredno deluje i na rast generisanih napona.
- Od svih ovde analiziranih struktura koje pripadaju *B737* modelima, *clip*-ovi imaju ubedljivo najveću debljinu, dok istovremeno imaju i najmanji zamorni vek. Ovom podatku svakako treba pridružiti ponovo navedenu informaciju dobijenu iz remontnog centra *Jat Tehnika*, koja kaže da je njihovo osoblje koje vrši neposredno održavanje letelica samo u slučaju *clip*-ova imalo iskustvo pojave zamornih prslina, uzimajući u obzir održavanje sva tri modela koja su ovde testirana.

Sprovodeći dalje analizu upravo prezentovanih zaključaka, prvo ćemo pažnju skrenuti na sveopšte gledano uspešniju strukturu *A320*, pozivanjem na naučni rad [222], koji je još pre nekoliko decenija uočio da veze gde su okviri vezani za oplatu preko *shear tie*-a generalno pokazuju bolje *TO* karakteristike nego strukture kod kojih je prisutna *floating* veza, što su i sami rezultati numeričke analize pokazali, kao i lično iskustvo tokom faze postupka izbora najoptimalnijih parametara pojedinih delova strukture, a što je posebno tačno u slučaju modela ljuske *B737 Classic*.

Druga stavka na koju treba da se fokusiramo, a koja je predstavljala najveće iznenađenje unutar faze primene numeričke analize, se sigurno odnosi na drastičnu razliku u pravilnosti raspodele i napona i deformacije, koja kod modela *A320* izgleda gotovo idealno, dok je kod oba modela *B737*, došlo do generisanja na neki način vrlo neprirodne deformacije celokupne ljuske, kao i povišenih napona, za šta je vrlo brzo optužen *waffle* dabler, obzirom da se isti pod uticajem presurizacionog opterećenja ispod stringera deformiše ka spolja, dok se ispod okvira izvija ka unutra, deformišući time čitavu oplatu u pravcu koji je suprotan od očekivanog. Daljom analizom ovog zapažanja, koje je podrazumevalo izuzimanje *waffle* dablera iz ovakvog rešenja, prvo uočavamo da cela ljuska dobija

bitno pravilniju deformaciju, a nakon toga i da su generisani naponi unutar svih pojedinačnih struktura sada daleko niži. Stoga, ovde možemo sasvim opravdano da sumnjamo da pomenuti dabler faktički učestvuje u generisanju dodatnih napona od kojih bi, po prirodi stvari, trebalo da štiti strukturu, i time skraćuje njen celokupan zamorni vek. Takođe, ovde bi trebalo i postaviti pitanje stvarnog pozitivnog uticaja *waffle* dablera na pojavu *flappinga*, obzirom da smo u praksi imali veći broj slučajeva gde do njega nije došlo, što je unutar ove disertacije navedeno i kao naučno zapažanje od strane *Boeing*-ovih stručnjaka koji spore pouzdanost ove mere.

Dalje, uzimajući u obzir da je model *NG* usledio kao vid gotovo samo kozmetičke prepravke modela *Classic*, smanjenjem broja „traka“ (*tear strap*-ova) kod *waffle*-a, kao i njihove debljine, što je prvenstveno dovelo do izvesnog rasterećenja *clip*-ova (na račun porasta napona unutar stringera), kao i do minimalnog pada deformacije i za nijansu bolje raspodele opterećenja, iz svega navedenog možemo zaključiti da je *Boeing*-u sigurno bio poznat ovaj problem, ali da u tom trenutku nije bio spreman da razvija sasvim novu strukturu.

Unutar zaključaka koji su ovde navedeni, a koji su, kako to bez sumnje možemo na osnovu *Boeing*-ovih daljih poteza da utvrdimo, isti se odlučio da prihvati neki vid polu-rešenja, u obliku derivativa *NG*, a da zatim napravi krupan presek odbacivanjem i *floating* projektnog rešenja i metalne strukture kao nečeg čemu je mesto u prošlosti, izbacujući na tržište *all-new* model 787 sa većinski kompozitnim trupom, gde vidimo (*Sl.2.*) da on u potpunosti prekida vezu sa svim svojim tradicionalnim rešenjima (*clip*, *inverted hat stringer*, *waffle*..) i zauzima potpuno novi kurs, faktički se krećući iz jednog ekstrema u drugi. Naravno, u godinama koje su sledile, a čiji smo mi trenutno svedoci, uočavamo trend povratka na „reciklirana“ metalna rešenja, i to upravo na ona kojih je *Boeing* tako naglim presekom očigledno želeo da se reši, u vidu njegovih najnovijih letelica *Max* i *Triple-seven-x*. Dalja analiza trendova unutar vazduhoplovstva će biti nastavljena unutar naredne dve tačke, dok će se sledeći paragrafi pozabaviti proračunima debondovanih spojeva i struktura sa prisutnim višestrukim prslinama, koje očigledno imaju izvesnu uzajamnu vezu.

U tom smislu, ovde ćemo pre tumačenja numeričke analize pomenutih pojava, citirati naučni izvor [223], koji tvrdi upravo to, odn. da je nakon procene i eksperimentalnih i analitičkih rezultata utvrđeno da se prsline iniciraju, rastu i povezuju mnogo brže na mestima gde je došlo do debondovanja (ovde se misli na zakovanu vezu). Naime, do pomenute pojave izvesno dolazi iz razloga što se, kako je eksperimentom utvrđeno, u tom slučaju najveći deo opterećenja unutar veze prenosi preko zakivaka. U konkretnom eksperimentu (*Foster-Miller*) koji je razmatrao zakovanu vezu bez primene adheziva, do prvih zamornih oštećenja je došlo nakon oko 37,000 presurizacionih ciklusa u vidu dve zamorne prsline koje su bile nešto duže od jednog inča. U narednih 1,600 ciklusa, jedna od ove dve prsline je narasla na dužinu od preko 50 inča, dovodeći do gubitka uslova presurizacije. Zaključak koji je donesen nakon ovog eksperimenta upućuje na to da je pomenutih 1,600 ciklusa izuzetno malo u odnosu na broj ciklusa između dva (ekstenzivnija) inspekciona intervala, što stvara dodatnu opasnost da se pomenuta prslina može prevedeti. Takođe, ovde je zaključeno i da je vrlo moguće da postoji i bitnija korelacija između pojave debondovanja i višestrukih prslina, u smislu da se pojava potonjih može predvideti nakon uočenog debondovanja.

Nadovezujući se na pomenuti zaključak, isto je moguće zaključiti i na osnovu poređenja vrednosti napona koji se generišu u otvorima spojeva kod kojih jeste/nije prisutna bondovana veza, a odnosi se na proračune izvršene unutar ove disertacije za slučaj oba *B737* modela, gde je u slučaju debondovanja došlo do pada zamornog veka koji je u tom slučaju bio manji višeod 8 puta!

Proračun koji se nadovezao na analizu debondovane veze je podrazumevao uvođenje dve zamorne prsline dužine 1 mm unutar otvora koji je trpeo najveći napon. U slučaju pomenutog testa, dve zamorne prsline nisu bile dovoljne da generišu zamorni otkaz intenzivnijeg obima ni kod jednog od tri testirana modela, stoga bi ovaj eksperiment trebalo ponoviti sa prisustvom većeg broja zamornih prslina.

9.2. Nepoznanice i slabe tačke u okviru problematike predupređenja degradacionih procesa ljuske trupa

Letelice su visokosložene i sofisticirane mašine koje funkcionišu u uslovima okruženja i opterećenja kojima teško da je bilo koja druga ljudska naprava izložena. Uz to, u slučaju eventualnog otkaza istih, ishod sa velikom verovatnoćom može biti katastrofalan, i po ljudske živote i po materijalne gubitke, ali i po reputaciju i proizvođača letelica i vazduhoplovnih kompanija koje u takvim slučajevima gotovo preko noći potpuno nestaju ili njihov opstanak biva značajno uzdrman. Iz tog razloga ne čudi zašto je čitava vazduhoplovna industrija u tolikoj meri opterećena konzervativnim pristupima, propisima, pravilima...i zašto insistira na tome da se sve tehnologije (odn. novine bilo koje vrste), koje već pokazuju neospornu teorijsku prednost, ipak moraju obavezno dodatno potvrditi kroz praktičnu primenu u dovoljno dugom vremenskom periodu.

