
САДРЖАЈ

КОРИШЋЕНЕ ОЗНАКЕ И СКРАЋЕНИЦЕ	1
1 УВОД	7
1.1 Преглед литературе, мотивација, циљеви тезе.....	7
1.2 Истраживање утицаја рада система за УВП на аеродинамичке карактеристике	9
1.2.1 Основна подела ракета.....	11
1.2.2 Контрола и управљање ракета	12
1.2.2.1 Аеродинамичко управљање	14
1.2.2.2 Реактивни типови управљања	15
2 ЕКСПЕРИМЕНТАЛНЕ ИНСТАЛАЦИЈЕ ЗА СИМУЛАЦИЈУ РАДА УВП У АЕРОТУНЕЛИМА	23
2.1 Испитивање модела са системом за управљање вектором потиска у свету	23
2.2 Експериментална инсталација за симулацију рада УВП у аеротунелима ВТИ.....	27
3 ДЕФИНИСАЊЕ ЗАХТЕВА ЗА ИСТРАЖИВАЊЕ У АЕРОТУНЕЛУ	33
3.1 Дефинисање проблематике мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом система за УВП.....	33
3.2 Дефинисање методе управљања вектором потиска.....	34
3.3 Принцип управљања вектором потиска помоћу брана	38
3.3.1 Управљање једном браном помоћу једног импулса	38
3.3.2 Управљање помоћу две бране и два импулса.....	43
3.3.2.1 Тропозиционо управљање помоћу два импулса	43
3.3.3 Општи изрази за коефицијенте команди.....	47
3.4 Дефинисање геометрије струјног простора система за УВП.....	47
3.4.1 Опис мерне опреме.....	50
3.4.2 Услови мерења расподеле притиска у млазнику.....	51
3.4.3 Резултати испитивања струјања у млазнику	51

3.5	Дефинисање параметара струјања у инсталацији за симулацију рада система за УВП.....	55
3.6	Прорачун струјних параметара у инсталацији за симулацију рада УВП..	57
4	ЕКСПЕРИМЕНТАЛНО ИСТРАЖИВАЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА МОДЕЛА РАКЕТЕ СА СИМУЛАЦИЈОМ РАДА УВП	60
4.1	Опис аеротунела	60
4.2	Аеровага за мерење аеродинамичких сила и момента са централним каналом.....	62
4.3	Модел ракете са симулацијом рада система за УВП.....	65
4.4	Инструментација и прикупљање података	69
4.5	Обрада података	69
4.6	Тачност мерења	70
5	РЕЗУЛТАТИ ИСПИТИВАЊА МОДЕЛА РАКЕТЕ СА СИМУЛАЦИЈОМ РАДА УВП У АЕРОТУНЕЛУ Т-35	71
5.1	Резултати истраживања ефеката дејства команди у равни пропињања.....	73
5.1.1	Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.1$	74
5.1.2	Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.2$	76
5.1.3	Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.3$	79
5.2	Истраживање ефеката дејства команди у равни скретања.....	81
5.2.1	Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.1$	82
5.2.2	Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.2$	84
5.2.3	Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.3$	87
5.3	Дискусија резултата истраживања.....	89
5.3.1	Општа оцена.....	89
5.3.2	Утицај рада система УВП на аеродинамичке карактеристике	90
5.3.2.1	Утицај рада УВП на $M=0.1$	92
5.3.2.2	Утицај рада УВП на $M=0.2$	96
5.3.2.3	Утицај рада УВП на $M=0.3$	100
6	ПРОРАЧУН АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА МЕТОДОМ КОНАЧНИХ ЕЛЕМЕНАТА – CFD СИМУЛАЦИЈА	105

6.1	Метода коначних запремина	105
6.2	Нумеричка симулација струјања	108
6.3	Резултати прорачуна методом коначних елемената – CFD симулација.	112
7	АНАЛИЗА И ВЕРИФИКАЦИЈА РЕЗУЛТАТА ИСТРАЖИВАЊА	118
7.1	Анализа експерименталних резултата мерења са и без рада система за УВП.....	119
7.1.1	Анализа утицаја рада УВП на $M=0.1$	119
7.1.2	Анализа утицаја рада УВП на $M=0.2$	122
7.1.3	Анализа утицаја рада УВП на $M=0.3$	123
7.2	Анализа резултата истраживања по Маховом броју и масеном протоку	124
7.3	Анализа и верификација резултата истраживања поређењем са резултатима испитивања у аеротунелу Т-38.....	126
7.3.1	Анализа и верификација резултата испитивања без рада УВП.....	126
7.3.2	Анализа и верификација резултата испитивања са радом УВП.....	129
7.4	Анализа и верификација резултата истраживања кроз поређење са резултатима CFD симулације.....	132
7.4.1	Анализа и верификација резултата у инсталацији високог притиска.....	132
7.4.2	Анализа и верификација резултата аеродинамичке симулације	136
7.5	Анализа струјне слике добијене визуализацијом помоћу кончића	139
7.6	Анализа и верификација резултата истраживања поређењем аксијалне силе добијене CFD симулацијом и мерењем у аеротунелу Т-38.....	141
7.7	Анализа и верификација резултата кроз мерење притиска базе.....	142
7.8	Прорачун потиска млаза и верификација кроз поређење са резултатима CFD симулације.....	143
7.9	Анализа резултата CFD симулације са хладним ваздухом и продукатима сагоревања.....	146
7.10	Анализа расподеле статичког притиска на моделу на основу резултата CFD симулације.....	153
8	ЗАКЉУЧАК И ПРАВЦИ ДАЉЕГ ИСТРАЖИВАЊА	154
8.1	Рекапитулација резултата истраживања	155
8.2	Перспективе и правци даљег истраживања	157

8.3	Закључак и допринос истраживању	161
	ЛИТЕРАТУРА	163
	ПРИЛОГ – ПРОЦЕДУРА ЗА ОДРЕЂИВАЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА МОДЕЛА НА ОСНОВУ ПАРАМЕТАРА ИЗМЕРЕНИХ У АЕРОТУНЕЛУ	I

КОРИШЋЕНЕ ОЗНАКЕ И СКРАЋЕНИЦЕ

Аеродинамички коефицијенти

C_A	Коефицијент укупне аксијалне силе (полуvezани координатни систем)
C_Y	Коефицијент бочне силе (полуvezани координатни систем)
C_N	Коефицијент нормалне силе (полуvezани координатни систем)
C_l	Коефицијент момента ваљања (полуvezани координатни систем)
C_m	Коефицијент момента пропињања (полуvezани координатни систем)
C_n	Коефицијент момента скретања (полуvezани координатни систем)
C_{pb}	Коефицијент базног притиска
C_{1j}	Аеродинамички коефицијенти(аеротунел са радом УВП), мерење 1
C_{2j}	Аеродинамички коефицијенти(аеротунел без рада УВП), мерење 2
C_{3j}	Аеродинамички коефицијенти(рад УВП без рада аеротунела), мерење 3
ΔC_j	Утицај млаза на поједине аеродинамичке коефицијенте, $j = Y, N, l, m, n$
K	Фактор утицаја млаза
XCP	Коефицијент утицаја млаза на центар потиска

Компоненте укупног аеродинамичког оптерећења

R_A	Аксијална сила, [N]
R_y	Бочна сила, [N]
R_N	Нормална сила, [N]
M_x	Момент ваљања, [Nm]
M_y	Момент пропињања, [Nm]
M_z	Момент скретања, [Nm]

Аеротунелски параметри

α	Нападни угао, [°]
β	Угао клизања, [°]

ϕ	Угао ваљања, [°]
pit	Угао пропињања механизма за позиционирање модела, [°]
yaw	Угао скретања механизма за позиционирање модела у аеротунелу, [°]
rol	Угао ваљања механизма за позиционирање модела у аеротунелу, [°]
Δ_ψ	Нагиб држача модела по скретању, [°]
Δ_θ	Нагиб држача модела по пропињању, [°]
Δ_ϕ	Нагиб држача модела по ваљању, [°]
Δ_x	Угиб држача модела у правцу X осе аероваге, [m]
Δ_y	Угиб држача модела у правцу Y осе аероваге, [m]
Δ_z	Угиб држача модела у правцу Z осе аероваге, [m]
ψ	Ојлеров угао скретања модела у аеротунелском коорд. систему, [°]
θ	Ојлеров угао пропињања модела у аеротунелском коорд. систему, [°]
ϕ	Ојлеров угао ваљања модела у аеротунелском коорд. систему, [°]
ψ_p	Поставни Ојлеров угао скретања у аеротунелском коорд. систему, [°]
θ_p	Поставни Ојлеров угао пропињања у аеротунелском коорд. систему, [°]
ϕ_p	Поставни Ојлеров угао ваљања у аеротунелском коорд. систему, [°]
$[A]$	Матрица еластичности (6×6), [°/N, °/Nm]; [m/N, m/Nm]
$[D]$	Калибрациона матрица аероваге (дијагонална, 6×6), [N,Nm]
$\{e\}$	Нормализовани прирасти сигнала аероваге (6×1)
$\{e_0\}$	'Бајнт' офсети аероваге (6×1)
$\{F\}$	Оптерећења компоненти аероваге (6×1), [N,Nm]
$\{F_g\}$	Гравитациона оптерећења (тара) компоненти аероваге (6×1), [N,Nm]
$\{F_a\}$	Аеродинамичка оптерећења компоненти аероваге (6×1), [N,Nm]
$\{F^*\}$	Производи оптерећења компоненти (6×1), [N,Nm]
k_0, k_1, k_2, k_3	Калибрациони коефицијенти, [*]
n	Број узорака у сегменту за усредњавање

s	Сигнал давача позиције
u_i	Нормализована вредност сигнала са давача притиска, [V/V]

Параметри модела

D	Пречник модела, [m]
L	Дужина модела, [m]
S	Референтна површина модела, [m ²]
V	Запремина модела, [m ³]
X_{ref}	положај референтне тачке дуж X-осе коорд. система аероваге, [m]
Y_{ref}	положај референтне тачке дуж Y-осе коорд. система аероваге, [m]
Z_{ref}	положај референтне тачке дуж Z-осе коорд. система аероваге, [m]

Параметри у инсталацији за симулацију рада УВП

p'_0	Зауоставни притисак ваздуха у инсталацији, [Pa, bar]
p'_i	Статички притисак у инсталацији у i -том пресеку, $i=1,2,3$, [Pa, bar]
T'_0	Зауоставна температура у инсталацији, [K]
T'_i	Статичка температура у инсталацији у i -том пресеку, $i=1,2,3$, [K]
M_i	Махов број у инсталацији у i -том пресеку, $i=1,2,3$
V_i	Брзина струјања у инсталацији у i -том пресеку, $i=1,2,3$, [m/s]
ρ'_i	Густина ваздуха у инсталацији у i -том пресеку, $i=1,2,3$, [kg/m ³]
F_T	Сила потиска, [N]
d_c	Пречник цева, [mm]
l_c	Дужина цева, [m]
d_k	Пречник канала ваге, [mm]
d_t	Пречник грла млазника, [mm]
d_e	Пречник излазног пресека млазника, [mm]
A_i	Површина i -тог попречног пресека, $i=1,2,3$, [m ²]
\dot{m}	Масени проток у инсталацији, [kg/s]

Параметри струјног поља

C_v	Специфична топлота при константној запремини, [J/kg/K]
C_p	Специфична топлота при константном притиску, [J/kg/K]
M	Махов број
p_{atm}	Атмосферски притисак, [Pa, bar]
p_b	Базни притисак, [Pa, bar]
p_o	Зауставни притисак, [Pa, bar]
p_{st}	Статички притисак, [Pa, bar]
q	Динамички притисак, [Pa, bar]
Re	Рејнолдсов број за јединичну дужину, [1/m]
T	Статичка температура, [K]
T_o	Зауставна температура, [K]
κ	Поасонов коефицијент, однос специфичних топлота, за ваздух $\kappa = 1.4$

Параметри нумеричке динамике флуида

u, v, w	Компоненте брзине флуида у правцима оса Декартовог система
e, w, n, s	Ознаке страница ћелије у 2Д простору, (e-east, w-west, n-north, s-south)
\vec{r}	Вектор положаја центра површи из правца центра узводне ћелије
Γ_k	Коефицијент дифузивног флукса
f	Компонента флукса у смеру нормале на страницу ћелије
f_k	Мера конвекције величине f кроз површ k
V	Запремина струјног простора, [m ³]
A	Површина струјног простора, [m ²]
A_k	Површина површи k , [m ²]
∇f_k	Градијент величине f на површи k
N	Број површи које окружују ћелију
ρ	Густина флуида, [kg/m ³]
p	Притисак, [Pa]
p_∞	Притисак у непоремећеној струји, [Pa]

T	Температура, [K]
$\rho_k \vec{v}_k \vec{A}_k$	Масени проток кроз површ k , [kg/s]
\bar{f}_k	Усредњена вредност промењиве на површима
\bar{f}_n	Аритметичка средина вредности промењиве на чворовима површи које окружују хелију
S_k	Извор величине f у јединици запремине хелије V

Параметри управљања вектором потиска помоћу брана

F_B	Управљачка сила ракете, [N]
I^{FB}	Укупни или тотални импулс управљачке силе, [Ns]
I_η^{FB}	Вертикална компонента импулса управљачке силе, [Ns]
I_ζ^{FB}	Хоризонтална или бочна компонента импулса управљачке силе, [Ns]
φ_1	Почетни угао сектора дејства управљачке силе, [°]
ψ_1	Крајњи угао сектора дејства управљачке силе, [°]
$\Delta\Phi_K$	Полуугао резултујућег сектора дејства управљачке силе, [°]
Φ_K	Средњи или фазни угао сектора дејства управљачке силе, [°]
K_k	Резултујући коефицијент команде
η, ζ	Углови отклона управљачког органа
ξ^F	Коефицијент губитка импулса у аксијалном правцу
$(\Delta F_\eta)_{\text{mean}}$	Средња вредност импулса у вертикалном правцу за један обрт, [Ns]
$(\Delta F_A)_{\text{mean}}$	Средњи губитак импулса у аксијалном правцу за један обрт, [Ns]

Статистичке величине

x, y, z	Независно мерене величине, [*]
\mathfrak{R}	Зависно мерена величина, [*]
σ	Стандардна девијација, [*]
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Стандардне девијације независно мерених величина, [*]
$\sigma_{\mathfrak{R}}$	Стандардна девијација зависно мерене величине, [*]

Скраћенице

ВТИ	Војнотехнички институт, Београд
Т-35	Велики подзвучни аеротунел, ВТИ-а
Т-38	Трисонични аеротунел, ВТИ-а
ONERA	<i>Office National d'Études et de Recherches Aeronautiques</i> – Национални биро за ваздухопловна истраживања, Париз, Француска
DLR	<i>Department of Supersonic and Hypersonic Technology of the German Aerospace Centre</i> (Одељење за суперсоничне и хиперсоничне технологије немачког свемирског центра)
FFA	<i>Aeronautical Research Institute of Sweden</i> (Шведски ваздухопловно-истраживачки институт)
НУР500	<i>Hypersonic wind tunnel at the FFA</i> (Хиперсонични аеротунел у FFA)
ПТВР	Против Тенковска Вођена Ракета
П.О.	Пун опсег давача
ВТИ385	Унутрашња 5к аеровага, пречника 38mm, пројектована у ВТИ-у
УВП(TVC)	Управљање Вектором Потиска (Thrust Vector Control)
RTD	<i>Resistance Temperature Detectors</i> – Отпорнички детектори температуре
PSP	<i>Pressure sensitive paint</i> (Боје осељиве на притисак)
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (Нумеричка динамика флуида)
A/D	<i>Analog-to-Digital</i> – Конверзија аналогног у дигитални формат
CAD	<i>Computer-Aided Design</i> – Пројектовање помоћу рачунара
АПС	Стандардни софтверски пакет за обраду података у аеротунелима ВТИ
Neff	Систем за прикупљање података у аеротунелу Т-35
2Д	Дводимензионални
3Д	Тродимензионални
БАЦАЛ	Софтверски пакет за обраду резултата еталонирања аеровага
FLUENT	Софтверски пакет за нумеричку динамику флуида
Druck	Давач притиска фирме Druck Limited, Велика Британија
Mensor	Давач притиска фирме Mensor, Texas, USA

1 УВОД

1.1 Преглед литературе, мотивација, циљеви тезе

Развој ракетне и космичке технике последњих година довео је до повећане потребе за великим бројем испитивања, не само ракета, него и комплетних система управљања, [1][2][3]. Овај тренд је посебно изражен код испитивања модела са симулацијама рада погонске групе у оквирима пројеката ракетоплана, свемирских лансера или пројектила велике кинетичке енергије, [4][5].