Kada je u pitanju definisanje centralnih nepoznanica u okviru savremene avioindustrije, sigurno je da na samom početku kao jednu od glavnih tačaka sporenja treba izdvojiti pitanje udela i načina primene kompozitnih materijala, obzirom da njihove mehanizme loma/otkaza još uvek ne razumemo u dovoljnoj meri, zatim, da je ovde upliv empirije i dalje veoma visok, kao i da je rasipanje dobijenih parametara (iz velikog broja razloga) i dalje značajno, a ne postoji ni dovoljna potvrda validnosti iz uslova realnog operativnog okruženja koja se može dobiti samo njihovom višedecenijskom upotrebom u praksi (što je naročito tačno kada je trup u pitanju). Isto zapažanje važi i u slučaju procene mehanizama degradacije odn. starenja kompozita koji takođe nisu u potpunosti prepoznati. Po pitanju navedenih nepoznanica, u okviru primene metala, uočljiva je izvesna prednost, što je posledica njihove duge istorije operativne upotrebe, a svakako i znatno nižeg stepena složenosti.

Ipak, uopšteno gledano, određen stepen neodređenosti se mora smatrati neizbežno imanentnim bilo kojoj fazi projektovanja, izrade ili održavanja, bez obzira na primenjeni tip materijala. Stoga, posmatrajući čitav ovaj proces od svojih najranijih faza, neminovno ćemo konstatovati prvo odstupanja metalurških karakteristika primenjenih materijala, zatim razliku u serijama tokom primene istih postupaka obrade, kao i kvalitetu finalne izrade, montaže.... Naravno, i u ovom slučaju pomenuta odstupanja su izraženija kod kompozitnih materijala, obzirom na njihovu već pomenutu složenost, što često zahteva i viši upliv ljudskog faktora. Takođe još jedan krupan problem u slučaju kompozitnih struktura se odnosi i na nizak stepen automatizacije procesa, stvarajući time i veću mogućnost greške, ali i skuplji i sporiji postupak, što je upravo i jedan od glavnih problema pri izradi veze oplata i stringera od kompozita (*CFRP*-a) kod trupa putničkih letelica.

Takođe, ovde svakako treba naglasiti i da u fazi strukturalnog projektovanja potrebne procene vršimo primenom numeričkih alata, koji po svojoj suštini predstavljaju samo aproksimativne postupke koji imaju za cilj da izvrše procenu ponašanja struktura koje su izložene dejstvu spektra opterećenja, koje je opet neminovno stohastičkog tipa, što je i u ovom slučaju posebno naglašeno kada je u pitanju primena kompozita. Stoga, tokom faza i strukturalnog dizajna i održavanja zasad još uvek postoji neophodnost za značajnim uplivom dodatnih verifikacionih postupaka, kao i empirijskih mera u obliku ekstenzivnih testova na svim nivoima. Tačnije rečeno, ovde još uvek imamo potrebu za istovremenim uključivanjem nekoliko različitih metoda koje tek kad se primenjuju tako objedinjene, mogu dati zadovoljavajuću preciznost procene.

Inače i sam proces održavanja letelica sadrži određen stepen manjkavosti koji se prvenstveno odnosi na: Visok uticaj ljudskog faktora na kvalitet sprovođenja metode i kasniju interpretaciju tako dobijenih rezultata, problematičnu kvantifikaciju stepena oštećenja, kao i još uvek neophodno dugo vreme za pregled velikih površina, što se naročito odnosi na one kojima je prilaz otežan ili je on moguć samo sa jedne strane. Takođe, i ovaj proces se još uvek smatra nedovoljno automatizovanim.

U okviru procesa reparacije, neki od problema se mogu odnositi na: Potencijalno nepridržavanje uputstava iz priručnika za održavanje, loš kvalitet rada, slučaj oštećenja kome nije prethodio sličan u praksi ili čije rešenje na bilo koji način nije uhodano (što je naročito slučaj sa

reparacijom kompozitnih površina). Svakako, i ovde, kao što je to generalno slučaj sa celokupnim procesom održavanja, imamo relativno visok upliv ljudskog faktora, pogotovo u okviru reparacije kompozitnim materijalima.

Takođe, pored procesa zamora materijala za koji ipak postoji određeni kalkulacioni kriterijum, korozivna degradacija i dalje ostaje prilična misterija po pitanju bilo kakvog pokušaja da se njegoa pojava kvantifikuje. Dakle, na trenutnom nivou, eliminisanje njene pojave ili inhibiranje njenog širenja se može sporovoditi isključivo adekvatnim merama preventive (izborom materijala, konstruktivnog rešenja, mera zaštite...), kao i besprekorno sprovedenim postupcima održavanja.

Gorepomenuta pitanja dobijaju na još većoj složenosti unutar grupe letelica koje su označene kao stare, jer ovde ne samo da imamo problem nedovoljno precizno definisanog teorijskog kriterijuma pojave *MSD/MED*-a, koji je sam po sebi vrlo složen fenomen, nego i problematično praktično uočavanje i kvantifikovanje njihove prisutnosti, što sve zajedno predstavlja ozbiljan problem obzirom da su isti skloni rapidnom širenju i međusobnoj interakciji. Dakle, egzaktan kriterijum za procenu do kog trenutka neka površina ispunjava uslove pune funkcionalnosti, još uvek ne postoji, a analiza integriteta ovakvih struktura je bazirana na teorijama verovatnoće koje se kombinuju sa praktičnim procenama realnog stanja struktura i stoga možemo reći da ovde imamo, u tom smislu, jednu prilično široku „sivu zonu“ čija je kontrola moguća isključivo primenom kombinovanog pristupa iskustvenog, teorijskog i praktičnog tipa. Naravno, sve pomenuto se odnosi isključivo na strukture koje su projektovane unutar *TO* filozofije.

U okviru većeg broja poglavlja ove disertacije je sprovedena analiza slučajeva iz prakse iz kojih se može videti kako, bez obzira na naše teorijske procene, tek iskustvo iz uslova realnog okruženja može dati krajnji sud o validnosti nekog koncepta, tj. da to kolike su zaista prednosti primene nekog rešenja može biti spoznato tek nakon dugotrajne primene u uslovima stvarnih parametara. Ovo pravilo se apsolutno može odnositi na svaku fazu, bilo da je u pitanju dato konstruktivno rešenje ili loš raspored/tip održavanja ili pak primenjena tehnologija... Po pitanju ove poslednje navedene stavke, možemo kao jasan primer navesti proces hladnog bondovanja panela *B737* kod *slučaja Aloha* (koji generalno nije predstavljao dobar postupak) ili primenu *hemijskog glodanja* kod istog modela letelice koje, iako je kao tehnologija bazično predstavljalo odličan koncept, u uslovima i na mestu na kom se primenjivalo, kao posledicu je dalo katastrofalan ishod. Takođe, praksa je u nekim slučajevima pokazala da se preterana vera u koncepte koji nisu uvođeni postupno, može pokazati i kao izuzetno opasna, u šta smo se mogli jasno uveriti kroz *slučaj Comet*, kod kog je opterećenje usled primenjenih uslova ciklične presurizacije trupa delovalo udruženo sa visokim opterećenjima koja su posledica leta znatno većim brzinama (obzirom da se zakoračenje u mlaznu eru poklopilo sa početkom primene uslova presurizacije). Uz navedene faktore, takođe smo u ovom slučaju imali i lošu konstruktorsku ideju, loš kvalitet izrade i istu takvu procenu putanje i intenziteta dejstvujućeg opterećenja, stoga rezultat teško da je mogao dovesti do nečeg drugog sem do kompletne tragedije.