Пројектовање и развој вођених ракета захтева, познавање, како аеродинамичких карактеристика ракете са и без рада ракетног мотора, тако и са радом система за управљање вектором потиска. Укључивање горе поменутог система производи велике утицаје, како на опструјаване површине ракете, тако и на слободну струју ваздуха, што за последицу има аеродинамичке утицаје на аеродинамичке силе и моменте, повећање турбуленције и највероватније отцепљење струје, [6][7].

Ови струјни феномени могу имати ефекте на остале компоненте, као што су крила, тело, крмила и свакако могу утицати на стабилност, контролу и управљање ракете. Истраживање ефеката реактивног млаза и система управљања вектором потиска су веома комплексна и дуга, и покривају неколико поља као што су аеродинамика, структура, анализа стабилности и управљивости, CFD анализа и још неколико инжењерских дисциплина. Међутим, акценат у овом раду стављен је на аеродинамичку интерференцију рада система за управљање вектором потиска на аеродинамичке карактеристике која је предуслов за све остале анализе, структурну, анализу стабилности и анализу перформанси. Испитивање аеродинамичких карактеристика са симулацијама млаза и система УВП-а обично укључују комплексну студију струјног поља са вишекомпонентним утицајима, [8][9][10]. Уобичајено, карактеризација струјног поља врши се експериментално, кроз аеротунелске тестове, са циљем да се детектују утицајни ефекти млаза на перформансе ракете.

Више од 50 година научно-истраживачки радници баве се ефектима реактивне контроле летелица у атмосферским условима лета и аеродинамичке интерференције реактивног млаза и слободне струје. Неупоредиво више истраживања спроведено је у суперсоничним областима брзина него у подзвучним. Већи део испитивања у подзвучној области брзина пажњу је привукао због бројних примена у комерцијалне сврхе. Преко 300 студија извршено је како би се сумирао напредак коришћења бочних млазева, као методе управљања вектором потиска код ракета. Бројне студије извршене су како би се документовала структура струјне слике изазване истицањем суперсоничних бочних млазева у суперсоничну струју ваздуха. Многе карактеристике млаза који истиче у суперсоничну или трансоничну струју су јако сличне са оним који истичу у подзвучну струју. Овај однос је рационална полазна основа за разумевање структуре бочних млазева у подзвучној струји.

Струјно поље настало као резултат интеракције млаза и суперсоничне струје било је тема великог броја експерименталних, [11]-[18] и нумеричких истраживања, [19]-[24].

Већина разматраних истраживања, експерименталних и нумеричких, баве се, управо ефектима аеродинамичке интерференције, и углавном су опредељени на испитивања ракета и повратних свемирских капсула.

За докторску тезу изабран је модел против тенковске вођене ракете у подзвучној струји. Аеротунелски тестови и CFD симулације спроведене су како би се одредили утицајни ефекти млаза на аеродинамику ракете. У великом континуалном подзвучном аеротунелу ВТИ-а извршена су експериментална испитивања, док је за рачунарске симулације коришћен комерцијални CFD софтвер. Остали кораци у студији укључују верификацију и валидацију процеса и одговарајућу примену комерцијалног софтверског кода за предикцију аеродинамичких ефеката млаза на перформансе ракете.

Проучавања феномена струјања флуида, теоријска и експериментална, развијају се заједно, иако експерименти и даље имају доминантну улогу, због недостатка потпуног знања о различитим струјним процесима. Током 20. века многи комплексни проблеми, везани за сложена струјања, који нису могли да се

реше коришћењем теоријске механике флуида захтевали су аеротунелска испитивања, која су имала најширу могућу примену. Суштински задатак при пручавању свих струјних феномена је да се разумеју, предвиде и контролишу струјни процеси и последице који они изазивају.

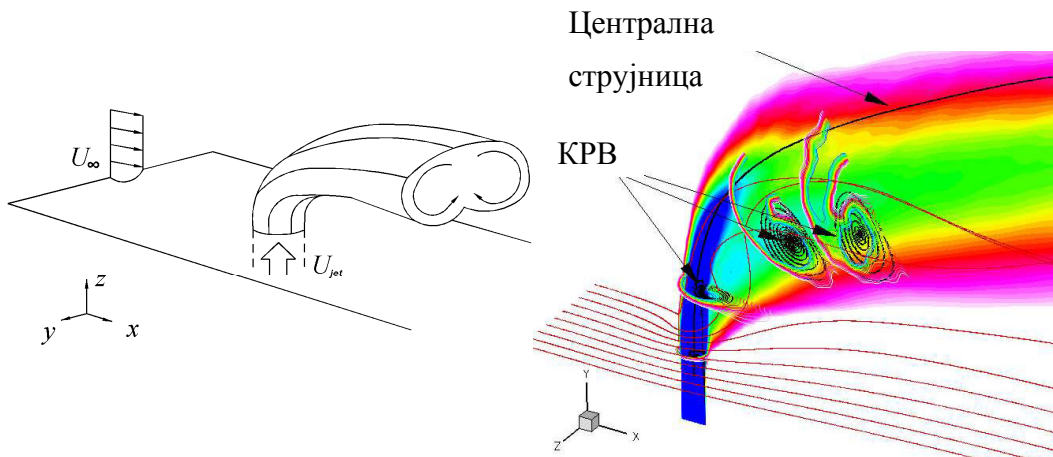
Током процеса пројектовања ракета и пројектила, било које врсте и намене, једна од најважних ствари је неопходност располагања потпуним, правовременим и што тачнијим резултатима, како аеротунелских испитивања, тако и резултата компјутерских симулација. Захваљујући њима омогућен је бољи развој жељених перформанси, оптимизација пројекта, боље дефинисање могућих конфигурација, идентификовање, развој и корекција оперативних проблема летелице. Последице условљене нерегуларним подацима из аеротунелских испитивања и CFD анализе несагледиве су у економском и оперативном смислу.

Циљеви ове дисертације су да се у потпуности анализирају ефекти дејства хладног реактивног млаза система УВП на основу резултата из аеротунелских тестова и CFD симулације и да се дефинишу најадекватније сличности параметра које би произвели топли продукти сагоревања. Теза обухвата примену савремених метода нумеричке симулације, као и коришћење експерименталних испитивања основних феномена везаних за интеракцију реактивног млаза и слободне подзвучне струје око модела противтенковске вођене ракете. Такође, један од циљева ове тезе био је да се на основу добијених експерименталних података употпуне знања везана за интференцију суперсоничног млаза и слободне подзвучне струје, као и да се употпуни оскудна база података у поменутом режиму испитивања.

1.2 Истраживање утицаја рада система за УВП на аеродинамичке карактеристике

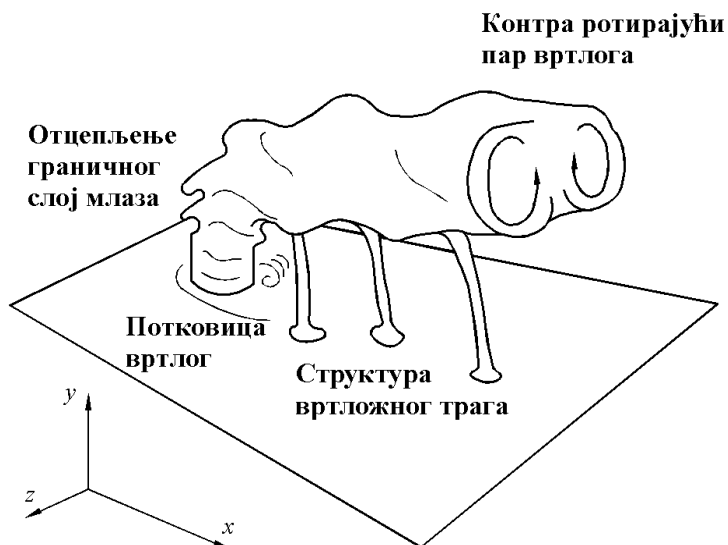
Четири вртложна система идентификована су за време интеракције суперсоничног млаза и подзвучне струје, [25][26]. Исти у слободној струји доводи до промене градијента притиска који као последицу има стварање вртлога који су у облику потковице, која се обавија око предње стране инјектора, што представља први вртложни систем. Другим се назива пар ротирајућих вртлога, који је

одговоран за преобликовање почетног цилиндричног облика млаза у облик бубрега. Контра ротирајући пар вртлога интерагује услед почетног импулса од инјектора како је приказано на слици Сл. 1, [27].



Сл. 1. Троструминални приказ контра ротирајућих вртлога (КРВ) при нормалном убризгавању у слободну струју

Када млаз излази у главну струју низводно од инјекције моментално се дешава пад притиска. Овај градијент притиска, заједно са смицајним силама од интеракције млаза са слободном струјом су механизми директно одговорни за контра ротирајући вртложни пар. Трећа структура вртлога је нестабилни вртложни слој. Овај нестабилан вртлог је резултат нестационарног смицања слоја који се формира на улазној ивици млаза у слободну струју у граничном слоју. Четврти је нестабилано стварање вртложног система, који се формира низводно од тачке инјекције. Постоје још увек нека спорења о механизму за буђење вртложних структура. Постоје бројна поређења између вртложних структура и вртложне структуре млаза. Многи истраживачи указују на то да буђење вртложне структуре потиче од млазне инјекције у граничном слоју. Овде флуид из граничног слоја путује са млазом, и одваја се низводно на страни формирања вртлога. Ови вртлози настављају кретање низ струју, као што је приказано на слици Сл. 2. Овај вртложни систем је основа разумевања убризгавања млаза у слободну струју ваздуха.

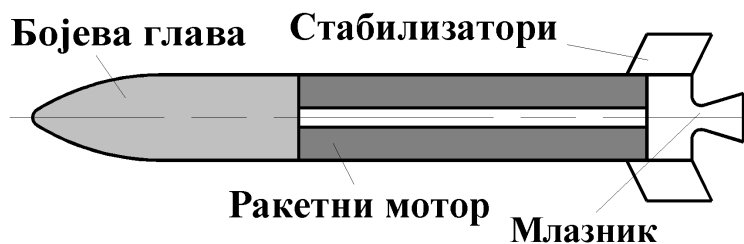


Сл. 2. Поглед на млазну интеракцију при нормалној инјекцији

1.2.1 Основна подела ракете

Ракете представљају веома ефикасне системе, који служе за уништавање циљева на копну, води и ваздуху са минималним губицима и минималном колатералном штетом. Самим тим омогућавају развијање како офанзиве, тако и дефанзивне борбене стратегије, [1][29][30]. Њихов дизајн захтева стручност у познавању бојевих глава, погонске групе, структуре, аеродинамичких својстава, позиционирања, летне динамике и контроле, као и познавање претварача. Напретком технологије очекује се лакши и ефикаснији развој ракете, које представљају изазов за дизајнере ракетних система.

Ракете осим што имају балистичке путање, потребна им је нека врста контролисаног механизма за маневрисање. Невођени ракетни пројектили пројектовани су тако да лете по унапред одређеним балистичким трајекторијама.



Сл. 3. Уобичајена конструкција невођених ракете

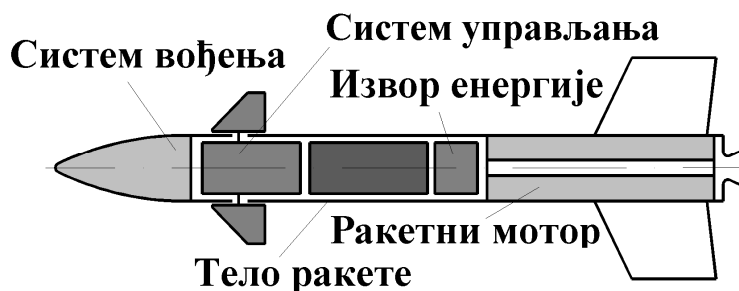
Вођени ракетни пројектили опремљени су уређајима који омогућавају управљање летом, или по унапред фиксираним трајекторијама, или по трајекторијама које се адаптирају кретању циља. Намењени су за уништавање циљева на земљи, на (и у) води, те ваздуху.

Подела вођених ракета извршена је на метеоролошке, истраживачке и војне. Главне категорије војних вођених ракета су противтенковски, ваздух-земља, ваздух-ваздух, противбродске, и земља-ваздух. Разлике између ових категорија нису увек јасне, а испаливање противтенковских и противпешадијских пројектила, као и противавионских ракета из хеликоптера је прави пример за то.

Реактивни вођени пројектил је летелица без пилота, са реактивним мотором и апаратуром за управљање која омогућава њено аутоматско навођење на циљ. Вођени реактивни пројектили се, с обзиром на аеродинамичку шему могу поделити на авионе-пројектиле (крилате вођене пројектиле, крилате ракете, беспилотне летелице) и ракете у ужем смислу (вођене пројектиле са ракетним мотором). Авион-пројектил је вођени пројектил са реактивним мотором било каквог типа, а лет му осигурава узгонска сила крила. Ракета је, у ширем смислу, било који пројектил са ракетним мотором или, у ужем смислу, такав пројектил са ракетним мотором чији је лет одређен његовим балистичким својствима и расположивом кинетичком енергијом. Ракете или немају крила, или имају мала. Балистичке ракете су намењене за уништавање удаљених непокретних циљева на земљи. Називају се балистичке јер основни део своје путање лете са искљученим мотором под деловањем почетне брзине и силе теже, тј. по тзв. балистичкој криви.

1.2.2 Контрола и управљање ракета

Постоје четири основне компоненте на било ком ракетном систему: носећи систем – конструкција, систем управљања, систем вођења и погонски систем. Систем вођења једне ракете укључује веома софистициране сензоре, путне компјутере, радаре и комуникациону опрему. Систем вођења има две главне улоге током лансирања ракета, да обезбеди стабилност ракете и да контролише ракету током маневара.



Сл. 4. Основне компоненте вођених ракета

Много различитих метода развијено је за контролу ракете у лету. Кретање било ког објекта у лету комбинација је положаја центра гравитације и ротације објекта око његовог тежишта, који се још назива центар масе. Све од метода контроле производе момент око центра гравитације ракете који тера ракету да ротира у лету. Кроз разумевање сила које делују на ракету и оствареном кретању, ракетни системи могу се програмирати за пресретање мете, или за лет у орбиту.

Ране ракете и тренутно ваздух-ваздух ракете обично користе покретна крмила (фин) на задњем делу ракете. Покретни фин подешава количину аеродинамичке силе на ракети. Аеродинамичка сила делује кроз центар притиска који се обично не налази у центру гравитације. Разлика у положајима дејства, генерише обртни момент око центра гравитације, или центра масе.

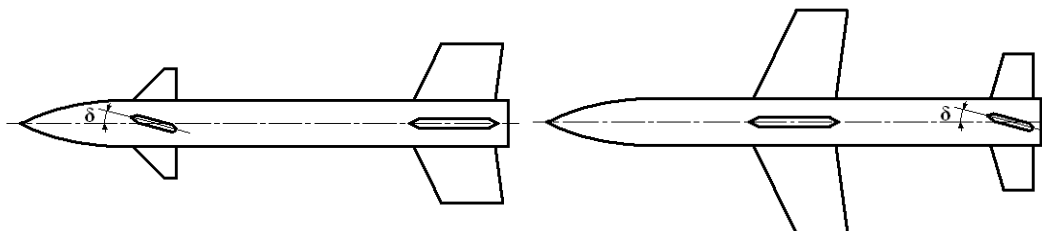
Летелице у оквиру управљачког система могу да користе подсистеме са аеродинамичким управљачким извршним органима, или системе за управљање вектором потиска. У том смислу систем за УВП је интегрални део управљачког система летелица, као што су авиони, ракете носачи, васионске летелице и ракетни пројектили. У већини случајева њихова функција је истоветна функцији аеродинамичких управљачких система. Са друге стране, сваки систем за УВП је непосредно везан за пропульзивни систем летелице, јер је намењен за контролу положаја и интензитета вектора силе потиска. На овај начин управља се резултантом сила које делују на летелицу, њеним положајем у простору, последично и путањом лета.

Вектором потиска се може управљати променом његовог правца или интензитета. Промена путање ракете врши се уношењем додатних аеродинамичких сила на ракету.

На телу ракете налазе се аеродинамичке површине: крила, крмила, стабилизатори, крилца, итд. Аеродинамичке површине могу бити фиксне или покретне, а служе да у лету стварају потребне аеродинамичке силе или силе управљања. Узајамни геометријски однос тела ракете и аеродинамичких површина може се груписати у неколико типичних аеродинамичких шема или конфигурација.