Dakle, ovde ostaje pitanje kako se unutar tako velikog broja nepoznanica snaći i kakav stav zauzeti, a odgovor je da se sa istim svaki proizvođač mora suočiti na svoj način (naravno, unutar definisanih zakonskih regulativa!). Jedan od najjasnijih primera kako su dva vodeća proizvođača putničkih letelica na svoj način našla meru između ponuđenih mogućnosti, pretpostavljenih teorijskih prednosti i realnih rizika čini primer izbora projektnog koncepta trupa. Ovde je naravno reč o letelicama *A350XWB* i *B787 Dreamliner*, gde je *Airbus* implementirao kompozitne materijale u nešto konzervativnijoj formi, ne izrađujući čitavu ljusku od istih a držeći se bazično klasičnog projektnog koncepta, dok se *Boeing* u većoj meri oslonio na kvalitetne teorijske karakteristike ovih materijala, smatrajući da je rizik, u odnosu na benefite koji oni pružaju, značajno manji, pri tom takođe usvojivši i revolucionarni pristup u okviru procesa projektovanja. Naravno, sud o tome koji od ova dva koncepta predstavlja bolje rešenje može dati samo višedecenijska upotreba u realnim uslovima.

Pored uticaja koji su ovde navedeni a koji se mogu smatrati problemima isključivo tehničke prirode, treba pomenuti i razne spoljne uplive, obzirom da avio industrija ne može biti odvojena od

određenih aspekata društvenih i ekonomskih kretanja, kao i trendova, ekoloških standarda, procedura i propisa, promene cene goriva.... Zatim, stvari se dodatno komplikuju i time što, pored značaja adekvatne procene sa aspekta vazduhoplovne (tehničke) struke, koja apsolutno mora biti primarna, ovde moramo voditi računa i o ekonomskom aspektu, obzirom da budući kupci letelica kao značajan iznos (uz njenu početnu cenu), uračunavaju i potencijalnu potrošnju goriva i kapacitete nosivosti, kao i cenu koja se odnosi na održavanje iste tokom njenog kompletnog radnog veka. Iz tog razloga primenjena tehnološka rešenja, kao i pravci razvitka novih tehnologija mogu uveliko biti uslovljeni i time da se proizvod u tom smislu učini što atraktivnijim, što je verovatno jedan od značajnijih razloga tako munjevitog rasta udela kompozita u izradi strukture (pogotovo trupa!) jer, teorijski gledano, takvi materijali zaista obećavaju značajno smanjenje troškova goriva i održavanja, obzirom da se može reći da u tom slučaju imamo značajno smanjenje težine i gotovo da eliminišemo dva najnegativnija (i najskuplja) faktora devastacije-koroziju i zamor. Ipak, važno je postaviti pitanje koliko je uopšte realno praviti ovako dugoročnu računicu obzirom na generalno neobuhvatljiv spektar negativnih uticaja koji se mogu javiti tokom radnog veka jedne letelice, a posebno u slučaju kompozita gde je proces održavanja, zbog nedovoljnog iskustva sa njima, prilagođen znatno manjem broju potencijalnih oštećenja nego što je to slučaj sa metalima, što se jasno moglo videti i na ovde navedenom primeru reparacije nagorelog barela *Ethiopian Airlines-a*.

9.3. Procena daljih pravaca razvoja

Obzirom da je u trenutku kada je ova disertacija završavana, *Boing-ov* model *B737 Max* upravo resertifikovan (nakon skoro dvogodišnje zabrane letova), u okviru ove tačke će prvo biti pomenute implikacije koje bi ovaj slučaj, dugoročno gledano, mogao da ima. Sam neposredan uzrok pada ovih letelica, kao i problemi koji su se nadovezali na isti, ne spadaju u domen teme ove disertacije, i stoga ovde neće biti analizirani, nego (implicitni) trendovi koji su tada bili na snazi, i koji ovaj slučaj kvalifikuju kao vid modela po pitanju toga kako se neke stvari nikako ne smeju raditi. Naime, ovde smo imali jedan prilično očigledan primer gde je tržišna situacija imala direktan uticaj na dalji razvoj čisto tehničkog aspekta avioindustrije, obzirom da je nakon informacija o novom avionu radnog naziva *NMA*, koji je trebao da bude tzv. *twin-aisle*, sa kompozitnim trupom, prilično avangardnog poprečno-eliptičnog („*double-bubble*“) preseka, isti u nekom trenutku bio istisnut uskotrupnim modelom *B737 Max*, koji je kao glavnu izmenu imao daleko ekonomičniju *turbo-fan* pogonsku grupu, bez nekih bitnijih strukturalnih izmena, (a za koju ovaj model strukturalno nije bio pripremljen, obzirom na, prvenstveno, nizak stajni trap), odgovorivši time direktno na *Airbus-ovu* seriju letelica koje su isto klasične konstrukcije, ali takođe sa novom pogonskom grupom. Prizemljavanje ovih letelica je počelo 13.marta 2019. godine, i bez obzira na izvršenu resertifikaciju istih trenutno je prilično neizvesna situacija po pitanju zainteresovanosti tržišta za ove letelice. Takođe, u međuvremenu smo bili i svedoci još nekoliko afera unutar *Boeing-a*, a reputacija i ovog proizvođača i zakonodavnih tela koja su izvršila prvo sertifikovanje ove letelice, je bez sumnje, ozbiljno ugrožena. Ovde se dalje postavlja pitanje da li je pomenuti proizvođač dugoročno izgubio svoje tržište, zatim, na koji način će doći do izmene propisa i organizacije sertifikacionih tela, kao i, da li će neki drugi proizvođači (pogotovo oni iz Rusije i Kine), uspeti da nametnu drugačije koncepte i modele tržištu koje je donekle možda ostalo upražnjeno ...

Svakako, pored pomenutih nejasnoća po pitanju daljeg opstanka i razvoja pomenutog *Boeing-a*, kao i avioindustrije uopšte, ipak je sigurno da je trka između *Boeing-a* i *Airbus-a*, u ovom trenutku uspostavila trend „preoblačenja“ starih i u praksi proverenih (metalnih) modela, koji sada imaju daleko manju potrošnju goriva, što je takođe i prekinulo trend naglog rasta procenta udela kompozitnih struktura. Takođe, ovaj trend je sa sobom povukao i potrebu za bitnijim produženjem radnog veka vazduhoplovnih struktura, značajno izvan njihovih početno definisanih limita, što je sa

sobom opet donelo neke druge probleme, koji su ovde dosta detaljno razrađeni u okviru poglavlja o starim („aging“) letelicama.

Naravno, analizirajući sve pomenute događaje, postavlja se pitanje da li je na pomolu dugoročnija stagnacija u razvoju, u smislu da će se izmene u budućnosti više bazirati na *re-engine-ovanju* i radu sa segmentom avionike, (uz zamenu metalnog krila kompozitnim i eventualno prilagođavanje dužine trupa), nego na suštinskim strukturalnim izmenama, što trenutno predstavlja sve dominantniji scenario.

Inače, pored „slučaja *max*“, postoje i drugi izuzetno bitni faktori, među kojima kao trenutno najvažniju, treba navesti trenutnu pandemijsku pretnju, koja je kao posledicu 2020. godinu ostavila kao godinu sa najvećim gubicima u celokupnoj istoriji vazduhoplovstva, kako navodi na tom polju vrlo merodavna Međunarodna asocijacija avio-prevoznika (*IATA*) [180].

Takođe, u okviru dalekosežnijih procena razvoja, bez potrebe da se on u većoj obimnosti citira, ovde treba pomenuti i vrlo detaljnu studiju koju je takođe sprovedla upravo pomenuta organizacija (*IATA*) [212], a koja pokušava da proceni (i klasifikuje po važnosti) faktore koji u periodu do 2035. godine mogu imati veći uticaj na razvoj avioindustrije, i vazduhoplovstva uopšte. Ista potencijalne pokretače klasifikuje u sledeće grupe: Tehnologija, društvo, okruženje, ekonomija i politika. S tim da su ovde kao uticajni faktori za koje se smatra da bi mogli imati najdominantniju ulogu navedeni: alternativne vrste goriva i izvori energije, *cyber* sigurnost, eko aktivizam, ekstremni meteo uslovi, geopolitička (ne)stabilnost, infektivne bolesti i pandemije, propisi u vezi dozvoljene emisije i zagađenja bukom, propisi u vezi međunarodne isporuke, novi potrošački modeli, cena goriva, kretanja globalne ekonomije, propisi u vezi privatnosti podataka i terorizam.