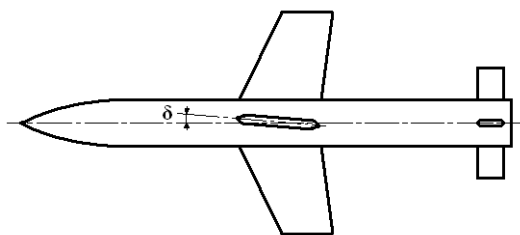
1.2.2.1 Аеродинамичко управљање

Аеродинамички системи и системи УВП су углавном комплементарни, али у великом броју случајева се примењује само један од њих. Када се треба одредити за један од та два система, долазе до изражаја специфичности ових система. На пример, системи за УВП могу да функционишу само када пропулзивни систем ради, осим код система са додатним моторима. Аеродинамички управљачки системи, са друге стране могу се користити и по престанку рада погона, али за разлику од система за УВП они генеришу и додатни аеродинамички отпор. Конвенционални контролни системи састоје се од отклањања управљачких површина које се налазе на телу пројектила. Ова врста контроле назива се аеродинамичка контрола. Тим именом могу се генерално назвати два типа контроле. Канард контрола и контрола репних управљачких површина, крмила, што су и две најчешће коришћене врсте. На слици Сл. 5 шематски су приказани ови типови система контроле. Конфигурација типа "cannard" има покретна предња крмила и фиксна крила на задњем делу ракете. Фиксна крила остварују стабилизирајуће моменте око тежишта, а покретна крмила на предњој страни променљиве аеродинамичке силе које дају моменте управљања.

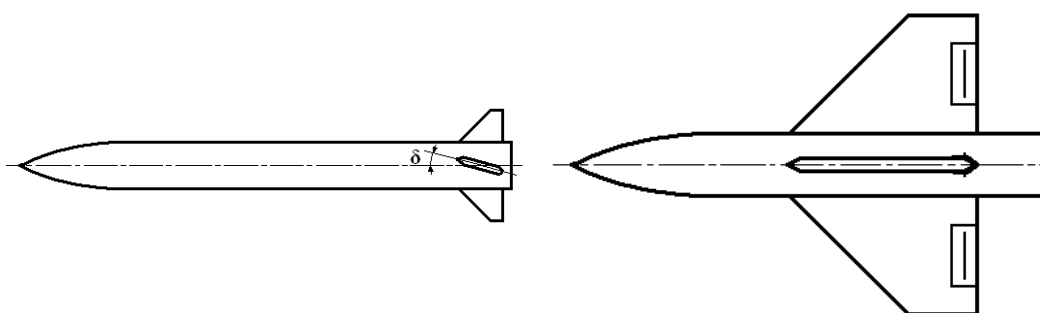


Сл. 5. Конфигурација типа "cannard"- лево, и конфигурација са фиксним предњим крилима и покретним крмелима - десно

Покретна крила окретањем око попречне осе стварају променљиве аеродинамичке силе, које се користе за управљање. Стабилизатори остварују потребне моменте око тежишта ракете. Покретна крила су смештена у близини тежишта ракете. Ова конфигурација се употребљава за ракете од којих се траже велике маневарске способности, нпр. ракете "ваздух – ваздух" и "земља – ваздух", Сл. 6. Такође, поред горе наведених стандардних аеродинамичких шема користе се у мањем броју случајева и шеме приказане на сликама Сл. 6 и Сл. 7.



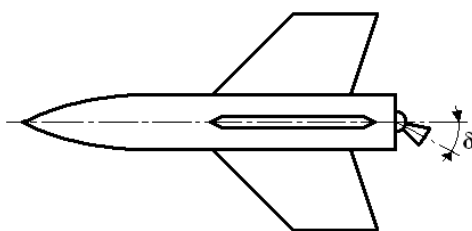
Сл. 6. Конфигурација са покретним крилима и фиксним стабилизаторима



Сл. 7. Конфигурација без крила са покретним крмилима на задњем делу и конфигурација са крилима и управљачким органима на излазној ивици крила

1.2.2.2 Реактивни типови управљања

Осим контрола отклона управљачких површина, реактивни типови система за контролу увелико се користе за управљање ракетама, Сл. 8. Код ових типова, уместо за отклањања управљачких површина, технике избацивања течности/гасова великом брзином или управљање правцем вектора потиска користе се за креирање силе непходне за маневрисање.



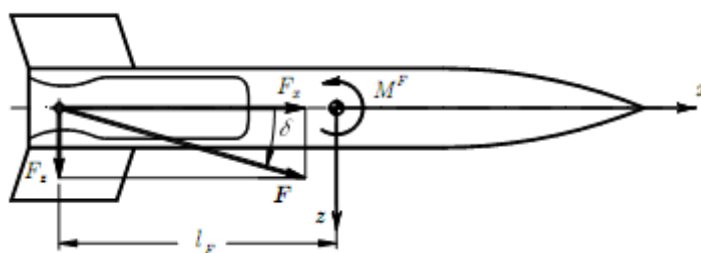
Сл. 8. Конфигурација са покретним вектором потиска

Ови алтернативни системи за контролу су такође управљачки системи реактивног типа. Два главна типа су системи управљања вектором потиска (УВП) и контролни системи управљања бочним млазевима.

Већина модерних ракете користи принцип управљања са покретним мотором, или млазником, Т.1. Како се млазник/мотор помера, правац вектора потиска се мења у односу на центар гравитације ракете.

Поред приципа управљања са покретним млазником или мотором, на неким ранијим ракетама, као што је на В2 Редстон ракети, у издувној струји главног млаза ракете биле су смештене мале лопатице, које су вршиле скретање вектора потисак и произведиле моменат неопходан за маневар.

Системи за УВП користе принцип промене правца потиска стварањем момента пропињања или скретања неопходног за маневрисање. Слика Сл. 9 шематски приказује један систем за УВП, [1][30][32].



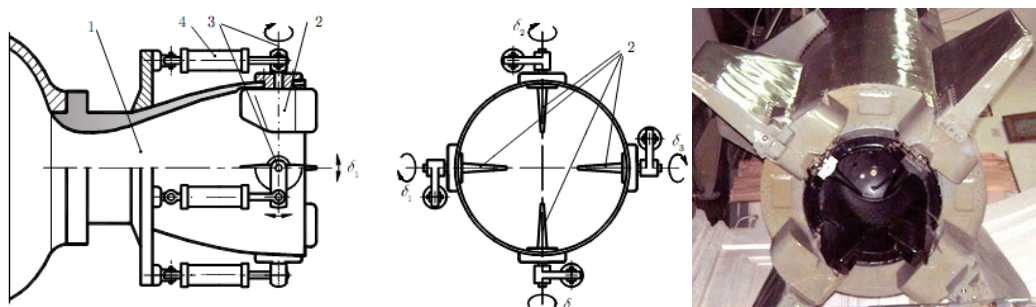
Сл. 9. Принцип промене правца потиска

Јасно је са горње слике да се сила и момент неопходни за извођење маневра стварају се на пројектилу променом правац вектора потиска, тј. променом правца млазника који ствара потисну силу.

Т.1. Системи за УВП- са моторима променљиве геометрије

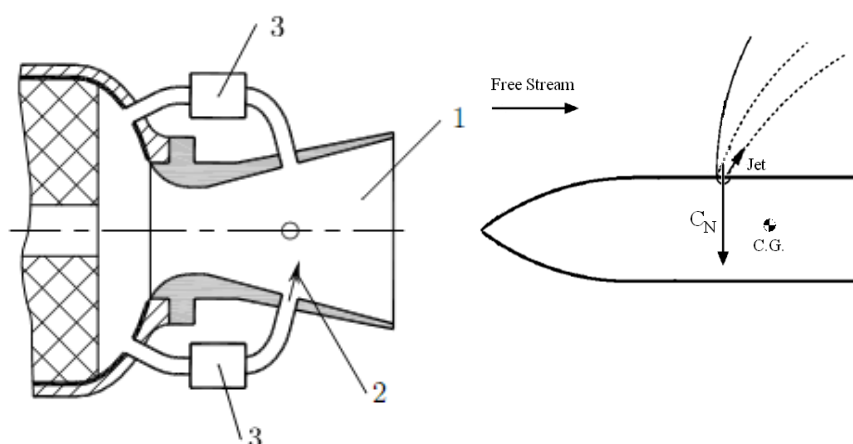
МОТОРИ ПРОМЕНЉИВЕ ГЕОМЕТРИЈЕ			
Тип УВП	Врста горива	Предности	Недостаци
ПОКРЕТНИ МОТОР			
Кардански и радијални лежај 	T	Једноставна конструкција, мала снага, мали momenti, $\pm 12^\circ$ ограничено смештајем ракетног горива, мали губици потиска	Захтева флексибилну инсталацију, велика инерција, снажне актуаторе за брзе одзиве
ПОКРЕТНЕ МЛАЗНИЦЕ			
Еластични лежај 	Ч	Нема проклизавања, покретне заптивке; предвидива погонска снага, користи се до $\pm 20^\circ$	Велике управљачке силе; велики момент на ниским температурама, промењива управљачка сила
Флуидни лежај 	Ч	Висока ефикасност; херметичност; предвидива погонска снага, користи се до $\pm 12^\circ$	Велике управљачке силе; велики момент на ниским температурама, промењива управљачка сила
Флексибилни млазник 	Ч	Нема проклизавања, покретне заптивке; предвидива погонска снага, користи се до $\pm 12^\circ$	Велике управљачке силе; велики момент на ниским температурама, промењива управљачка сила
Кардански лежај 	Ч	Висока ефикасност; предвидива погонска снага;	Велике управљачке силе; велики момент на ниским температурама, промењива управљачка сила; термоотпорне заптивке; велико трење
Сферни лежај са гасном заптивком 	Ч	Нема губитка потиска, ако се млазница отклања за $\pm 20^\circ$	Клизање, покретног врућег гаса; велика погонска енергија, ограничено трајање; неопходно је континуално оптерећење за држање заптивке.
Ч- мотори са чврстим ракетним горивом; Т- мотори са течним ракетним горивом			

Нормално компонента потисне силе ствара момент пропињања као отклањање управљачких површина код конвенционалне контроле. Контрола вектора потиска се може вршити на неколико различитих начина. Могу се уметнути покретне лопатице у излазу из ракетног мотора тако да се правац потиска може мењати, слика Сл. 10. Такође, бране које се урањају у млаз могу се користити за контролу вектора потиска.



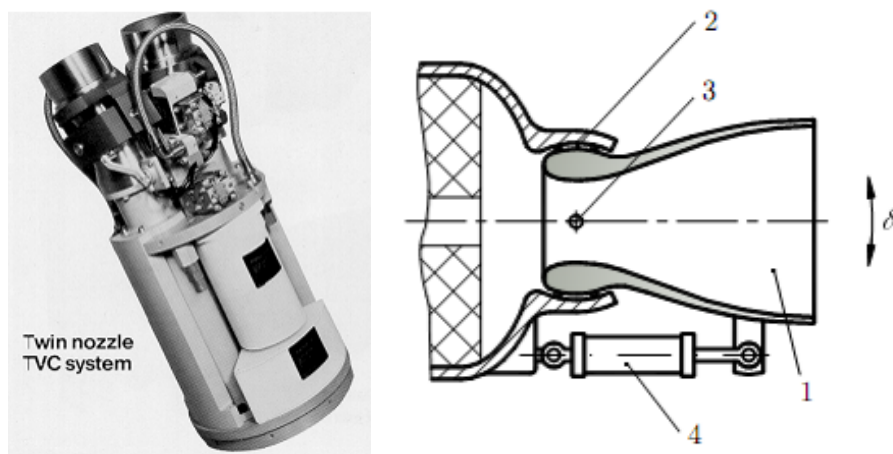
Сл. 10. Шематски приказ УВП са лопатицама у млазу-Jet Vane

Секундарна инјекција гаса може се користити за разбијање протока издувних гасова како би се добила одговарајућа компонента нормалне силе, Сл. 11. Помоћне потисне коморе користе се као друга опција за контролу вектора потиска. Поред управљања вектором потиска, бочни млазеви користе се као реактивни тип контролних система. Млаз високог притиска се избацују у слободну струју одређеном правцу и они стварају силе и моменте за маневрисање [27]. На слици Сл. 11, десно дат је шематски приказ бочних млазева.



Сл. 11. УВП са инјекцијом флуида – лево (1–млазник, 2–управљајући млаз, 3–цев); бочни млазеви – десно

Ракете са чврстим погонским горивом су погонски уређаји које захтевају управљање и контролу дуж путање и корекцију сметњи током лета. Ракетни мотор састоји се од чврстог горивног пуњења, облоге чија примарна сврха је да обезбеди везу између лепка погонског пуњења и изолације, која обезбеђује термичку заштиту од продуката сагоревања мотора, упаљача и млазнице која обезбеђује жељени потисак. Већина ракетних мотора са чврстим горивом поседује систем за управљање вектором потиска (УВП). Контролом правца вектора потиска преко једног од механизма описаних у наставку, могуће је контролисати лет ракете, и покретати је у равнима пропињања, скретања и ваљања. Концепт управљања вектором потиска може се применити на моторе са једном или више млазница, Сл. 12, лево.

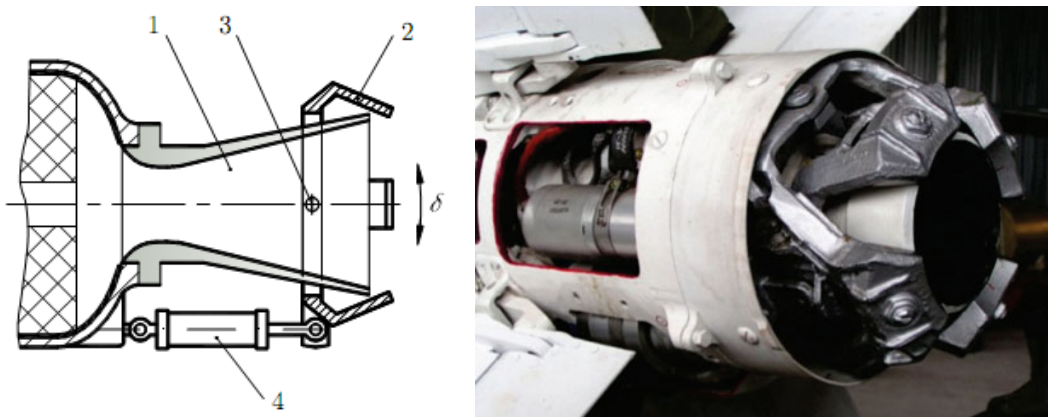


Сл. 12. УВП са два млазника-лево, сферни млазник-десно

Различити механизми разврстани су у три категорије категорија-1: механичко отклањање млазнице или мотора, Сл. 12, десно; категорија-2: постављање топлотно отпорних покретних тела у издувни млаз који производе аеродинамичке силе и промену правца једног дела излазног гаса или убацивање секундарног флуида у млаз, слика Сл. 13 и категорија-3: убризгавање течности у бочне стране дивергентног дела млазника која изазива асиметрично разбијање суперсоничних издувних гасова.

Шематски приказ различитих врста механизма за контролу вектора потиска са моторима фиксне геометрије и радним принципима приказани су на сликама у табели Т.2, која приказује предности и недостатке механизма за

управљање вектором потиска без обзира на врсту погонског горива, да ли су мотори на течна горива или чврсте погонске материје.



1 – млазник, 2 – дефлектор, 3 – оса ротације, 4 – актуатор.

Сл. 13. УВП са дефлектором млаза – лево, сегментни дефлектор – десно

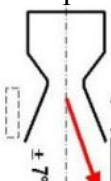

Неки старији модели ракета за генерисање управљајућег момента, користили су мале додатне ракетне моторе на крају ракете, који су познати и под називом верниер ракете, слика Сл. 14, лево.



Сл. 14. Системи за УВП са додатним моторима, покретним – лево и фиксним моторима променљивог потиска – десно

Такође, мали додатни мотори фиксног положаја и променљивог потиска, чија је аксијална оса измештена на извесном краку од тежишта летелице, користе се при генерисању управљачких момената, слика Сл. 14, десно. Код космичких летелица се користе и за генерисање управљачких сила мањег интензитета при маневрисању.

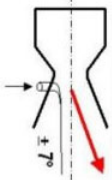
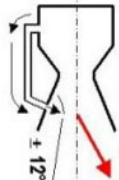
Т.2. Системи за УВП са моторима фиксне геометрије – механички елементи

МОТОРИ ФИКСНЕ ГЕОМЕТРИЈЕ			
Тип УВП	Врста горива	Предности	Недостаци
МЕХАНИЧКИ ЕЛЕМЕНТИ			
Лопатице 	Т/Ч	Мала погонска снага; велика брзина одзива; контрола обртања појединачне лопатице до $\pm 10^\circ$, средња ефикасност	Губитак потиска од 0.5% до 3%; ерозија лопатица; ограничено трајање продужава се дужином ракете
Механичке препреке-бране 	Ч	Велика брзина одзива; мала погонска снага; мала тежина, до $\pm 15^\circ$; средња ефикасност; једноставна конструкција	Ерозија и губитак потиска: до 5%; индукује се циркулација врућег гаса на површини ракете; ограничено трајање
Аксијални дефлектори 	Ч	Једноставна конструкција, висока ефикасност, мала снага покретача, мала тежина,	Лимитирана бочна сила, релативно мали угао промене вектора потиска.
Куполни дефлектори 	Ч	Једноставна конструкција, средња ефикасност, средња снага покретача, средња инерција,	Средња ерозија и губитак потиска
Наглавак 	Ч	Једноставна конструкција, средња ефикасност, средња снага покретача, средња инерција,	Велика ерозија и губитак потиска
Ч- мотори са чврстим ракетним горивом; Т- мотори са течним ракетним горивом			

За велике motore на чврста ракетна горива (изнад 500 mm у пречнику и за више од 10 секунди рада), углавном се као механизми за управљање вектором

потиска користе секундарно убризгавање, контрола убризгавања на врху крмила и флексибилне/покретне млазнице.

Т.3. Системи за УВП са моторима фиксне геометрије – секундарни флуид

МОТОРИ ФИКСНЕ ГЕОМЕТРИЈЕ			
Тип УВП	Врста горива	Предности	Недостаци
СЕКУНДАРНИ ФЛУИД			
Бочно убризгавање течности 	Т/Ч	Велика брзина одзива; лако се прилагођава на различитим врстама мотора; могу се проверити пре лета; компоненте су за виšekратну употребу; трајање је ограничено на снабдевање течностима; мали губитак перформанси; $\pm 7^\circ$	Повећана тежина; за високе перформансе неопходне су токсичне течности; тешко складиштење резервоара и систем за напајање; велико одржавање; изливања и појава отровних испарења код неких горива; мали угао промене вектора, нетехнолошка израда..
Бочно убризгавање топлог гаса 	Т/Ч	Мала маса; мала погонска снага; велика брзина одзива; мала запремина; мали губитак перформанси; $\pm 12^\circ$	Врући клизни контакти и заптивка у врућем гасу вентила; експанзија топлог гаса у цевоводима; ограничено трајање; посебни вентили за врући гас; нетехнолошка израда.
Ч- мотори са чврстим ракетним горивом; Т- мотори са течним ракетним горивом			

Млазнице са флексибилним лежајем се најшире користе код балистичких или свемирских ракете. Предности УВП-а са флексибилном млазницом су ефикасност, низак ниво смањења потиска и специфичног импулса. Ливени, вишеслојни лежај делује као заптивка, оптерећење преноси и лежај и виско-еластична гума. Она користи деформације насланог сета деформабилних еластомерних (гумених) слојева између сферичних металних или композитних слојева који преносе оптерећење и обезбеђују угао отклона осе млазнице.

2 ЕКСПЕРИМЕНТАЛНЕ ИНСТАЛАЦИЈЕ ЗА СИМУЛАЦИЈУ РАДА УВП У АЕРОТУНЕЛИМА

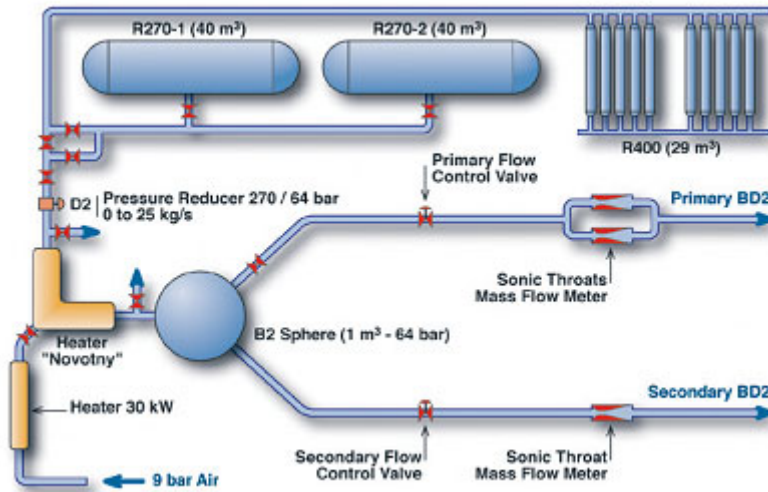
Експерименти се могу спровести у аеротунелима који поседују посебне инсталације за додатни компримовани ваздух, [33][34][35]. Инсталација треба да поседује компресор за ваздух високог притиска, који је у стању да снабдева ваздухом резервоар минималне запремине складишта 10 m^3 . Притисак у резервоару треба да је не мањи од 200 bar. Захваљујући значајној запремини резервоара притиска, апсолутна влажност компримованог ваздуха би била изузетно ниска, што елиминише потребу сушења ваздуха пре експанзије у суперсоничним млазницима. Низ великих резервоара за складиштење обезбеђује укупни капацитет способан да генерише надзвучне брзине струјања у инсталацији. Након изласка из резервоара ваздух може да се греје проласком кроз низ грејача, који треба да су способни да постигну стагнациону температуру до 750 K. Струјање које се врши на повишеној тоталној температури захтева објекат за предгревање низводно од грејача резервоара. Овај процес истицања из резервоара за складиштење од неколико стотина бара, али кратког укупног времена истицања, не би значајно утицао на масени проток у надзвучном режиму струјања, јер се исти истовремено смањује са повећањем тоталне температуре.

2.1 Испитивање модела са системом за управљање вектором потиска у свету

Аеротунелске инсталације неопходне за испитивање рада и ефикасности система за УВП постоје у великом броју високоразвијених земља. Са наглим, брзим и интезивним економским развојем исказана је неопходност великог броја испитивањима ракета са и без симулације рада ракетних мотора, најразличитијих погонских пуњења. Експериментални аеротунелски тестови модела посебно дизајнираних да омогуће инсталирање специфичних инсталација за симулацију рада УВП, за изабране референтне случајеве, представљају основу за познавање управљања вектором потиска ракета. Такође, у већини високоразвијених земаља

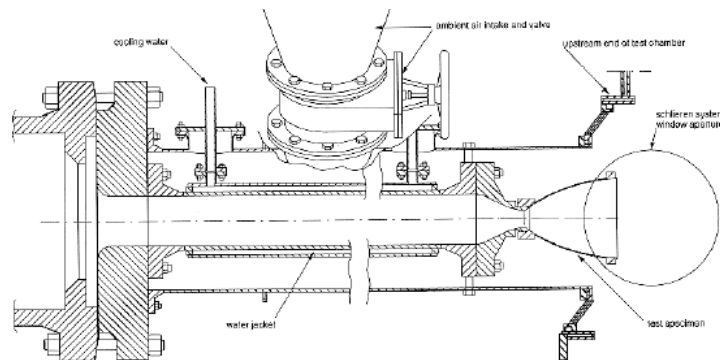
постоје и инсталације за директно мерење параметара струјања у млазницима, одређивање бочног оптерећења, мерење расподеле притиска.

Шематски приказ инсталације у ONERA аеротунелу у Модани дат је на слици Сл. 15.



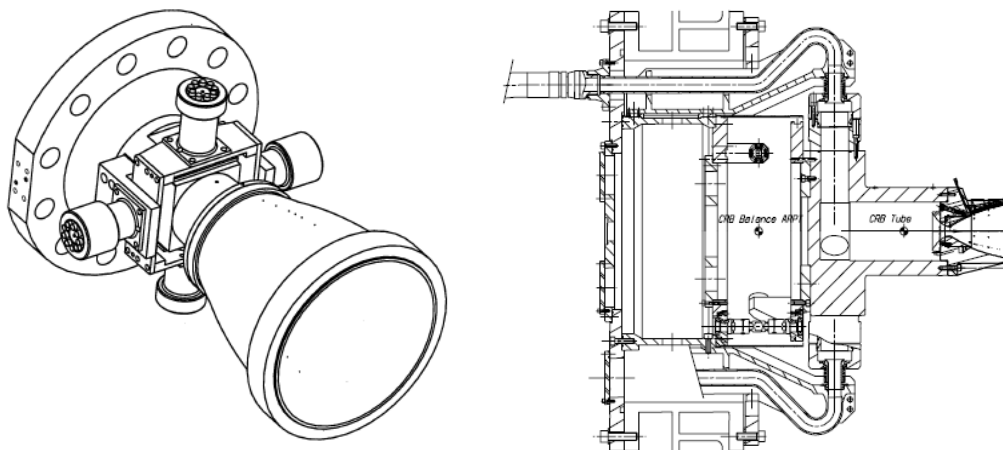
Сл. 15. Инсталација за симулацију УВП у ONERA аеротунелу

Директно мерење укупног оптерећења асиметрично флукутирајућег притиска током рада млазнице захтева брзо мерење притиска на великој површини, односно неопходно је коришћење огромног број брзих сензора притиска или употреба боја осетљивих на притисак (PSP). Обично се користи техника мерења механичког одговора на бочно-оптерећење изазвано аеродинамичком бочном силом која делује на структуру. Структурна функција динамичког преноса, ако се зна аеродинамичко бочно оптерећење може се потом израчунати.



Сл. 16. Шематски приказ мерења у FFA аеротунелу NYP 500

У ракетном мотору аеродинамичко бочно оптерећење може деловати на два различита начина на структуру мотора ракете. Ови модови су 1) мод клатно где млазница осцилује око карданског зглоба и 2) савијање током којег млазница осцилује око грла. Експериментална поставка мора симулирати све наведене модове.

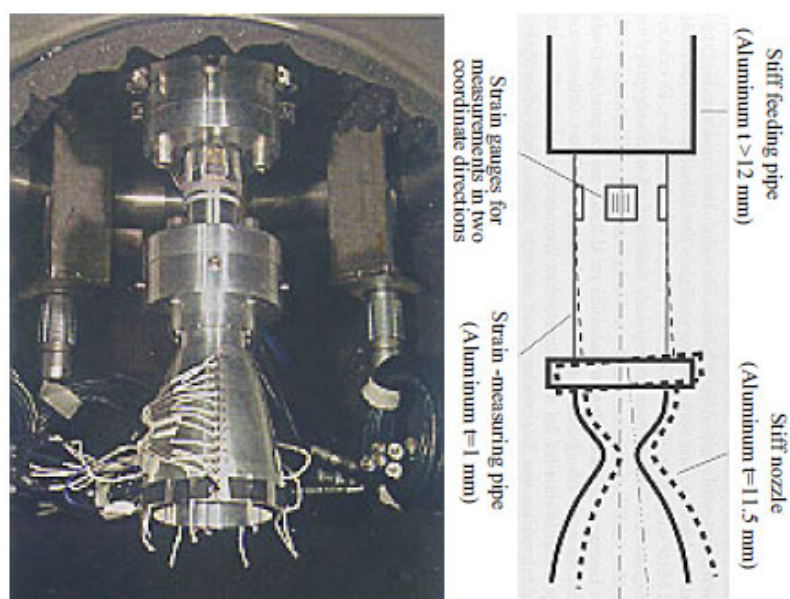


Сл. 17. Шематски приказ карданског млазника у FFA аеротунелу NYP 500-лево и приказ мерења у ONERA R2Ch аеротунелу, десно

Најзначајнији од тих режима, приказани су на Сл. 16 до Сл. 18, где су илустроване експерименталне тест поставке, које користе VOLVO 5-R6, ONERA 132 и 110 DLR, респективно. VOLVO тест поставка симулира режим савијања, док експериментални сетап у ONERA и DLR режим са клатном.

Уређај за мерење динамички нестабилних бочних оптерећења на ONERA 132 састоји се од епрувете опремљене полупроводничким тракама у циљу мерења момента савијања у две равни, односно мерења две нормалне компоненте бочног оптерећења у датом тренутку. Референтна тачка за ове мерење обртног момента означена је CRB Tube на Сл. 17. Поставка за мерење бочног оптерећења у DLR састоји од једне танкозидне алуминијумске цеви која се круто везује на испитну млазницу, а потом и на пнеуматску инсталацију за симулацију гасом R 110, погледајте Сл. 18. Две нормалне компоненте бочног оптерећења која се јављају у млазници, савијају танке зидове цеви, а њихова вредност мери се помоћу мерних трака. Променом дужине цеви различитих властитих фреквенција система могу се добити.

У тест поставци који користи VOLVO 5-R6, млазнице се углавном састоје од два дела, један фиксни део монтиран низводно од прирубнице ваздушног тунела и један флексибилан у коленастом делу, види Сл. 16. Флексибилни део је везан на универзални зглоб-кардан, Сл. 17, лево, омогућавајући кретање у свим правцима око грла и кретање које симулира режим савијања праве ракетне млазнице. Отпор се симулира савијањем торзионих опруга, које су заменљиве, тако да се може проучавати утицај крутости структуре под дејством бочне силе, као и одговор аероеластичне спојнице. Компоненте одговора бочног оптерећења мере са мерним тракама, монтираним на торзионим опругама.



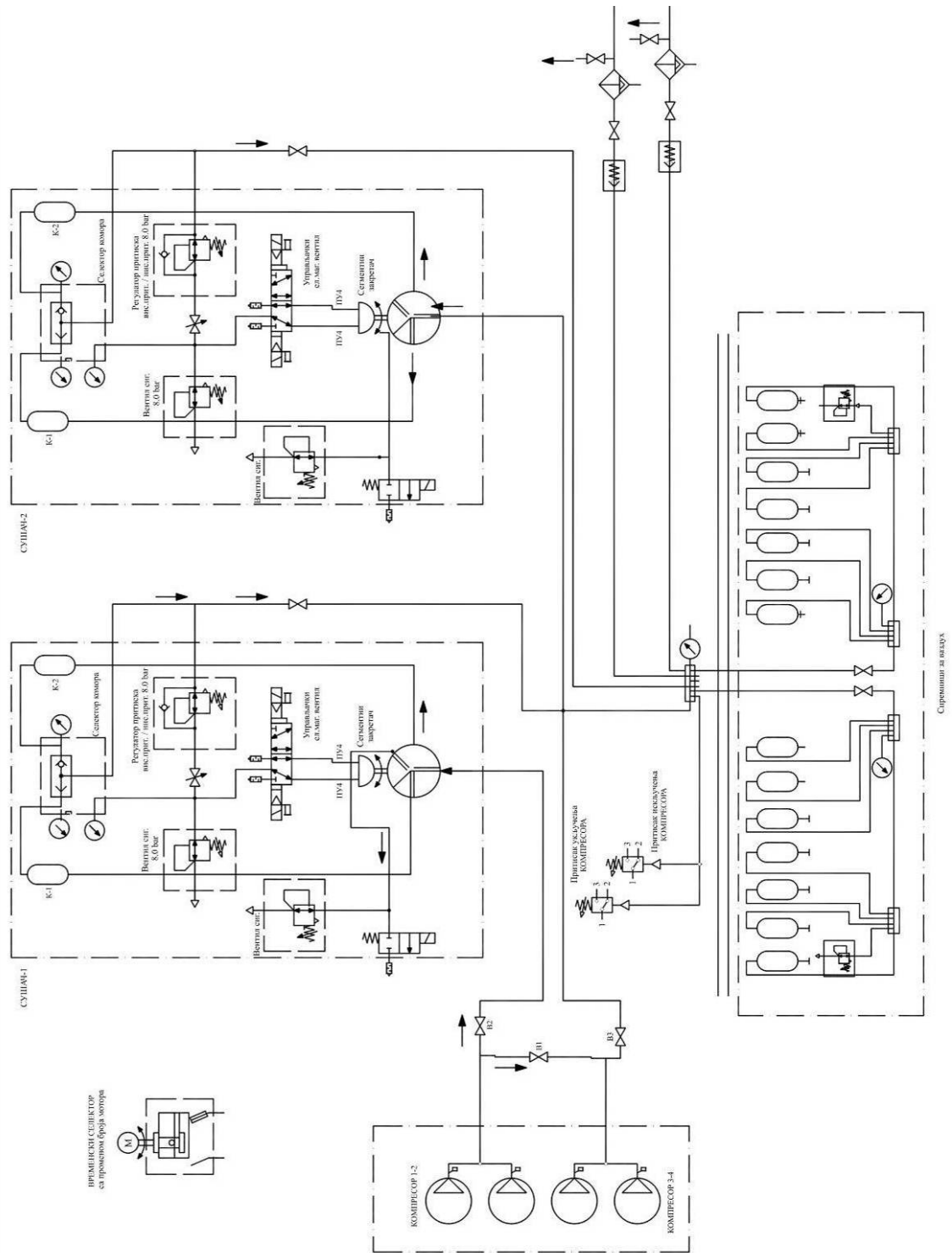
Сл. 18. Поставка за мерење бочног оптерећења млазника у DLR аеротунелу

Истраживање пројектила са бочним млазевима врши се аналитички, експериментално и нумерички још од 60-тих година прошлог века, па све до данас. Раније студије бавиле су се испитивањем окозвучних и суперсоничних бочних млазева. Испитивана је интеракција млаза са слободном струјом преко равне плоче, различитих модела вођених ракета и пројектила. Аналитички је испитивано убризгавање, како течних тако и гасовитих млазева у слободну струју и поређени резултати са резултатима из експеримената. Вршен је велики број тестова са инјекцијом у високо суперсоничну слободну струја преко равне плоче и покушано је да се направи корелација ализирајући снимке расподеле притиска по површини и геометријске карактеристике ударног таласа. Такође, урађен је

велики број студија целе ракете у субсоничној струји за различите Махове бројеве и у широком распону нападних углова. Спроведена су испитивања са и без симулације млаза. Анализирајући вредности сила и момената за обе ситуације, дефинисана је вредност силе потиска, као и центар притиска у присуству млаза. Рађено је поређење експерименталних вредности резултата сила и момената, расподеле површинског притиска за различите конфигурације са подацима добијеним усредњеним Navier-Stokes кодом. Циљ студије био је да се јасно идентификује сложена физика и природа интеракције бочних млазева и слободне струје ваздуха. Валидације студије вршене су применом комерцијалног CFD софтвера FLUENT. Након потврђивање нумеричких алата за решавање проблематике интресептора за контролу ракета, истраживани су ефекти млаза генерисани на телу ракете, однос потиска млаза на различите параметре, као што су нападни угао, притисак млаза, локација итд.