U okviru prethodnog pasusa je, pored tehnološkog, naveden i veliki broj drugih uticajnih faktora koji nisu vezani strogo za tehnička pitanja, a obzirom da je pravac razvoja avioindustrije nemoguće podeliti na „tehničke i ostale“, oni su ovde takođe morali biti navedeni. Ipak, ako se držimo samo tehničke analize, sveukupno komentarišući postupke koji su pominjani u okviru ove disertacije, iste možemo klasifikovati u nekoliko grupa. Kao prve, one koji generalno pružaju neosporna poboljšanja u odnosu na svoje prethodnike, jer daju krajnji proizvod daleko višeg kvaliteta, bilo da je to usled toga što je npr. neophodna dodatna obrada svedena na minimum ili je automatizacija procesa dovela do smanjenja upliva ljudskog faktora. Kao drugu imamo grupu onih rešenja koja pokazuju svoje neosporne prednosti uz uslov da se primenjuju strateški tj. na mestima gde je odnos njihovih prednosti i mana najoptimalniji, što je slučaj sa većinom materijala, zatim, tehničkim rešenjima kao što su integralna oplata i primena ciljanih ojačanja, kao i tehnologijama zavarivanja laserom i frikcijom, odn. primenom bondovanja. Zatim, tu je i treća grupa koja predstavlja rešenja koja pružaju apsolutnu revoluciju. U okviru ove grupe kao prve treba pomenuti određene vidove visokokompjuterizovanih postupaka (npr. u oblasti detektovanja oštećenja strukture i nanošenja kompozitnih zakrpa), kao i primenu nano-tehnologija i *SHM*-a. Visokoautomatizovane procese i nano-tehnologiju ovde možemo pomenuti i kao dva koncepta koja potencijalno pružaju mogućnost iznalaženja rešenja za probleme u okviru nekih drugih konceptata, kao što je npr. smanjenje rizika praktične primene kompozita i tehnologije bondovanja, za koje znamo, gledano respektivno, da teorijski mogu dostići karakteristike koje su nedostižne metalima, odn. dati *F&DT* karakteristike sa kojima se ne može porediti nijedna druga veza.

Čisto teorijski gledano, primena *SHM*-a verovatno pruža mogućnost trenutno najrevolucionarnijeg pomaka. Naravno, na prvom mestu bi se to odnosilo na proces održavanja, koji bi u tom slučaju potpuno promenio svoj koncept i sa preventivnog bi prešao na održavanje po potrebi. Svakako da ovde ne treba pominjati koliko bi to moglo uticati na smanjenje težine celokupne letelice, zatim na složenost i tačnost procesa održavanja i posledično celokupne troškove i viši stepen pouzdanosti. Takođe, ovo bi sigurno uticalo i na konstruktivne karakteristike, obzirom na, u tom slučaju, smanjenu potrebu da se pri istom vodi računa o dostupnosti tokom pregleda određenih delova, a verovatno bi imalo uticaja i na današnje shvatanje koncepta *TO* i *Safe-Life*, odn. celokupnog koncepta *F&DT*-a.

Ako pored pitanja tehničko-tehnološkog napretka čitav koncept proširimo u stilu trenda koji već neko vreme vlada u nauci a to je da se problemi ne mogu posmatrati zasebno već da se mora usvojiti holistički pristup, u slučaju vazduhoplovne problematike bi to značilo da 500.000-1.200.000 delova jedne *Airbus/Boeing* uskotrupne letelice pa do čak 7.000.000, koliko mogu da imaju jumbo letelice istih proizvođača [194], moraju da funkcionišu ne kao posebni delovi nego kao jedan organizam. Stoga je potrebno podržati proces koji su među prvim prepoznali *Airbus*-ovi stručnjaci kroz bližu međusobnu saradnju kroz objavljivanje strateških planova [191] po pitanju ciljeva kooperacije sa svojim spoljnim dobavljačima po kojima npr. proizvođači materijala moraju u boljoj meri imati razumevanje zahteva unutar strukturalnog dizajna ili po kom *Airbus* (tj. proizvođač letelica) mora u većoj meri biti upućen u karakteristike budućih materijala.

Naravno, pored već donekle definisanih koncepata koji su pomenuti u prethodnim poglavljima, prostora za nove ideje i dalje ima, i u tom smislu dalji pravci razvitka, kada su u pitanju metode ublaženja procesa devastacije, bi se prvenstveno trebali odnositi na rasvetljavanje mehanizma korozije, možda i u smislu da isti može biti preveden u analitičko-empirijski oblik. Zatim, u pravcu primene dronova u okviru snimanja velikih površina, čiji bi se pregled naknadno vršio analizom postojećih snimaka, što bi moglo eliminisati veliki broj ometajućih faktora koji inače neizbežno postoje u okviru klasičnih inspekcija. Takođe, proboj je potreban i u okviru primene numeričkih metoda, za slučaj kompozitnih i (pogotovo) hibridnih materijala, radi težnje većem stepenu uniformisanosti dobijenih rezultata (u poređenju sa eksperimentalnim) pri strukturalnoj analizi.

Što se odnosa snaga između tehničkog i ekonomskog aspekta tiče, iako je jasno da sigurno imamo još mnogo prostora za napredak u svakom smislu, sa druge strane, kao vrhovnog sudiju, uvek imamo tržište koje ima svoje (ponekad i vrlo čudne) zakonitosti i trenutne favorite, i koje, kako se to trenutno čini, ima sve manje razumevanja za višedecenijski razvoj novih letelica i prelazak dugog i neizvesnog puta od potvrde njihove teorijske vrednosti do potpune validacije takvog rešenja u praksi.

10. LITERATURA

- [1] **FAA:** Aviation Maintenance Technician Handbook, Airframe, Vol. 1.
- [2] **Aluminium Blog:** <https://blog.aluminium-messe.com/tag/airbus-a320/>, Online.
- [3] **FAA, Lessons Learned:** Accident Common Themes, Online.
- [4] **AFGROW: Handbook (Damage Tolerance)**, Online Edition.
- [5] **Boeing:** <http://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/advanced-composite-use>, Online.
- [6] Fuselage-747.jpg. Wikimedia Commons.
- [7] 787fuselage.jpg. Wikimedia Commons.
- [8] **Airbus:** <http://www.aircraft.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a350xwbfamily/>, Online.
- [9] **American Composites Manufacturers Association:** Why composites? <http://www.acmanet.org/>, 2017., Online.
- [10] **Haines Lester** (September 19, 2007), "787 unsafe, claims former Boeing engineer". The Register. Retrieved January 16, 2013.
- [11] **ATSB:** Transport Safety Report-Aviation Research and Analysis Report-B20050205. How old is too old? The impact of ageing aircraft on aviation safety, February 2007.
- [12] **Jim Harter**, Afgrow technical manual and users guide, July 2008.
- [13] **Anand K. Gramopadhye, Colin G. Drury**, Human factors in aviation maintenance: How we got to where we are, ScienceDirect, July 2000.
- [14] **Tom Swift**, Course in Damage Tolerance Technology-Stress Analysis Oriented Fracture Mechanics, September 2000.
- [15] **H.-J. Schmidt, B. Schmidt-Brandecker, G. Tober**, Design of Modern Aircraft Structure and the Role of NDI, Daimler-Benz Aerospace Airbus, June 1999.
- [16] **National Transportation Safety Board**, Aircraft Accident Report, Aloha airlines, flight 243, NTSB/AAR-89/03, June 1989.
- [17] **John W. Lincoln**, Managing the Aging Aircraft Problem, ASC, 2002. Center, 2010.
- [19] **Kathy Barnstorff**, Aging Aircraft. Challenges Facing The Military And Industry, No. 98-076, 2010.
- [20] **Ilhan Sen**, Aircraft Fuselage Design Study, Delft UT, 2010, Masters Thesis.
- [21] **M. Baucio (American Society for metals)**, ASM metals reference book, ASM international, 1993.
- [22] **Boeing, A&M Environmental Technotes:** Aging Aircraft-Lessons Learned, Volume5, Number 2, May 2000.
- [23] **B. D. Craig, R. A. Lane, D. H. Rose**, Corrosion Prevention and Control: A Program Management Guide for Selecting Materials, AMMTIAC, September 2006.
- [24] **W. Wallace, D. W. Hoepfner, P. V. Kandachar**, AGARD Corrosion Handbook, Volume 1, Aircraft Corrosion: Causes and case Histories, AGARD-AG-278 Vol1, AD-A160 638.
- [25] **M.G. Fontana**, Corrosion Engineering, McGraw-Hill, 1986.
- [26] **Thomas W. Crooker**, Environmental Cracking in Structural Alloys, ASTM, Nov., '85.
- [27] **Airworthiness Assurance Working Group**, Recommendations For Regulatory Action To Prevent Widespread Fatigue Damage In The Commercial Airplane Fleet, Final Report, June 1999.
- [28] **M. Carpenter, D. H. Rose**, Materials Degradation and its Effect on Aging Aircraft, AMPTIAC, 2001.
- [29] **Y. Bar-Cohen, A.K.Mal, M.Lasser**, NDE of hidden flaws in aging aircraft structures using obliquely backscattered ultrasonic signals (OBUS), NASA, 2010.
- [30] jpg1: ATA Training Manual Airbus ch21, A320; jpg2: Airbus Deutschland GmbH;

- [31] **Joseph E. Stump**, The American Society For Nondestructive Testing, Aircraft Corrosion-Back to basics, <http://www.asnt.org/publications/Materialseval/basics/oct03basics/oct03basics.htm> , Available Online.
- [32] **Y. Bar-Cohen, A. K. Mal, M. Lasser**, NDE of hidden flaws in aging Aircraft Structures using Obliquely Backscattered Ultrasonic Signals, http://www.ultrasonic.de/article/v04n01/jpl_obus/jpl_obus.htm , January 1999.
- [33] **Corrosion Doctors**: <http://www.corrosion-doctors.org/Aircraft/Introduction.htm> : Aircraft corrosion, Online edition.
- [34] **Science Daily**: Paint Changes Color To Reveal Corrosion On Aircraft <http://www.sciencedaily.com/releases/1998/03/980330073403.htm>, March 30, 1998.
- [35] **M.Brassard, A. Chahbaz, A. Pelletier, David S. Forsyth**, Combined NDT Inspection Techniques for Corrosion Detection of Aircraft Structures. <http://www.ndt.net/article/wcndt00/papers/idn534/idn534.htm>
- [36] **James Careless**, Coping with Corrosion, <http://www.aviationtoday.com/am/categories/military/207.html>, April 1, 2006.
- [37] **Michael Chun-Yung Niu**, Airframe Structural Design, Jan. 1995.
- [38] **Dragan Adamović**, Mašinski materijali – Predavanje 9b. Online.
- [39] **R. A. Smith**, Scanning revolution, http://www.ndts.net/html/scanning_revolution.htm, 2004.
- [40] **Mohammed Abdo**, Fuselage Frame Analysis; Concordia University.
- [41] **Strength Analysis Group**: Introduction To The Use Of Linear Elastic Fracture Mechanics In Estimating Fatigue Crack Growth Rates And Residual Strength Of Components, 2001-04, ES DU 80036
- [42] **Đukic Daniela**, Master's Thesis (Methods of analysis of aircraft structures resistant to fatigue), University of Belgrade, Belgrade 2006.
- [43] **Callister, William D.**, Materials Science and Engineering: An Introduction - 3rd Edition. John Wiley & Sons, Inc.: New York, 1994.
- [44] **Jefferson K. Kim**, Fracture Toughness- Virginia Tech Materials Science and Engineering Class project MSE2094 maintained by Dr R.D. Kriz, May 2000..
- [45] **Tom Swift**, Damage tolerance technology-stress analysis oriented fracture mechanics course, 2000, Technologiezentrum Hamburg-Finkenwerder.
- [46] **Susan Kristoff**, How stress can be Accurately predicted around Cracks, an Article, May 2009.
- [47] **University of Technology-Eindhoven-Materials Technology**, Fracture Mechanics Course 2007.
- [48] **Royce Forman, Joachim Beek**, Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis Software, NASA, pdf-format.
- [49] **University of Western Australia, School of Mechanical Engineering**: Linear Elastic Fracture Mechanics, Course, May 2005.
- [50] **R.W.Johnson, L.W. Thomson, R.D.Wilson**, Study on Utilization of Advanced Composites in Fuselage Structures on large Transports, NASA Final Report, 1985.
- [51] <https://www.coursehero.com/file/17445424/1-Roles-of-Aircraft-Structures/>, Online Courses.
- [52] **A. Skorupa, M. Skorupa**, Riveted Lap Joints in Aircraft Fuselage; Springer 2012.
- [53] **T.H.G. Megson**, An Introduction to Aircraft Structural Analysis, Elsevier, 2010.
- [54] **A.I.Ismail, O.Querin**, Online course: web.aeromech.usyd.edu.au. (Aerospace structures).
- [55] **Boris Ya. Kolesnikov, Lars Herbeck**, Carbon Fiber Composite Airplane Fuselage: Concept And Analysis, German Aerospace Center (DLR) Germany.
- [56] **George Bibel**, Beyond the Black Box: The Forensics of Airplane Crashes, JHU Press, 2010.
- [57] **FAA: Lessons Learned**: China Airlines Flight CL611. Online: http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=2&LLID=6&LLTypeID=2#null.
- [58] **NTSB**: Investigation Accident Report/Southwest Airlines, Flight 812, <http://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAB1302.pdf> .

- [59] **NTSB:** Investigation Accident Report/Aloha Airlines, Flight 243,
<http://libraryonline.erau.edu/online-full-text/ntsb/aircraft-accident-reports/AAR89-03.pdf>
- [60] **BEA:** Investigation Accident Report/Turk Hava, Flight TK981,
https://reports.aviation-safety.net/1974/19740303-1_DC10_TC-JAV.pdf
- [61] **NTSB:** Investigation Accident Report/Southwest Airlines, Flight 2294,
https://reports.aviation-safety.net/2009/20090713-0_B733_N387SW.pdf
- [62] **NTSB:** Investigation Accident Report/United Airlines, Flight 811,
<https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR9202.pdf>
- [63] **AAIC:** Investigation Accident Report/Japan Airlines, Flight 123,
http://www.mlit.go.jp/jtsb/eng-air_report/JA8119.pdf
- [64] **ASC:** Investigation Accident Report/China Airlines, Flight 611,
http://www.asc.gov.tw/upload/acd_att/5542a63a-c165-49cd-b9b5-2fb41ad852da.pdf, Vol1
http://www.asc.gov.tw/upload/acd_att/8a68831a-f23b-4387-8aec-6ed1d643835f.pdf, Vol2.
- [65] **FAA:** Lessons Learned: de Havilland Comet:
http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=28
- [66] *"Hanging By a Thread"*. *Mayday. Season 3. 2005.* *Discovery Channel Canada/ National Geographic.*
- [67] **NTSB:** Investigation Accident Report/Delta Air Lines Flight 191,
<https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR8605.pdf>
- [68] **NTSB:** Investigation Accident Report/US Airways Flight 1549,
<https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR1003.pdf>
- [69] **Telegraph:** <http://www.telegraph.co.uk/travel/news/Bird-strike-rips-bloody-hole-in-plane/>,
online.
- [70] **Fuselage Design:**
http://www.fzt.hawhamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_6_Fuselage.pdf
- [71] **Aviation Safety Journal:**
Lightning – Generally Not A Hazard Unless It Penetrates A Fuel Tank, David Evans, May 2011.
- [72] **Aviation Safety Journal:**
Skin Rupture Explodes Myth That Safety Is Under Control, David Evans, Apr 2011.
- [73] **Skybrary:** [https://www.skybrary.aero/index.php/Foreign_Object_Debris_\(FOD\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Foreign_Object_Debris_(FOD))
- [74] **BEA:** Investigation Accident Report/Air France, Flight 4590,
<https://www.bea.aero/docspa/2000/f-sc000725a/pdf/f-sc000725a.pdf>
- [75] **Andrew Brookes,** *Destination Disaster*, Crecy Publishing, 2002.
- [76] **Michael Cosgrove,** *Concorde crash remains unresolved 10 years later*, Digital Journal, 2010.
- [77] **Wikimedia Commons:** Fuselage of de Havilland Comet Airliner G-ALYP.jpg.
- [78] **De Havilland Comet website:** Official accident report of Comet I G-ALYP:
<https://web.archive.org/web/20091026195856/http://geocities.com/CapeCanaveral/Lab/8803/fcogalyp.htm#galyp>
- [79] **Aerospace Engineering Blog:** The DeHavilang Comet Crash:
<http://aerospaceengineeringblog.com/dehavilland-comet-crash>, Online.
- [80] **Airbus:** Airbus Technical Magazine #54, August 2014, Online.
- [81] **AIB:** Investigation Accident Report/British European Airways, Flight 706,
https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422f37ee5274a131700048f/15-1972_G-APEC.pdf
- [82] **NASA corrosion website:** <https://corrosion.ksc.nasa.gov/>, Online.
- [83] **FAA:** Aircraft Cleaning & Corrosion Control Handbook (chapter 6):
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_handbook/media/FAA-8083-30_Ch06.pdf
- [84] **Boeing Aeromagazine:** Aero 07,
http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_07/corrosn.html, Online.
- [85] **Boeing:** Website; Official.