2.2 Експериментална инсталација за симулацију рада УВП у аеротунелима ВТИ

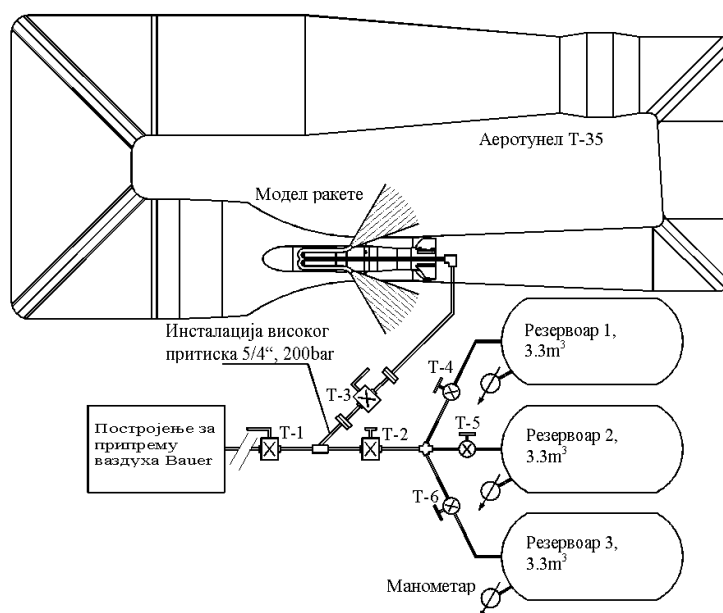
Инсталацију, сличну описаној у претходном одељку, приказану на слици Сл. 19, било је неопходно повезати са аеротунелским постројењем Т-35. Комплетно постројење за припрему ваздуха смештено је у посебно израђеном објекту, удаљеном око 200 m од аеротунела. Веза постројења за припрему ваздуха под притиском са аеротунелом Т-35 остварена је преко дела инсталације приказане на слици Сл. 20. Инсталација за везу остварена је помоћу гумених црева НП32 максималног притиска 43 bar у дужини од 100 m, цевовода високог притиска 200 bar дужине 100 m, припадајућих вентила и три резервоара високог притиска 200 bar, укупне запремине 10 m³. У делу инсталације са гуменим цревима преко Т рачве и редуцира, инсталација је била повезана на цевну инсталацију $\varnothing 12(\varnothing 10)$ mm према испитиваном моделу. Оваква инсталација формирана је из практичних и економских разлога, јер је искоришћен део инсталације који је већ био оформљен и користио се за регулацију надувавања заптивних црева аеротунела Т-35, као и уравнотежење и блокирања репног држача модела у радном делу аеротунела.



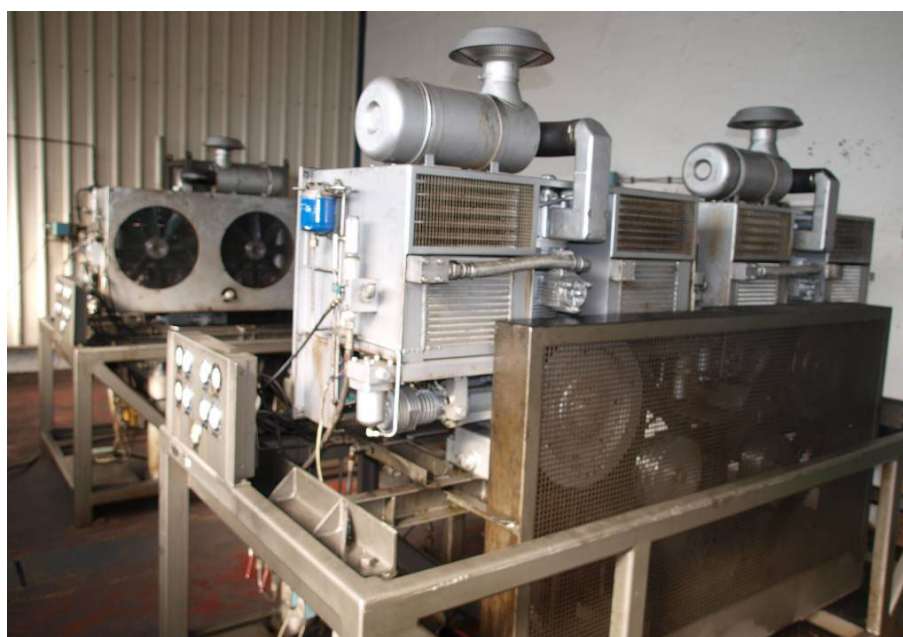
Сл. 19. Шема постројења за припрему ваздух под притиском

Инсталацију напајују две Вауер-ове компресорске јединице са притиском, који се задаје преко пресостата максимално 270 bar, а поновно укључивање при

аутоматском раду, подешено је на 160 bar. Компресорске јединице, слика Сл. 21, могу да раде у пару или самостално.



Сл. 20. Инсталација за напајање аеротунела Т-35 високим притиском



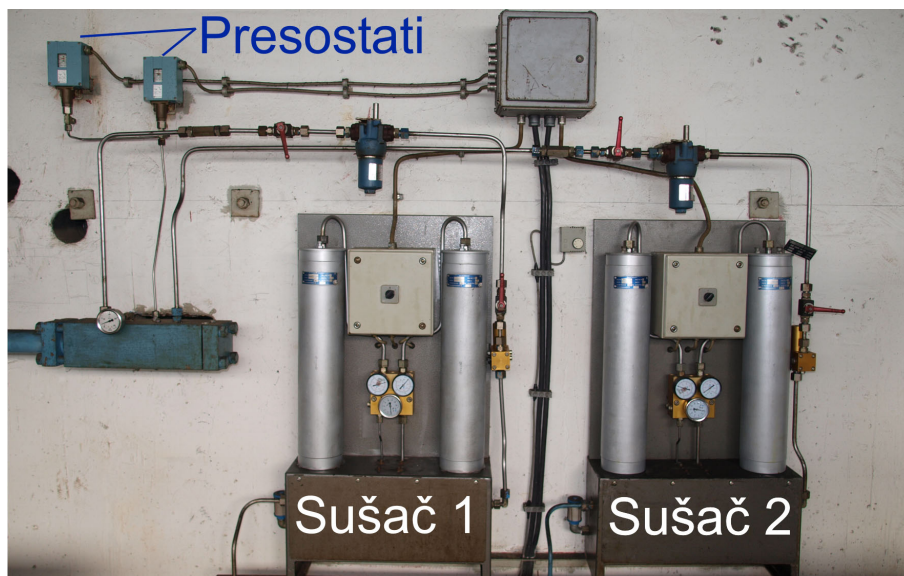
Сл. 21. Вауер-ове компресорске јединице

Поседују своје електроормаре одакле се врши управљање, из којих се води сигнал за припрему ваздуха, односно, обезбеђује сигнал за временске релеје. Груба сепарација влаге врши се на самим компресорима, док се фина врши даље у

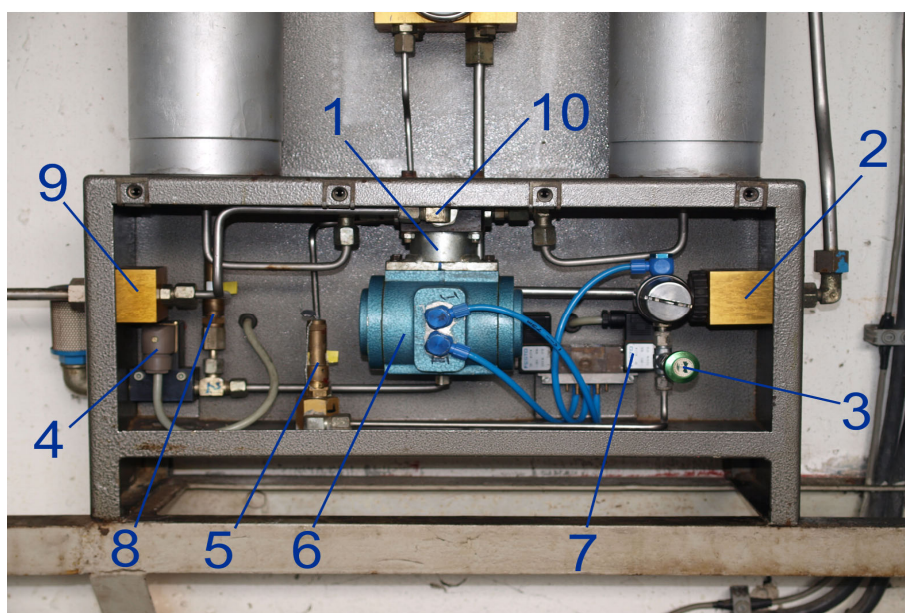
припреми. Обе јединице имају сигурносне вентиле притиска. Задатак припреме ваздуха је да ослободи ваздух водене паре, која може оштетити инсталацију изазивајући корозију, која је генерално непожељна, а посебно, на финим склоповима заптивања и смањује век саме инсталације. Припрема ваздуха обухвата два ормара сушач 1 и 2, Сл. 22. Ваздух под притиском, са четвртог степена компресора пролази кроз сушач 1 или 2, који се ручно бирају укључивањем одговарајућих вентила. Сушач обухвата две колоне са патронама са молекуларним ситом, управљачки блок са манометрима и селектор са електричним ормаром, Сл. 23.

1. Селекциони разводни блок
2. Регулатор притиска – ниски притисак 270/макс.8 bar
3. Пригушница славина
4. Озрачни електромагнетни вентил 2/2
5. Сигурносни вентил ниског притиска 8 bar
6. Пнеуматски актуатор 90° окретања излазног вратила за селекционим блоком
7. Управљачки електромагнетни вентил 5/2-бистабилни
8. Вентил сигурности 24 bar
9. Улазни блок
10. Прикључак

Ваздух стиже од компресора са леве стране кроз улазни блок, поз.9 и прикључак 10., и улази у селекциони блок, поз. 1. положајем прекодача на електричном ормару одређује се са којом ће се колоном радити. Прекидач у положају 0, комуникација се преко разводног блока, остварује са десном колоном. Ваздух пролази кроз патрону, где се влага одваја у молекуларном сити. За одвајање водене паре примењен је синтетички алуминосиликат, који је много стабилнији од активног угља, а у литератури се може наћи под називом зеолит. Веома је стабилан и добар апсорбер влаге уз претходну регенерацију.



Сл. 22. Сушачи за компримовани ваздух



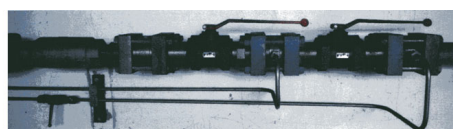
Сл. 23. Управљачки блок сушача

После припреме ваздух се привремено складишти у 14 боца од по 700 m^3 , распоређених у два блока од по седам комада. На самим резервоарима имају два вентила сигурности, као и дренажне славине. Пнеуматска инсталација високог притиска састоји се од 1) припремно напојног вода са припадајућом опремом, 2) вода помоћног притиска и 3) командно управљачког вода са визуелно надзорном линијом. Припремно напојни вод састоји се од ручних вентила 2/2 NW40 и линијског филтера високог притиска главног напојног вентила 2/2

електромагнетно управљаног NW50/40, куполног регулатора притиска–пнеуматски управљаног, вентила сигурности високог притиска и излазног ручног вентила, Сл. 25.



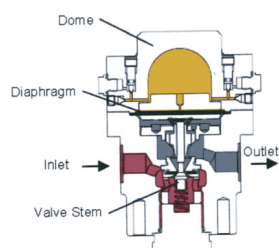
Сл. 24. Резервоари за компримовани ваздух



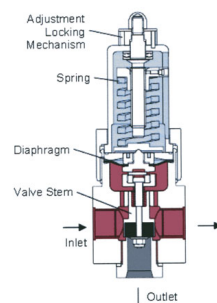
Улазни ручни вентили



Контролна табла



Куполни регулатор притиска



Вентил сигурности NW63

Сл. 25. Командно управљачки вод са визуелно надзорном линијом

3 ДЕФИНИСАЊЕ ЗАХТЕВА ЗА ИСТРАЖИВАЊЕ У АЕРОТУНЕЛУ

3.1 Дефинисање проблематике мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом система за УВП

Истраживање аеродинамичке интерференције млаза за управљање ракете и слободне струје врши се уназад дуги низ година у аеротунелском тестовима. Основни експерименти омогућавају истраживачима боље разумевање феноменолошких аспеката утицаја бочних млазева, посебно локалну интеракцију у грлу млазнице и низводно у даљем току. Индуковане силе се такође мере како би се квантификовале укупне перформансе управљачког система. Проблеми са којима се сусрећу истраживачи приликом тестирања у ваздушним тунелима односе се на симулацију стварних услова лета, који се односе на Рејнолдсов број, млазни однос притиска и гасну природу млаза. За прва два параметра током аеротунелских тестова често је могуће испитивање под истим условима, или ако не, превођење може бити извршено коришћењем CFD, на пример. Трећи проблем који се односи на ефекат гасне природе млаза најтежи је за симулацију.

Знајући да се аеротунелски тестови генерално спроведе користећи хладан ваздух под притиском, док се у реалним летовима стварају топли продукти сагоревања чврстог ракетног горива, параметри сличности се морају разматрати (однос брзина, однос притиска, однос маса-проток, моментум-флуks однос, итд).

Изведен је велики број студија на тему симулације параметара продуката сагоревања употребом хладног ваздуха под притиском и могућности да се прецизно репродукује ефекат топлог млаза.

Осим развоја експерименталне механике флуида сведоци смо развоја рачунарске динамике флуида. Може да се говори о новој научној дисциплини насталој применом нумеричких метода у механици флуида уз помоћ рачунара. Проучавање кретања флуида је веома сложен задатак. Ако се посматра општи случај кретања потребно је водити рачуна о великом броју величина у целој

запремини коју заузима флуид, а које се мењају током времена. Због ове сложености проучавање се може поједностављивати на неколико начина. Идеализације модела флуида помажу да се математички једноставније опише кретање или мировање флуида. У случају кретања флуида, поред притиска, густине и спољних сила појављује се брзина кретања флуидних делића.

Проблеми репрезентативности, комбиновани са трошковима аеротунелских тестова, као веому атрактивну за симулацију оправдавају употребу CFD методе симулације реалних услова лета. Прорачуни на основу класичне РАНС методе показали су да се карактеристике млаза могу адекватно симулирати и веома добро предвидети. Циљеви свих анализа су да се најприкладније дефинише сличност параметра ефеката топлог млаза добијених из CFD симулације са параметрима добијеним у аеротунелским тестовима користећи хладни ваздух под притиском. Студије обухватају нумеричке симулације примене модерних CFD метода, као и коришћење постојећих екперименталних истраживања основних феномена везаних за интеракцију млаза и слободне струје ваздуха која се генерише око пројектила. Упркос чињеници да су основне једначине механике флуида (једначине континуитета и количине кретања, Навије-Стоксова и Рејнолдсова једначина) познате још са краја 18. века, њихово потпуно решавање није било могуће због недостатка метода решавања. Сви методи за решавање ових једначина за инжењерске проблеме развијени су тек у другој половини 20. века захваљујући огромном напретку нумеричких метода и развоју моћнијих рачунара.

3.2 Дефинисање методе управљања вектором потиска

Исправка путање летелица, као што су авиони, вођене ракете, сателити, лансирне летелице, и свемирске сонде од изузетног је значаја у случају одступања од жељене путање. Ова корекција путање лета генерално се врши аутоматски и континуирано. Ово се може постићи употребом система за управљање вектором потиска, који се састоји од система за навођење и контролног система. Постоје различите врсте система управљања као што су системи телевизијског навођења, командованог и вођења по радарском снопу, и системи самонавођења, радарски

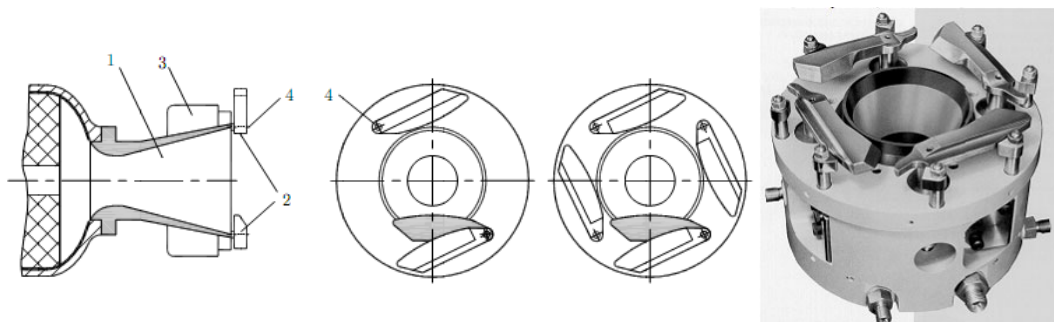
(активни, полуактивни и пасивни), инфрацрвени, звучни и оптички. Контрола путање такође може да се класификује као аеродинамичка контрола потиска контролом отклона управљачких површина, као и реактивна контролом управљања вектором потиска. Суштинско питање у погледу обављања маневрисања је способност да произведе промену путање, положаја, брзине или убрзања. Маневар је одговор ракете на контролисани улаз од стране руковооца, а традиционално се постиже коришћењем аеродинамичким контролним површинама. Ово укључује крилца, крила и канаре. Контролне површине се налазе на одређеним деловима ракете и њиховим отклонима мења се спољни облик ракете, чиме се ствара дисбаланс аеродинамичких сила које делују на исту што изазива жељено, пропињање, скретање или ваљање. Традиционални аеродинамички контролни системи су стога ограничени аеродинамичним ограничењима, јер у условима у којима су аеродинамичке силе мале, контрола је угрожена или чак изгубљена. Такви услови су на великим нападним угловима и при малим брзинама лета. Аеродинамичка сила за дату површину пропорционална је квадрату брзине, стога, само изнад одређене граничне брзине, отклон контролне површине биће ефикасан, и даће разлику у аеродинамичкој сили, довољно велику да створи ротацију ракете. Што се тиче нападног угла, аеродинамичка сила повећава се са истим само до максималне вредности, после које се струја одваја, што доводи до слома узгона. У том тренутку, аеродинамичка сила брзо пада због губитка ефикасности контролних површина.

Развој другог начина контроле постао је неопходан, посебно за високе перформансе ракета, чија ефикасност зависи углавном од њихове способности за маневрисање. Акцент је стављен на остале силе које поред аеродинамичких делују на ракете: тежину и потисак. Иако је мање у употреби у сврху маневрисања може да се користи и сила потиска. Смер потиска је обично фиксан, док се према режиму у коме мотор ради само мења интензитет. Млазник је само један од делова мотора чији учинак може бити измењен коришћењем овакве технике. Управљање вектором потиска је име дато техници промене правца силе потиска 1970-их година, када је и привукао велику пажњу и интрересовање индустрије.

УВП помаже да се унапреде и побољшају летне карактеристике ракете, проширујући на тај начин опсег брзина/нападних углова, који нису могли бити

постигнути употребом аеродинамичког начина контроле. УВП такође може смањити удаљеност потребну за маневрисање. Као што је обезбеђена додатна контрола снаге, УВП дозвољава смањење/елиминацију одређених аеродинамичких контролних површина. На пример, смањење или укидање крмила или канара драстично смањује радарски одраз. УВП систем омогућава пројектилу да брзо и стабилно скрене у било ком смеру зависно од скретање правца млазнице издувних гасова. УВП је ефикасна само док погонски систем функционише и ствара издувне гасове. За период лета, када ракетни мотор не ради, па смим тим и његов систем за УВП не ради, треба да се обезбеди посебан механизам за постизање контроле над положајем и путањом ракете. Аеродинамичке површине (фиксне и покретне) су веома ефикасне за контролу лета ракете у земљиној атмосфери, а готово све временске ракете, противавионске и ваздух-земља ракете их користите.

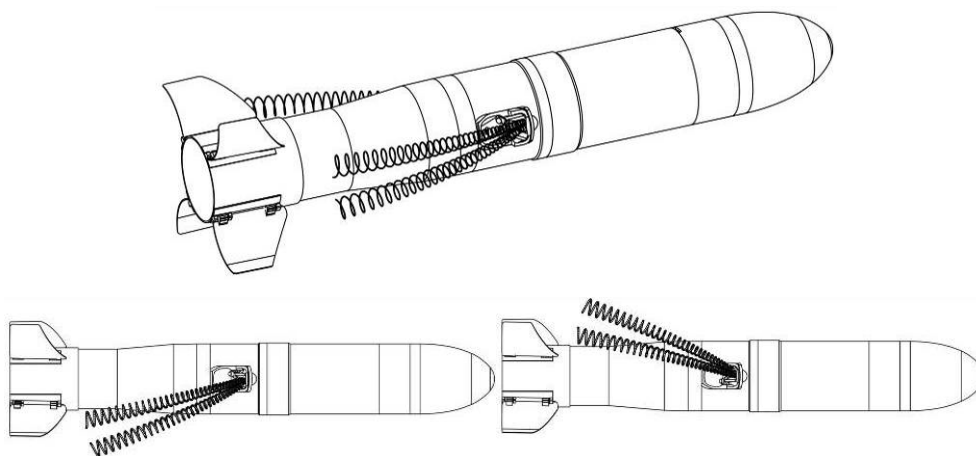
Иако аеродинамичке површине за управљање пружају додатни отпор, њихова ефикасност у смислу тежине ракете, момента скретања и стварну потрошњу енергије тешко је надмашити са било којом другом методом контроле лета. Контролу лета ракета се може постићи одвојеним погонским системом за контролу положаја. Током лета УВП ракете треба да одговори на велики број захтева који се пред њега постављају. УВП је метода формирања управљачке силе за летелице, када су потребне маневарске способности које аеродинамичко управљање не може да оствари (мала брзина лета, разређени ваздух на већим висинама, потребна велика нормална оптерећења, итд.). Постоји више различитих принципа УВП, од којих је у овом истраживању примењен принцип уношења интерцептора у млаз мотора, који је управан на правац осе млазника, Сл. 26.



Сл. 26. УВП са механичким препрекама (бранама-интерцепторима)

На претходној слици млазник је обележен ознаком 1 механичка препрека је означена са 2, 3 представља актуатор и ознаком 4 приказане су осе ротације. Ово решење је економично са аспекта потребне енергије за актуатор, мале је масе и габарита, тако да је погодно за вођене пројектиле малих димензија. Главни недостаци овог принципа су значајан губитак потиска (тоталног импулса), и мала ефикасност при формирању управљачке силе, тако да је потребно посветити доста пажње оптимизацији свих елемената система УВП.

Управљање ракетом врши се урањањем препрека у бочни млаз, који истиче кроз млазнице маршевског ракетног мотора симетрично постављене, под углом од 40° у односу на осу ракете, и лоциране у зони тежишта ракете. Млаз се користи за стварање потиска ракете, а једним делом за стварањем несиметричног струјања неопходног за контролу и управљање. Шематски приказ дејства система за УВП са оваквим типом управљања приказан је на слици Сл. 27.

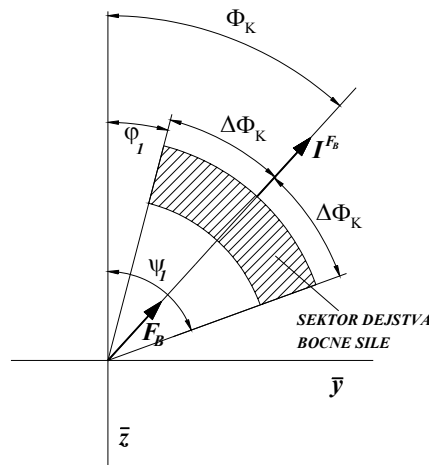


Сл. 27. Шематски приказ деловања УВП са препрекама, без команди–горе, са уруњеним горњим бранама–доле, лево, са уруњеним доњим бранама–доле, десно

3.3 Принцип управљања вектором потиска помоћу брана

3.3.1 Управљање једном браном помоћу једног импулса

На слици Сл. 28 шематски је приказано управљање помоћу једне бране и једног импулса. Управљачка сила је у сектору дејства непроменљивог смера и правца у односу на тело пројектила $F_B = const$, а ван овог сектора је једнака нули.



Сл. 28. Сектор дејства бочне силе при управљању једном браном помоћу једног импулса

Укупни импулс ове силе, за време обрта од угла φ_1 до угла ψ_1 може се разложити на вертикалну и хоризонталну компоненту. Вертикална компонента импулса управљачке силе се може написати као интеграл:

$$I_{\eta}^{F_B} = \int_{\varphi_1}^{\psi_1} F_B \cos \Phi d\Phi = F_B (\sin \psi_1 - \sin \varphi_1). \quad (1)$$

Хоризонтална или бочна компонента импулса управљачке силе је једнака:

$$I_{\zeta}^{F_B} = \int_{\varphi_1}^{\psi_1} F_B \sin \Phi d\Phi = -F_B (\cos \psi_1 - \cos \varphi_1). \quad (2)$$

На основу формула за трансформацију разлике синуса и косинуса у производе:

$$\begin{aligned}\sin \alpha - \sin \beta &= 2 \sin \frac{\alpha - \beta}{2} \cdot \cos \frac{\alpha + \beta}{2} \\ \cos \alpha - \cos \beta &= -2 \sin \frac{\alpha + \beta}{2} \cdot \sin \frac{\alpha - \beta}{2}\end{aligned}\quad (3)$$

и на основу слике Сл. 28 где су:

полуугао резултујућег сектора дејства управљачке силе $\Delta \Phi_K = \frac{\psi_1 - \varphi_1}{2}$,

средњи или фазни угао сектора дејства управљачке силе $\Phi_K = \frac{\psi_1 + \varphi_1}{2}$,

вертикална и хоризонтална компонента импулса управљачке силе постају:

$$\begin{aligned}I_{\eta}^{FB} &= 2F_B \sin \frac{\psi_1 - \varphi_1}{2} \cdot \cos \frac{\psi_1 + \varphi_1}{2} = 2F_B \sin \Delta \Phi_K \cdot \cos \Phi_K \\ I_{\zeta}^{FB} &= 2F_B \sin \frac{\psi_1 + \varphi_1}{2} \cdot \sin \frac{\psi_1 - \varphi_1}{2} = 2F_B \sin \Delta \Phi_K \cdot \sin \Phi_K\end{aligned}\quad (4)$$

Укупни или тотални импулс управљачке силе се може представити као:

$$I^{FB} = \sqrt{(I_{\eta}^{FB})^2 + (I_{\zeta}^{FB})^2}, \quad (5)$$

па се заменом за претходно изведене вредности вертикалне и хоризонталне компоненте импулса управљачке силе добија да је **тотални импулс управљачке силе**:

$$\begin{aligned}I^{FB} &= \sqrt{(2F_B \sin \Delta \Phi_K \cdot \cos \Phi_K)^2 + (2F_B \sin \Delta \Phi_K \cdot \sin \Phi_K)^2} \\ &= 2F_B \sqrt{\sin^2 \Delta \Phi_K (\cos^2 \Phi_K + \sin^2 \Phi_K)} = 2F_B \cdot \sin \Delta \Phi_K\end{aligned}\quad (6)$$

Максимална вредност импулса управљачке силе је једнака или максималној вредности вертикалне компоненте импулса управљачке силе или максималној вредности хоризонталне компоненте импулса управљачке силе. Максимална вредност импулса управљачке силе у вертикалном правцу се добија за $\varphi_1 = -\pi/2$ и $\psi_1 = \pi/2$, и износи $I_{\eta \max}^{FB} = 2F_B$. Максимална вредност импулса управљачке силе у хоризонталном правцу се добија за $\varphi_1 = 0$ и $\psi_1 = \pi$, и износи $I_{\zeta \max}^{FB} = 2F_B$. Максимална вредност импулса управљачке силе се добија као:

$$I_{\max}^{FB} = I_{\eta \max}^{FB} = I_{\zeta \max}^{FB} = 2F_B. \quad (7)$$

Тако да се коефицијент команде за случај управљања једном браном добија као:

$$K_k = \frac{I^{FB}}{I_{\max}^{FB}} = \frac{2F_B \sin \Delta\Phi_K}{2F_B} = \sin \Delta\Phi_K. \quad (8)$$

Резултујући коефицијент команде K се може представити компонентама у вертикалном η и хоризонталном правцу ζ као:

$$K_k = \sqrt{\eta^2 + \zeta^2}, \quad (9)$$

а фазни угао команде као:

$$\Phi_K = \arctan \frac{\zeta}{\eta}. \quad (10)$$

Коефицијенти команде се могу дефинисати преко углова отклона управљачког органа као:

$$\begin{aligned} \eta &= \frac{1}{2}(\sin \psi_1 - \sin \varphi_1) \\ \zeta &= -\frac{1}{2}(\cos \psi_1 - \cos \varphi_1) \end{aligned} \quad (11)$$

Из израза види се да је резултујући импулс силе пропорционалан синусу половине угла сектора дејства бочне силе и не зависи од фазног угла сектора дејства силе, што значи да она поседује кружну симетрију. Вертикална и бочна пројекција импулса бочне силе пропорционалне су косинусу, односно синусу, респективно, средњег угла сектора дејства бочне силе.

Максимална вредност импулса добија се за $\Phi_2 - \Phi_1 = \pi$, $\Delta\Phi_K = \pi/2$, и износи $2F_{\max}$. Са повећањем угла $\Delta\Phi_K$ преко ове вредности импулс се смањује.

Максимална вредност импулса у вертикалном правцу - $I_{\eta_{\max}}^F$, добија се за $\Phi_0 + \Phi_1 = -\pi/2$, $\Phi_2 = -\Phi_0 + \pi/2$, $I_{\eta_{\max}}^F = 2F_{\max}$, а максимална вредност импулса у хоризонталном правцу - $I_{\zeta_{\max}}^F = 2F_m$, добија се за $\Phi_0 + \Phi_1 = 0$, $\Phi_2 = -\Phi_0 + \pi$.