- [86] **Ima-Dresden:** Full scale test A380: http://www.ima-dresden.de/index.php?ILNK=bauteilpruefung_luftfahrt_gesamtzellen&iL=2
- [87] **NTSB:** Investigation Accident Report/TWA Flight 800, <https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR0003.pdf>
- [88] **Boeing AERO:** Understanding the New Widespread Fatigue Damage Rule; http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q4/2/
- [89] **EASA:** [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/ws_prod-g-doc-Agency_Mesures-Agency_Decisions-2007-R-Annex-5-to-Decision-2007-019-R---\(New-AMC-20-20\).pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/ws_prod-g-doc-Agency_Mesures-Agency_Decisions-2007-R-Annex-5-to-Decision-2007-019-R---(New-AMC-20-20).pdf)
- [90] **Airbus:** Magazine FAST No.51: WFD, Compliance with ageing aircraft rules, January 2013.
- [91] **CompositesWorld:** A350 XWB update: Smart manufacturing; Ginger Gardiner; Article post: 9/1/2011, Online.
- [92] **ELSEVIER:** The future has taken off and is gaining altitude by Dr. Sina Ebnesajjad, 2016, Online.
- [93] jpg: <http://www.crash-aerien.news/forum/airbus-news-toute-l-activite-commerciale-t20936-705.html>
- [94] **Pedro M.G.P. Moreira, Lucas F. M. da Silva, Paulo M.S.T. de Castro,** Structural Connections for Lightweight Metallic Structures, Springer 2012.
- [95] **NASA:** Integral Airframe Structures (IAS)-Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs, May 2000.
- [96] **H.-J. Schmidt, B. Schmidt-Brandecker,** Fatigue and Damage Tolerance Behaviour of Advanced Structures in Aeronautics; AeroStruc- Aeronautical Engineering, Online.
- [97] Friction Stir Welding - Illustrations by Bryan Christie Design. <https://www.caranddriver.com/features/two-metals-enter-one-metal-leaves-the-miracle-of-friction-stir-welding-tech-dept>
- [98] Lasersko zavarivanje - Ilustracija: <https://www.or-laser.com/en/laser-welding/>
- [99] **Aeronautica Civil:** Investigation Accident Report/AIRES Flight 8250, http://reports.aviation-safety.net/2010/20100816-0_B737_HK-4682.pdf
- [100] **C.Wang, G.Chang,** The Effect of Moisture Absorption on Composite Laminates, Springer Link.
- [101] **NRC U.S. Committee of Aging of U.S. Air Force Aircraft:** Aging of U.S. Air Force aircraft: final report, National Academies, 1997.
- [102] **NTSB:** Investigation Accident Report/TWA Flight 800, <https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR0003.pdf>
- [103] **Aviation Safety Network Database:** Far East Air Transport Flight 103, Online Edition.
- [104] **FAA:** Lessons Learned Accident Overview de Havilland Comet: http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=28&LLTypeID=2#null , Online.
- [105] **Elber W,** Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension”, Engineering Fracture Mechanics, 1970.
- [106] **Jaap Schijve,** Fatigue of structures and materials, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [107] Variable Amplitude Loading definition of Fatigue Damage/ Chapter 5: 140.112.94.188/file_extra/fatigue_chap5.pdf
- [108] **R.I. Stephens, R.P. Wei,** Fatigue crack growth under spectrum loads, American Society for Testing and Materials, 1976.
- [109] **C.M.Hudson, K.N.Raju,** Investigation of fatigue-crack growth under simple variable-amplitude loading, Nasa, Trophical Journal, 1970.
- [110] **R. J. Bucci, C. J. Warren, E. A. Starke,** The need for new materials in aging aircraft structures, April 2000.
- [111] **J. Awerbuch, A. Lau, Tein-Min Tan,** The FAA-Drexel Fellowship Research Program on Aging Aircraft, may, 2010.

- [112] http://iar-ira.nrc-cnrc.gc.ca/flyers/spr00a_e.html : Fatigue and Corrosion in Aircraft: Moving from "Find-and-Fix" to "Predict-and-Manage", 2000.
- [113] **Shalabh Gupta, Asok Ray, Eric Keller**, Online fatigue damage monitoring by ultrasonic measurements, International journal of fatigue, Volume 29, Issue 6, June 2007.
- [114] **David Wyndham**, How to deal with the aging issues of older aircraft?
<http://www.globalair.com/discussions/conklin/article~/msgID=58>, Online.
- [115] **ASC Aviation Occurrence Report: ASC-AOR-05-02-001**, China Airlines Flight CI611, Boeing 747-200, B-18255, 2002.
- [116] **National Research Council U.S., Committee on Aging of U.S. Air Force Aircraft: Aging of U.S. Air Force Aircraft: final report**, National Academies, 1997.
- [117] **Aviation Safety Council: Aviation Occurrence Report Volume I**, ASC-AOR-05-02-001, 2003.
- [118] **Air Operator Administration: Structural Integrity Programs For Aging Transport Category Airplanes**, online edition, Montreal, 2010.
- [119] **Ministerio de Fomento: Investigation Accident Report/KLM Flight 4805-Pan Am Flight 1736/**,
http://www.fomento.es/MFOM/LANG_CASTELLANO/ORGANOS_COLEGIADOS/CIAIAC/PUBLICACIONES/HISTORICOS/A-102-103-1977/
- [120] **CAD: Investigation Accident Report/Pan Am Flight 214**,
https://reports.aviation-safety.net/1963/19631208-0_B701_N709PA.pdf
- [121] **Aviation Safety Network: Lockheed L-188A Electra , LANSA Flight 508**,
<https://aviation-safety.net/database/record.php?id=19711224-0>
- [122] **Airliners.net: <http://oi63.tinypic.com/dexjzs.jpg>**
- [123] **Wikipedia: Qantas Flight 30. File: Qf30 damage.jpeg.**
- [124] **Aviation Safety Network: Boeing 737-260, Ethiopian Airlines Flight 604**,
<https://aviation-safety.net/database/record.php?id=19880915-0>
- [125] **Honeywell: IntuVue RDR-4000 3D Weather Radar System**,
<https://aerospace.honeywell.com/en/products/safety-and-connectivity/intuvue>
- [126] **Boeing Aeromagazine 04/12: Lightning Strikes: Protection, Inspection and Repair by Greg Sweers Ph.D.** http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q4/4/
- [127] <http://www.planespotters.net/airline/>
- [128] **FAA: <https://www.federalregister.gov/documents/2001/07/12/01-17433/airworthiness-directives-boeing-model-727-727c-727-100-727-100c-727-200-and-727-200f-series>**
- [129] **BOEING Magazine: Making Composite Repairs to the 787 by Arne Lewis**,
<https://skybrary.aero/bookshelf/books/3851.pdf>
- [130] **NTSC: Investigation Accident Report/Garuda Indonesia, Flight 421**,
https://web.archive.org/web/20150103205942/http://kemhubri.dephub.go.id/knkt/ntsc_aviation/baru/Final%20Report%20PK-GWA_release%20GA%20Solo.pdf
- [131] **R.J.H. Wanhill**, Milestone case histories in aircraft structural integrity, Chapter 1.04 in: Comprehensive Structural Integrity, Volume 1 Structural Integrity Assessment – Examples and Case Studies, 61-72, Elsevier Ltd., Oxford, UK, 2003.
- [132] **FAA: Lessons Learned: Aloha Airlines Flight 243**, Online.
- [133] **FAA: "FAA issues emergency directive for Boeing 737 inspections"**. Retr. April 5, 2011.
- [134] **ATSB: Investigation Accident Report/Qantas Flight 30**,
<http://www.atsb.gov.au/media/2409291/ao2008053.pdf>
- [135] **NTSB: National Transportation Safety Board - NTSB Report AAB-13-02** <http://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAB1302.pdf>
- [136] **DCA09FA065"**. www.nts.gov. National Transportation Safety Board. Retrieved January 5, 2016.

- [137] **Mehdi Yari**, Galvanic Corrosion of Metals Connected to Carbon Fiber Reinforced Polymers, Online article: <https://www.corrosionpedia.com/galvanic-corrosion-of-metals-connected-to-carbon-fiber-reinforced-polymers/2/1556>
- [138] **FAA Advisory Circular**: Establishing and Implementing Limit of Validity to Prevent Widespread Fatigue Damage, PDF. Iss: 01/10/11.
- [139] **George Marsh**, Patching up aircraft, the composites way (Part 1); MaterialsToday-Online edition. 2014. <https://www.materialstoday.com/composite-applications/features/patching-up-aircraft-the-composites-way-part-1/>
- [140] **George Marsh**, Patching up aircraft, the composites way (Part 2); MaterialsToday-Online edition. 2014. <https://www.materialstoday.com/composite-applications/features/patching-up-aircraft-the-composites-way-part-2/>
- [141] **Guy Norris**, 787 Fire Repair Boosts Composites Confidence; Aviation Week-Online edition; 2014. <http://aviationweek.com/awin/787-fire-repair-boosts-composites-confidence>
- [142] jpg: <https://news.aviation-safety.net/2015/08/19/thermal-runaway-in-elt-battery-caused-on-ground-dreamliner-fire-at-london-heathrow/>.
- [143] **Christopher D. Cosentino**, Structural Repair on a Composite Aircraft Fuselage Damaged by Fire; Ryerson University, 2014.
- [144] **AAIB**: Investigation Accident Report/Ethiopian Airlines, registration ET-AOP, https://assets.publishing.service.gov.uk/media/55d43f8d40f0b6091a000001/AAIB_2-2015_ET-AOP.pdf
- [145] **Dominic Gates**, Boeing readies patch for fire-damaged 787; Published: The Seattle Times, 2013.
- [146] **Forman, R.G., and Mettu, S.R.**, "Behavior of Surface and Corner Cracks Subjected to Tensile and Bending Loads in Ti-6Al-4V Alloy," Fracture Mechanics 22nd Symposium, Philadelphia, 1992.
- [147] **FAA&BOEING**: Evaluation and Verification of Advanced Methods to Assess Multiple-Site Damage of Aircraft Structure, DOT/FAA/AR-04/42,I. Oct 2004, <http://airportaircraftsafetyrd.tc.faa.gov/Programs/agingaircraft/Structural/reports/04-42-Vol-I.pdf>
- [148] **efunda (engineering fundamentals) Magazine**: Elastic Plastic Fracture Mechanics, Online. http://www.efunda.com/formulae/solid_mechanics/fracture_mechanics/fm_epfm.cfm
- [149] **J.R.Rice**, The Propagation of Cracks in a Continuous Medium; Journal of Applied Mathematics and Mechanics, 1967.
- [150] **G. P. Cherepanov**, The propagation of cracks in a continuous medium, Journal of Applied Mathematics and Mechanics, 1967.
- [151] **Wikipedia**: Fracture Mechanics. J-integral.
- [152] **efunda (engineering fundamentals) Magazine**: CTOD, Online. http://www.efunda.com/formulae/solid_mechanics/fracture_mechanics/fm_epfm_CTOD.cfm
- [153] **Forth S.C., James M.A., Johnston W.M., and Newman, J.C. Jr.**, Anomalous fatigue crack growth phenomena in high-strength steel, International Congress on Fracture, Italy, 2007.
- [154] **M. Skorupa**, Load interaction effects during fatigue crack growth under variable amplitude loading—a literature review. Part II: qualitative interpretation, Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, v.22, issue 10, 2002.
- [155] **Bernardo Vilhena Gavinho Lourenco**, Damage Tolerance Design; Procedure Standardization; <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/395142130242/resumo.pdf>
- [156] **Zhuo Zhuang, Zhanli Liu, Binbin Cheng and Jianhui Liao**, Extended Finite Element Method; ELSEVIER, 2014.
- [157] **Amir R. Khoei**, Extended Finite Element Method; Theory and Applications; Wiley, 2014.
- [158] **C. Henrard, M. Bruyneel**, Combining Mesh Refinement and XFEM for Fracture Mechanics Simulations: Contradiction or Strength? https://orbi.ulg.ac.be/bitstream/2268/188135/1/Bruyneel_C91.pdf , Online.

- [159] **Zehnder Alan**, Fracture Mechanics, Springer, 2012.
- [160] **H. Bayesteh, S. Mohammadi**, XFEM fracture analysis of shells: The effect of crack tip enrichments; ELSEVIER, 2011.
- [161] **J.L. Curiel Sosa, N. Karapurath**, Delamination modelling of GLARE using the Extended Finite Element Method; Composites Science and Technology (2012).
- [162] **Andrew W. Hulton and Paul V. Cavallaro**, Comparing Computational and Experimental Failure of Composites Using XFEM, ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition.
- [163] **Cheryl A. Rose, Carlos G. Dávila, and Frank A. Leone**, Analysis Methods for Progressive Damage of Composite Structures, NASA/TM-2013-218024, 2013.
- [164] **CENAERO Morfeo Crack for Abaqus**: <http://www.cenaero.be/>
- [165] **Ginger Gardiner**, The resurgence of GLARE; CompositesWorld Website; 2016; <https://www.compositesworld.com/blog/post/the-resurgence-of-glare>
- [166] jpg: <http://www.nytimes.com/interactive/2013/07/29/business/The-Jump-to-a-Composite-Plane.html>
- [167] jpg: <http://www.hkengineer.org.hk/program/home/articlelist.php?cat=article&volid=180>
- [168] **MIT NEWS**: Carbon nanotube "stitches" strengthen composites; Aug 2016. <http://news.mit.edu/2016/carbon-nanotube-stitches-strengthen-composites-0803> .
- [169] **Patrick Safarian**, Fatigue and Damage Tolerance Requirements of Civil Aviation, 2014, Online.
- [170] **Monte Carlo method**: https://en.wikipedia.org/wiki/Monte_Carlo_method.
- [171] **W. Steven Johnson, B. M. Hillberry**, Probabilistic Aspects of Life Prediction; ASTM International; 2004.
- [172] jpg: <https://www.amazon.co.uk/Revell-04261-Boeing-787-8-Dreamliner/dp/B001VEJ0YQ>
- [173] jpg: http://www.appropedia.org/Composites_in_the_Aircraft_Industry
- [174] jpg: <http://www.aviation-history.com/theory/composite.htm>
- [175] **Pohrt, Roman; Popov, Valentin L.**, Adhesive contact simulation of elastic solids using local mesh-dependent detachment criterion in boundary elements method; Facta Universitatis, Series: Mechanical Engineering.
- [176] **NASGRO webpage**: NASGRO Fracture Mechanics & Fatigue Crack Growth Software. <https://www.swri.org/consortia/nasgro> .
- [177] **Ali Fatemi**, Life Estimation using S-N Approach; University of Toledo.
- [178] **NASA (James B. Chang, Vinay K. Goyal, John C. Klug and Jacob I. Rome)**, Composite Structures Damage Tolerance Analysis Methodologies; NASA/CR-2012-217347; March 2012.
- [179] **Department of Trade Accidents Investigation Branch**: Dan Air Boeing 707 321C G-BEBP; https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422f564ed915d137400054f/9-1978_G-BEBP.pdf
- [180] **IATA**: Industry Loses to Top \$84 Billion in 2020; <https://www.iata.org/en/pressroom/pr/2020-06-09-01/>
- [181] **University of Cambridge**, Teaching & Learning Packages; <https://www.doitpoms.ac.uk/tlplib/fem/node.php>
- [182] **AAU Esbjerg**, Computational Mechanics, Course in FEM-ANSYS Classic.
- [183] **Robert Sierakowski**, Aircraft Damage Tolerance; 16th International Conference On Composite Materials; http://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM16proceedings/contents/pdf/TueH/TuHM1-01pl_sierakowskir2239.pdf
- [184] **Chantal Fualdes (Airbus PP Presentation - FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance)**, Composites Airbus Damage Tolerance; file:/Airbus%20Composites%20-%20Damage%20Tolerance%20Methodolgy%20-%20Fualdes.pdf