Коефицијенти команде у вертикалном - η^F и хоризонталном правцу - ζ^F дефинишу се као сведене вредности одговарајућих импулса на следећи начин:

$$\eta^F(\Phi_0; \Phi_1, \Phi_2) = \frac{\Delta I_\eta^F(\Phi_0; \Phi_1, \Phi_2)}{I_{\eta \max}^F} = \frac{1}{2} [\sin(\Phi_2 + \Phi_0) - \sin(\Phi_1 + \Phi_0)], \quad (12)$$

$$\zeta^F(\Phi_0; \Phi_1, \Phi_2) = \frac{I_\zeta^F(\Phi_0; \Phi_1, \Phi_2)}{I_{\zeta \max}^F} = -\frac{1}{2} [\cos(\Phi_2 + \Phi_0) - \cos(\Phi_1 + \Phi_0)], \quad (13)$$

$$\eta^F = \frac{1}{2} (\sin \Phi_2 - \sin \Phi_1), \quad (14)$$

$$\zeta^F = -\frac{1}{2} (\cos \Phi_2 - \cos \Phi_1), \quad (15)$$

при чему је узето да је $\Phi_0 = 0$, што се увек може постићи погодним избором референтног правца од кога се мере углови на телу пројектила.

Управљачка бочна сила ракетног мотора при константном отклону млазника или константном уласку бране (интерцептора) није константна већ зависи од параметара процеса у ракетном мотору и случајна је функција времена. Ове зависности нису унапред познате па није могуће одредити интеграле сила. Због тога се коефицијенти команде дефинишу преко углова отклона управљачког органа, а не преко силе коју он ствара. Они представљају сведене средње вредности отклона управљачког органа за један обрт пројектила и аналогно коефицијентима команде дефинисаних преко сила, дати су изразима:

$$\eta = \frac{1}{2} (\sin \Phi_2 - \sin \Phi_1) = \frac{1}{2} (\sin \psi_1 - \sin \varphi_1), \quad (16)$$

$$\zeta = -\frac{1}{2} (\cos \Phi_2 - \cos \Phi_1) = -\frac{1}{2} (\cos \psi_1 - \cos \varphi_1), \quad (17)$$

при чему је узето да је $\Phi_0 = 0$.

Резултујући коефицијент команде (коефицијент команде) и фазни угао команде (фаза команде) су:

$$K = \sqrt{\zeta^2 + \eta^2}, \quad (18)$$

$$\Phi_K = \arctan \frac{\zeta}{\eta}. \quad (19)$$

Полуугао резултујућег сектора команде повезан је са коефицијентом команде следећим изразом:

$$\Delta\Phi_K = \arcsin K_k. \quad (20)$$

Лако је показати да се инверзијом добијају следеће зависности:

$$K_k = \sin \Delta\Phi_K, \quad (21)$$

$$\eta = K_k \cos \Phi_K, \quad (22)$$

$$\zeta = K_k \sin \Phi_K. \quad (23)$$

Коефицијент губитка импулса у аксијалном правцу ξ^F дефинише се као сведена вредност губитка импулса за један обрт пројектила:

$$\xi^F(\Phi_1, \Phi_2) = \frac{\Delta I_\xi^F(\Phi_1, \Phi_2)}{\Delta I_{\xi_{\max}}^F} = \frac{\Delta I_\xi^F(\Phi_1, \Phi_2)}{2\pi \Delta F_A} = \frac{\Phi_2 - \Phi_1}{2\pi}. \quad (24)$$

Он је једнак нули за $\Phi_2 = \Phi_1$ и $1/2$ за $\Phi_2 - \Phi_1 = \pi$.

Примењујући исти поступак трансформације као у претходном одломку добија се резултујући коефицијент команде:

$$K_k = \sqrt{\eta^2 + \zeta^2} = \sin \Delta\Phi_K, \quad (25)$$

и правац дејства команде:

$$\Phi_K = \Phi_0 + \frac{\Phi_2 + \Phi_1}{2}. \quad (26)$$

Коефицијент губитка импулса је:

$$\xi^F = \frac{\Phi_2 - \Phi_1}{\pi} = \frac{2\Delta\Phi_K}{\pi}. \quad (27)$$

Пошто је $2\Delta\Phi_K = 2\arcsin K_k$, добија се:

$$\xi^F = \frac{2\arcsin K_k}{\pi}. \quad (28)$$

Средња вредност импулса бочне силе у вертикалном правцу за један обрт пројектила је:

$$(\Delta F_\eta)_{\text{mean}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_B \cos(\Phi + \Phi_0) d\Phi = \frac{1}{2\pi} \int_{\Phi_1}^{\Phi_2} F_B \cos(\Phi + \Phi_0) d\Phi = \frac{\Delta I_\eta^F(\Phi_0; \Phi_1, \Phi_2)}{2\pi}, \quad (29)$$

па кад се уврсти вредност $I_{\eta\max}^F = 2F_m$ и узме у обзир дефиниција коефицијента команде:

$$(\Delta F_\eta)_{\text{mean}} = \frac{1}{\pi} F_{\max} \eta^F. \quad (30)$$

На исти начин се показује да је:

$$(\Delta F_\zeta)_{\text{mean}} = \frac{1}{\pi} F_{\max} \zeta^F. \quad (31)$$

Средњи губитак импулса у аксијалном правцу за један обрт пројектила:

$$(\Delta F_A)_{\text{mean}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \Delta F_A(\Phi) d\Phi = \frac{1}{2\pi} \int_{\Phi_1}^{\Phi_2} \Delta F_A d\Phi = \frac{\Delta I_\xi^F}{2\pi} = \xi^F \frac{2\pi \Delta F_A}{2\pi} = \Delta F_A \xi^F(K). \quad (32)$$

3.3.2 Управљање помоћу две бране и два импулса

3.3.2.1 Тропозиционо управљање помоћу два импулса

Повећање импулса може се постићи додавањем још једног импулса бочне силе исте ширине али супротног знака са почетком дејства у углу $(\Phi_1 + \Phi_0) + \pi$.

Ако је φ_1 - угао промене смера дејства силе из нултог у отклоњен положај, ψ_1 - угао промене смера дејства силе из отклоњеног у нулти положај првог (левог) органа управљања, ψ_2 - угао промене смера дејства силе у нулти положај, а φ_2 - угао промене смера дејства силе из нултог у отклоњен положај биће вертикална и хоризонтална (бочна) компонента импулса ове силе за један обрт пројектила:

$$\begin{aligned} I_\eta^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2) &= \int_0^{2\pi} F_B \operatorname{sgn}(F) \cos(\Phi + \Phi_0) d\Phi = \\ &= 2F_{\max} [\sin(\psi_1 + \Phi_0) - \sin(\varphi_1 + \Phi_0) + \sin(\psi_2 + \Phi_0) - \sin(\varphi_2 + \Phi_0)] \end{aligned} \quad (33)$$

$$\begin{aligned} I_\zeta^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2) &= \int_0^{2\pi} F_B \operatorname{sgn}(F) \sin(\Phi + \Phi_0) d\Phi = \\ &= -2F_{\max} [\cos(\psi_1 + \Phi_0) - \cos(\varphi_1 + \Phi_0) + \cos(\psi_2 + \Phi_0) - \cos(\varphi_2 + \Phi_0)] \end{aligned} \quad (34)$$

Максимална вредност импулса у вертикалном правцу - $I_{\eta \max}^F$, добија се за $\psi_1 = \pi/2 + \Phi_0$, $\varphi_1 = \psi_2 = \pi + \Phi_0$, $\varphi_2 = 3\pi/2 + \Phi_0$ - $I_{\eta \max}^F = 4F_{\max}$. Максимална вредност импулса у хоризонталном правцу - $I_{\zeta \max}^F$, добија се за $\psi_1 = \pi + \Phi_0$, $\varphi_1 = \psi_2 = \pi + \Phi_0$, $\varphi_2 = +\Phi_0$, $I_{\zeta \max}^F = 4F_{\max}$. Види се да је максимална вредност импулса двоструко већа у односу на управљање помоћу једног импулса.

Коефицијенти команде у вертикалном - η^F и хоризонталном правцу - ζ^F дефинишу се као сведене вредности одговарајућих импулса на следећи начин:

$$\begin{aligned} \eta^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2) &= \frac{I_{\eta}^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2)}{I_{\eta \max}^F} \\ &= \frac{1}{2} [\sin(\psi_1 + \Phi_0) - \sin(\varphi_1 + \Phi_0) + \sin(\psi_2 + \Phi_0) - \sin(\varphi_2 + \Phi_0)] \end{aligned} \quad (35)$$

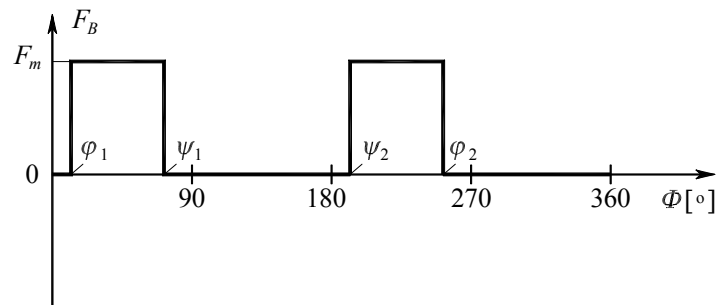
$$\begin{aligned} \zeta^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2) &= \frac{I_{\zeta}^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2)}{I_{\zeta \max}^F} \\ &= -\frac{1}{2} [\cos(\psi_1 + \Phi_0) - \cos(\varphi_1 + \Phi_0) + \cos(\psi_2 + \Phi_0) - \cos(\varphi_2 + \Phi_0)] \end{aligned} \quad (36)$$

Коефицијенти команде дефинисани преко углова отклона управљачког органа дати су изразима:

$$\eta = \frac{1}{2} (\sin \psi_1 - \sin \varphi_1 + \sin \psi_2 - \sin \varphi_2), \quad (37)$$

$$\zeta = -\frac{1}{2} (\cos \psi_1 - \cos \varphi_1 + \cos \psi_2 - \cos \varphi_2), \quad (38)$$

при чему је узето да је $\Phi_0 = 0$.



Сл. 29. Ширинско модулисана импулсна команда – правоугле координате,

$$\eta = 0.4, \zeta = 0.3.$$

За симетричне импулсе је:

$$\psi_2 = \varphi_1 + \pi, \varphi_2 = \psi_1 + \pi, \quad (39)$$

$$\eta = \sin(\psi_1 + \Phi_0) - \sin(\varphi_1 + \Phi_0), \quad (40)$$

$$\zeta = -[\cos(\psi_1 + \Phi_0) - \cos(\varphi_1 + \Phi_0)], \quad (41)$$

$$\xi^F = \frac{\psi_1 - \varphi_1}{\pi}, \quad (42)$$

$$K_k = \sqrt{(\eta^F)^2 + (\zeta^F)^2} = \sin \frac{\psi_1 - \varphi_1}{2} = \sin \Delta \Phi_K, \quad (43)$$

$$\Phi_K = \Phi_0 + \frac{\psi_1 + \varphi_1}{2}, \quad (44)$$

па се добијају исти изрази као за једноимпулсно управљање.

Средња вредност импулса бочне силе у вертикалном и хоризонталном правцу за један обрт пројектила су:

$$(\Delta F_\eta)_{\text{mean}} = \frac{I_\zeta^F(\Phi_0; \varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2)}{2\pi} = \frac{\eta^F I_{\eta \max}}{2\pi}, \quad (45)$$

па кад се уврсти вредност $I_{\eta \max}^F = 4F_m$ добија се:

$$(\Delta F_\eta)_{\text{mean}} = \frac{2}{\pi} F_m \eta^F. \quad (46)$$

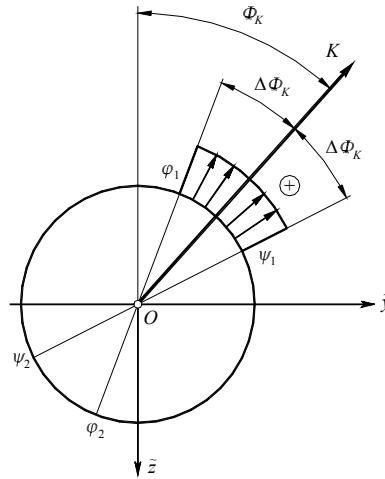
На исти начин се показује да је:

$$(\Delta F_\zeta)_{\text{mean}} = \frac{2}{\pi} F_{\max} \zeta^F. \quad (47)$$

Средњи губитак импулса у аксијалном правцу за један обрт пројектила:

$$(\Delta F_A)_{\text{mean}} = \frac{\Delta I_\xi^F(\varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2)}{2\pi} = \xi^F \frac{2\pi \Delta F_A}{2\pi} = \Delta F_A \xi^F(K_k). \quad (48)$$

Према томе средње вредности сила у току једног обрта код управљања са два импулса дупло су веће од средњих вредности сила у току једног обрта код управљања са једним импулсом.



Сл. 30. Ширинско модулисана импулсна команда – поларне координате,
 $\eta = 0.4, \varsigma = 0.3$.

Губитак импулса аксијалне силе износи $I_{\xi}^F = \Delta F_A [(\psi_1 - \varphi_1) + (\varphi_2 - \psi_2)]$, а његова максимална вредност $2\Delta F_A \pi$, па је коефицијент губитка импулса:

$$\xi^F(\varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2) = \frac{\Delta I_{\xi}^F(\varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2)}{\Delta I_{\xi \max}^F} = \frac{\psi_1 - \varphi_1 + \varphi_2 - \psi_2}{2\pi}. \quad (49)$$

За симетричне импулсе је:

$$\psi_2 = \varphi_1 + \pi, \varphi_2 = \psi_1 + \pi, \quad (50)$$

$$\xi^F = \frac{\psi_1 - \varphi_1}{\pi}. \quad (51)$$

Пошто је резултујући коефицијент команде $K_k = \sin[(\psi_1 - \varphi_1)]/2$ добија се:

$$\xi^F = \frac{2}{\pi} \arcsin K_k. \quad (52)$$

Средња вредност аксијалне силе за један обрт ракете је:

$$\begin{aligned} (F)_{\text{mean}} &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} (F - \Delta F_A) d\Phi = F - \frac{I_{\xi}^F}{2\pi} = F - \xi^F \frac{I_{\xi \max}^F}{2\pi} = F - \frac{2}{\pi} \arcsin K_k \Delta F_A = \\ &= F \left(1 - \frac{\Delta F_A}{F} \frac{2}{\pi} \arcsin K_k \right) \end{aligned} \quad (53)$$

За $K_k = 0.7$ је $K_k = \pi/4$ и $(F)_{K_k=0.7} = F(1 - 0.5\Delta F_A / F)$:

$$(F)_{K_k=0.7} = F \left(1 - 0.5 \frac{\Delta F_A}{F} \right) = 0.5F \left(1 + \frac{F'}{F} \right), \quad (54)$$

где је F' потисна сила када је брана увучена у млаз.

3.3.3 Општи изрази за коефицијенте команди

Број команди за време једног обртаја пројектила може бити већи од четири. У општем случају, ако су Φ_i , $i=1,2,\dots,n$ углови прелета крилца коефицијенти команде дефинисани су са:

$$\eta = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^{i=n} (\sin \Phi_i - \sin \Phi_{i-1}) \operatorname{sgn}(F_{i-1}), \quad \Phi_0 = \Phi_n \quad (55)$$

$$\zeta = -\frac{1}{4} \sum_{i=1}^n (\cos \Phi_i - \cos \Phi_{i-1}) \operatorname{sgn}(F_{i-1}), \quad \Phi_0 = \Phi_n \quad (56)$$

где је $\operatorname{sgn}(F_{i-1})$ - знак силе F_B до тренутка започињања прелета.