- [185] **R. Jones, L. Molent**, Repair of multi-site damage, Defence Science and Technology Organisation, 2002.
- [186] **International Civil Aviation Organization**: Structural Integrity Programs (Sip) For Aging Transport Category Airplanes, Montreal, 2010.
- [187] **C. Adams**, The Science of Aging Aircraft, Aviation Maintenance, April 2008.
- [188] **U. G. Goranson**, Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs, Boeing Commercial Airplane Group, Seattle, Wa, USA, Feb. 1997.
- [189] **Boeing**: Official site. www.boeing.com
- [190] **Airbus**: Official site. www.airbus.com
- [191] **M. Pacchione, J. Telgkamp**, Challenges of the metallic fuselage. ICAS, 2006.
- [192] **FAA: Lessons Learned**: <http://lessonslearned.faa.gov/>, Online.
- [193] **Wikimedia**: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:787fuselage.jpg>
- [194] **Quora**: How many parts are in an aircraft? <https://www.quora.com/How-many-parts-are-in-an-aircraft> .
- [195] **EASA Research Project (Zoltan Mikulik, Peter Haase)**: Composite Damage Metrics and Inspection (high energy blunt impact threat); Cologne 2010.
- [196] **Fuel Tank Inerting for Transport Airplanes-FAA**:
https://www.faa.gov/regulations_policies/rulemaking/.../ECfthwgT1-1231998.pdf
- [197] **Blake Cheney**, Ageing Airplane Rulemaking; Civil Aviation Transport Canada; Aug. 2012; Online.
- [198] **Leonard Hart-Smith (McDonnell Douglas Corp)**, Aircraft Skin Lap Slice Patent (5297760); mart 1994.
- [199] Image Source from authors: Charles Eastlake (Embry-Riddle AU), John Goglia (NTSB), Bill Dumer (Boeing).
- [200] **FAA & National Institute for Aviation Research**: Aging Effects Evaluation of a Decommissioned Boeing CFRP 737-200 Horizontal Stabilizer (Phase II).
<https://pdfs.semanticscholar.org/f5e6/8791f95fdbcf0ee1b75ecece59858bcfb78a.pdf>
- [201] **AAIB**: Investigation Accident Report/British Airways Flight 5390,
https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422faa7e5274a131400078d/1-1992_G-BJRT_2_.pdf
- [202] Flickrriver.com/photos: Tailstrike, Boeing 767, april 2014.
- [203] **H.J. Schmidt, T.Nielsen**, Development of Load Spectra for Airbus A330/A340 Full scale Fatigue Tests; Airbus Germany.
- [204] **Fatec Engineering (Johannes Homan)**: Maintaining Structural Integrity; 6.June.2018; Online.
- [205] **A. C. Orifici, R. S. Thomson, R. Degenhardt, A. Kling, K. Rohwer and J. Bayandor**, Degradation investigation in a postbuckling composite stiffened fuselage panel; European Commission Project COCOMAT.
- [206] **Airbus**: A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958-2017;
<https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/safety-first/Airbus-Commercial-Aviation-Accidents-1958-2017.pdf>
- [207] **R. J. Bucci (Alcoa Technical Center)**: Advanced Metallic & Hybrid Structural Concepts; November 206.
- [208] **FAA**: Amendment 45/96; <https://www.federalregister.gov/documents/2006/04/21/06-3758/damage-tolerance-data-for-repairs-and-alterations>
- [209] **Airbus Magazine FAST 45 (Andre Delannoy)**: A300-600 Extended Service Goal; December 2009.
- [210] **Fokker Aerostructures**: Along the bond line;
http://www.fokker.com/sites/default/files/media/Files/Brochures/Fokker_Glare.pdf
- [211] **CAE Associates**: Fatigue Analysis in ANSYS Tutorial; www.eaeai.com; 2011.

BIOGRAFIJA

Daniela Đukić je rođena 22.03.1974. u Novom Sadu, gde je i završila Prirodno-matematičku gimnaziju 'Jovan Jovanović Zmaj' (smer: matematičko-programerski saradnik).

Školske 1993/1994. je upisala, a početkom 2000. godine završila studije na Mašinskom fakultetu (vazduhoplovni smer), Univerziteta u Beogradu. Magistarske studije upisuje 2000. takođe na Mašinskom fakultetu (vazduhoplovni smer), Univerziteta u Beogradu, koje uspešno završava 2006. godine. Doktorske studije na istom fakultetu i smeru upisuje školske 2017/2018 godine, nakon višegodišnje pauze u formalnom studiranju napravljene radi samostalnog usavršavanja i dostizanja nivoa teorijskog znanja i praktične primene softverskih alata neophodnih za kreativan rad koji doktorske studije zahtevaju.

Daniela poseduje dvadesetogodišnje radno iskustvo koje je gradila u okviru IT pozicija (najduže sa zvanjima glavnog projektanta i senior developera), dok trenutno radi, takođe u IT Sektoru, na poziciji rukovodioca unutar Odeljenja savremenih IT tehnologija i elektronske razmene podataka. U periodu od 2019. godine, zaposlena je i u privatnoj novosadskoj kompaniji SDO-Corp.doo, na poziciji predavača teorijske obuke za dobijanje dozvole za pilota bespilotnih vazduhoplova.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани-а: *Даниела Ђукић*

број индекса: *Д48/17*

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

*ИСТРАЖИВАЊЕ МОДАЛИТЕТА ДЕГРАДАЦИОНИХ ПРОЦЕСА ЉУСКЕ ТРУПА
ПУТНИЧКЕ ЛЕТЕЛИЦЕ И МОГУЋНОСТИ ПРОДУЖЕЊА ЗАМОРНОГ ВЕКА*

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да предложена дисертација у целини ни у деловима није била предложена за добијање било које дипломе према студијским програмима других високошколских установа,
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио/ла ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 05.01.2022.



Прилог 2.

Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора: *Даниела Ђукић*

Број индекса: *Д48/17*

Студијски програм: *Докторске академске студије-машинско инжењерство*

Наслов рада: *ИСТРАЖИВАЊЕ МОДАЛИТЕТА ДЕГРАДАЦИОНИХ ПРОЦЕСА
ЉУСКЕ ТРУПА ПУТНИЧКЕ ЛЕТЕЛИЦЕ И МОГУЋНОСТИ ПРОДУЖЕЊА
ЗАМОРНОГ ВЕКА*

Ментор: *Проф. Др. Александар Грбовић*

Потписани/а: *Даниела Ђукић*

Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског звања доктора наука, као што су име и презиме, година и место рођења и датум одбране рада.

Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Београду.

Потпис докторанда

У Београду, 05.01.2022.



Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

ИСТРАЖИВАЊЕ МОДАЛИТЕТА ДЕГРАДАЦИОНИХ ПРОЦЕСА ЉУСКЕ ТРУПА ПУТНИЧКЕ ЛЕТЕЛИЦЕ И МОГУЋНОСТИ ПРОДУЖЕЊА ЗАМОРНОГ ВЕКА

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао/ла сам у електронском формату погодном за трајно архивирање.

Моју докторску дисертацију похрањену у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду могу да користе сви који поштују одредбе садржане у одабраном типу лиценце Креативне заједнице (Creative Commons) за коју сам се одлучио/ла.

1. АУТОРСТВО

2. Ауторство - некомерцијално
3. Ауторство – некомерцијално – без прераде
4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима
5. Ауторство – без прераде
6. Ауторство – делити под истим условима

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци, кратак опис лиценци дат је на полеђини листа).

У Београду, 05.01.2022.

Потпис докторанда