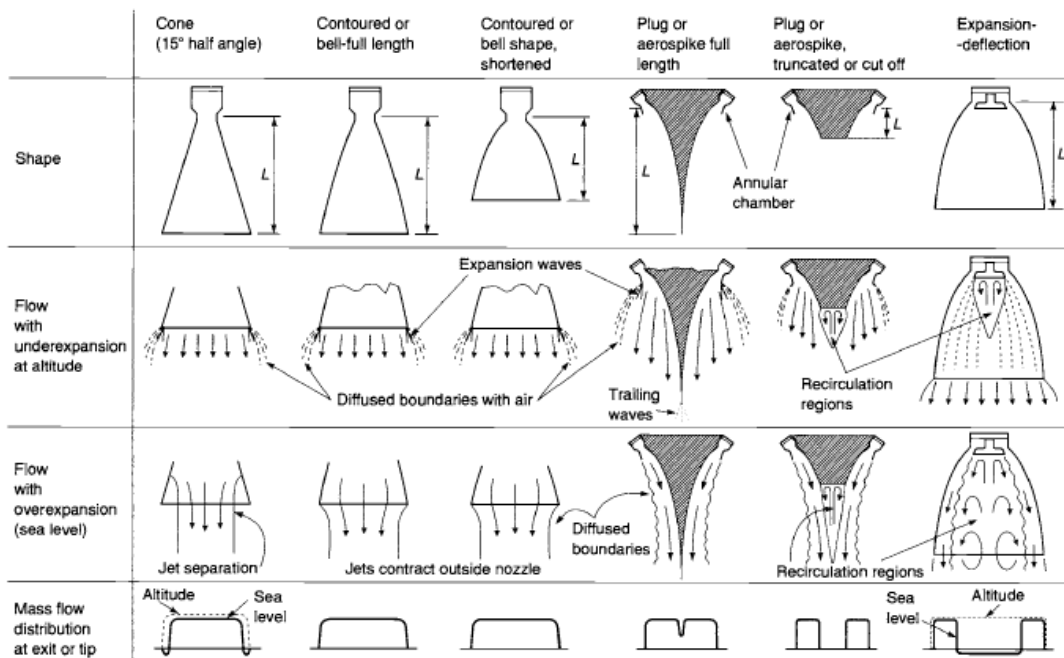
$$\operatorname{sgn}(F_{i-1}) = \begin{cases} -1, & \text{кад друга брана мења положај од отклоњеног ка неотклоњеном,} \\ +1, & \text{кад прва брана мења положај од отклоњеног ка неотклоњеном,} \\ 0, & \text{кад брана мења положај од неотклоњеног ка отклоњеном} \end{cases}$$

3.4 Дефинисање геометрије струјног простора система за УВП

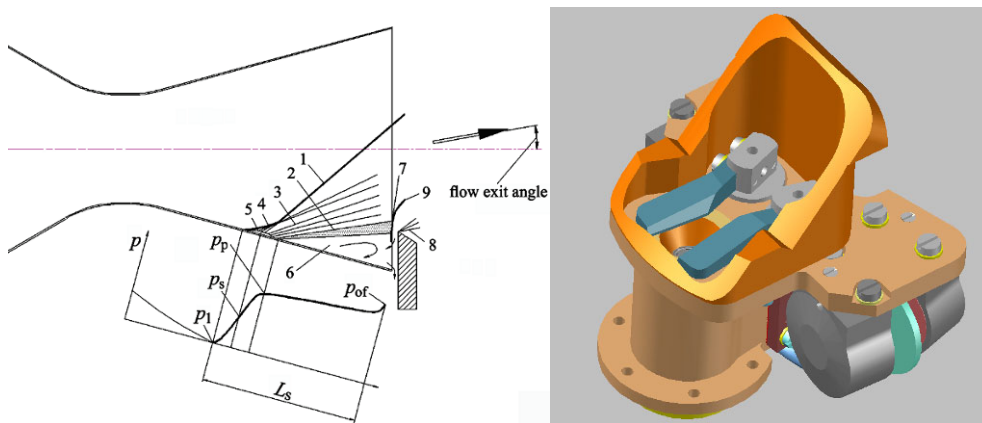
Потисак представља, по дефиницији, интеграл притиска продуката сагоревања и околне атмосфере по унутрашњим и спољним површинама ракетног мотора. При уношењу интерцептора у млаз продуката сагоревања, ремети се симетрија струјног простора, долази до прерасподеле поља притиска на површини мотора, што доводи до промене правца вектора потиска. На овај начин настаје компонента силе која је нормална на аксијалан правац. На слици Сл. 31 дати су различити облици млазника и примери струјања у њима.

Физички модел на бази којег је извршено ово истраживање је приказан на слици Сл. 32, лево. На истој слици, десно, приказан је моделски дефинисан изглед струјног простора млазника заједно са интерцепторима-бранама, [36][37][38].

На њему се јасно уочавају ефекти препреке у надзвучној струји, као што су појава зауставне зоне, коси и лучни ударни таласи и експанзиони таласи. Том приликом долази до несиметричне расподеле притисака на наспрамним зидовима млазника, која резултира силом притиска управној на осу млазника. Ова сила систему са реактивним погоном служи као управљачка компонента.



Сл. 31. Геометријски облици млазника и примери струјања у њима



Сл. 32. Физички модел препреке на излазу из млазника, лево; моделски изглед струјног простора млазника, десно

Испитивањем геометријских карактеристика млазника неопходно је било истражити следеће појаве: положај зауставне зоне, расподела притиска у

зауоставној зони и на препреци, положај и интензитет ударних таласа, утицај струјања кроз процеп између препреке и зида млазника. На основу ранијих стечених знања и експерименталних истраживања познато је да на наведене појаве битно утичу следећи параметри: величина засенчене излазне површине млазника – висина препреке; угао нагиба препреке у односу на осу млазника; облик препреке; зазор између препреке и зида млазника; степен експанзије млазника; угао експанзије млазника. С тим у вези извршено је експериментано истраживање свих битних параметара на физичком моделу у малом трисоничном аеротунелу Т-36, слика Сл. 33.

Геометрија модела је одређена на основу циљане геометрије и услова рада ракетног мотора којима је намењен систем за управљање вектором потиска, а на основу габарита радног простора аеротунела.

Контура млазника формирана је из две полутке причвршћене за радни део аеротунела Т-36, на које су постављени елементи надградње. Надградња се састоји од предње плоче, грла млазника и задње плоче. Сви ови елементи су израђени од челика, а површине које формирају контуре млазника су полиране. Спајање је извршено вијцима, а места сучељавања су заливена епокси-лепком, који је након умрежавања, такође полиран.

Степен експанзије млазника било је могуће подешавати променом растојања између полутки. При висини грла млазника од 50 mm, висина излазног пресека је око 145 mm, па је степен експанзије 2.9. Максимална висина грла која се може постићи је око 78 mm, што одговара степену експанзије од 1.9.

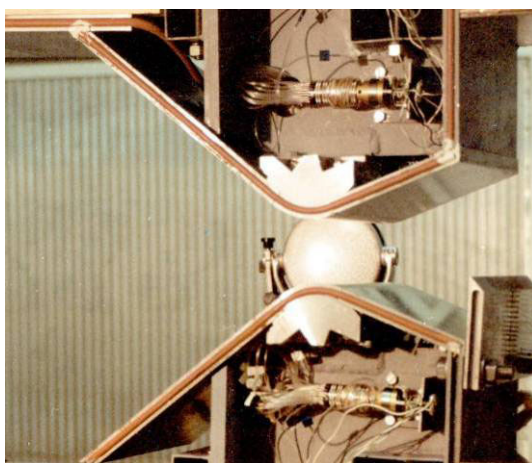
Препрека је причвршћена вијцима за доњу полутку, тако да се може постављати на различитим висинама, при чему затвара одређени проценат излазне површине млазника. Тиме је постигнута могућност да се испитује утицај висине препреке на процесе у млазнику.

У бочне стране надградње су укопани жљебови за гумене заптивке које налажу на провидне бочне зидове радног дела аеротунела. Овим је постигнуто да је могућа визуелизација струјања у млазнику, о чему ће више речи бити касније.

У циљу мерења расподеле притиска на зидовима млазника направљени су мерни отвори. На плочама млазника избушене су рупе пречника 1 mm, и у њих

су уметнуте и епокси-лепком залепљене пластичне цевчице унутрашњег пречника од 0.5 mm. Цевчице су пластичним цревом унутрашњег пречника 1 mm повезане са "Scanivalve" инструментима за мерење притиска. На овај начин су добијени мерни отвори на површини млазника, пречника 0.5 mm, чиме је испоштована препорука произвођача мерне опреме, како би поремећаји струјног поља били мали, а такође се умањује могућност запушавања мерних отвора честицама силикагела, које су присутне у струји ваздуха.

Мерна места су распоређена у низу по средини доње и горње плоче дивергентног дела млазника, на међусобном растојању од по 5 mm.



Сл. 33. Модел постављен у радни простор аеротунела

3.4.1 Опис мерне опреме

Мерење параметара струјања је обезбеђено пратећом опремом аеротунела Т-36. При мерењу притиска коришћена су три инструмента типа "Scanivalve" – модел S, са 48 мерних прикључака. У мерну опрему спадају и мерни претварачи притиска, микроманометри за баждарење и рачунари са аквизиционим системом. Процес испитивања је програмиран и контролисан рачунаром, тако да је аутоматизовано пуштање у рад аеротунела и мерење свих параметара рада.

Поред наведених мерења вршено је и снимање шлирен (Schlieren) методом са колор филтерима, чиме је урађена визуелизација струјања.

3.4.2 Услови мерења расподеле притиска у млазнику

Поступак испитивања је, као што је већ поменуто, аутоматизован и контролисан рачунаром: стартовање аеротунела врши се отварањем вентила вакуум резервоара; три секунде касније, по стабилизацији струјања, отпочиње се са радом аквизиције притиска по препорученој процедури. На првом мерном месту, у року од 0.15 s снима се 50 узорака, а као резултат се меморише средња вредност; наведени поступак се понавља за сва мерна места; након последњег мерења, врши се аутоматско заустављање рада аеротунела.

Максимално време које је потребно да се овакво мерење изврши било је око 35 s. Да би се постигли жељени параметри струјања, Махови бројеви од око 2.3 и 2.6, био је потребан високи вакуум у резервоару све време трајања рафала. Карактеристике опреме аеротунела, с обзиром на ове захтеве, су омогућавале следеће параметре рада: 5 mbar притиска у вакуум резервоару на почетку рафала и 50 mbar на крају. Ово је било битно како би се обезбедио однос зауставног и притиска у вакуум резервоару преко 20 током целог рафала.

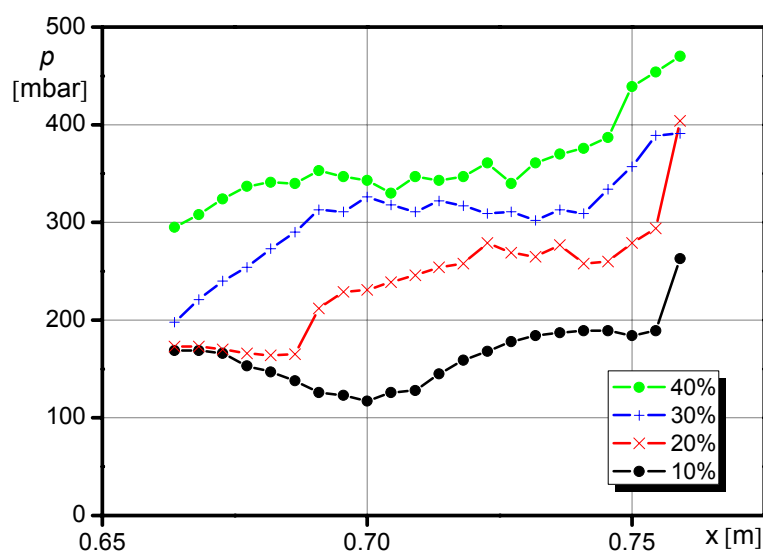
Поред наведених мерења притиска, у току експеримента мерени су и додатни параметри у циљу контроле регуларности рада аеротунела, као што су: атмосферски притисак; температура ваздуха у спроводном апарату аеротунела, у делу пре колектора; референтни Махов број, у спроводном апарату; укупни притисак у колектору, мерен на зиду аеротунела; зауставни притисак у радном делу, мерен на бочном зиду.

3.4.3 Резултати испитивања струјања у млазнику

Основни задатак при овим испитивањима био је да се одреди расподела притиска у зони испред препреке при промени: висине препреке; степена експанзије, повећањем растојања између полутки; зазора између препреке и излаза из млазника; нагиба препреке у односу на осу млазника; облика препреке, [39][40]. Осим основних спроведен је и низ других мерења у циљу провере технике мерења и бољег познавања физикалности појава: мерење расподеле притиска на горњој полутки млазника; мерење притиска у на местима ближим бочним зидовима, у циљу провере дводимензионалности струјања; мерење притиска са обе стране препреке; снимање шпирен методом.

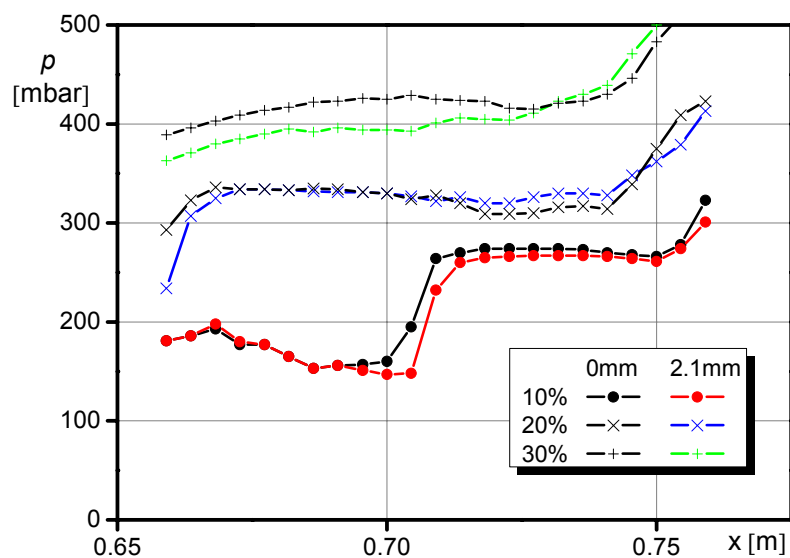
Током испитивања верификовани су најутицајнији параметри на карактер струјања, висина препреке – степен засенчења излазног пресека млазника и утицај зазора између препреке и зида млазника – зазор препреке.

Том приликом су усвојени степени засенчења 10%, 20%, 30% и 40%; степен експанзије 1.9 и 2.9; зазор интерцептора 0 mm и 2.1 mm; усвојена је равна препрека са углом нагиба од 90°, јер се ова конфигурација показала најповољнијом. На следећим дијаграмима на сликама од Сл. 34 и до Сл. 36 приказано је поређење резултата мерења притиска на доњој плочи. Прво поређење се тиче утицаја степена засенчења при степену експанзије од 2.9. Приказане су расподеле притисака на доњој плочи при вредностима засенчења 10%, 20%, 30% и 40%, које су добијене у по два опита са истим условима. На дијаграму при засенчењу од 10% види се постепеног пораста притиска, који је интензивнији према препреци, где је формирана зауставна зона. Постепени пораст притиска је далеко блажи него код ударног таласа у слободној струји. Постоји значајна интеракција са граничним слојем, тако да се ударни талас у близини зида повија и губи на интензитету. При порасту засенчења ударни талас се помера према грлу млазника, што се види као померање области повишеног притиска на дијаграму, слика Сл. 34.

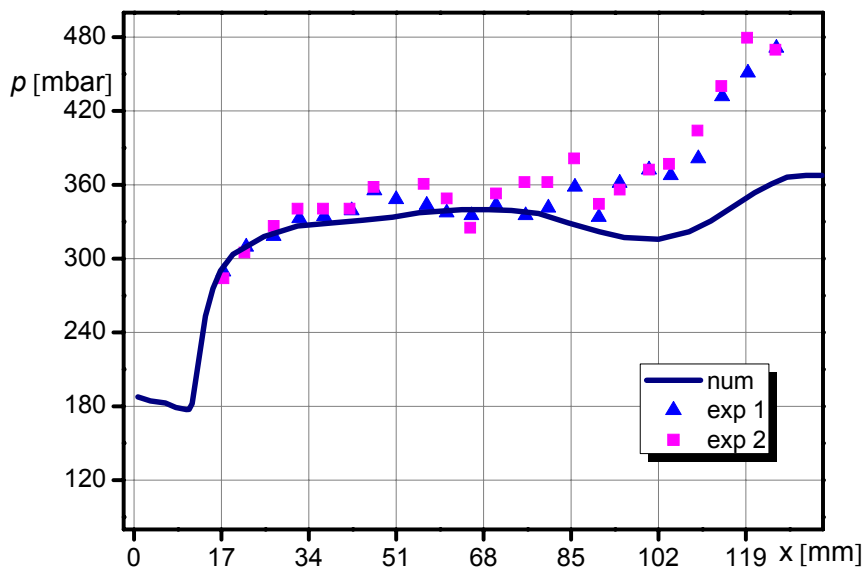


Сл. 34. Расподела притиска на доњој плочи при промени засенчења. Тестови при степену експанзије од 2.9.

При вредности засенчења од 30% се види да је почетак ударног таласа у близини почетка плоче, а при 40% коси ударни талас је цео унутар млазника и рефлектује се од горње плоче, што значи да су ове вредности засенчења превелике за ову конфигурацију. На дијаграму на Сл. 35 приказан је утицај зазора препреке. Конфигурације су са засенчењем од 10%, 20% и 30%, и зазорима од 0 и 2.1 mm.

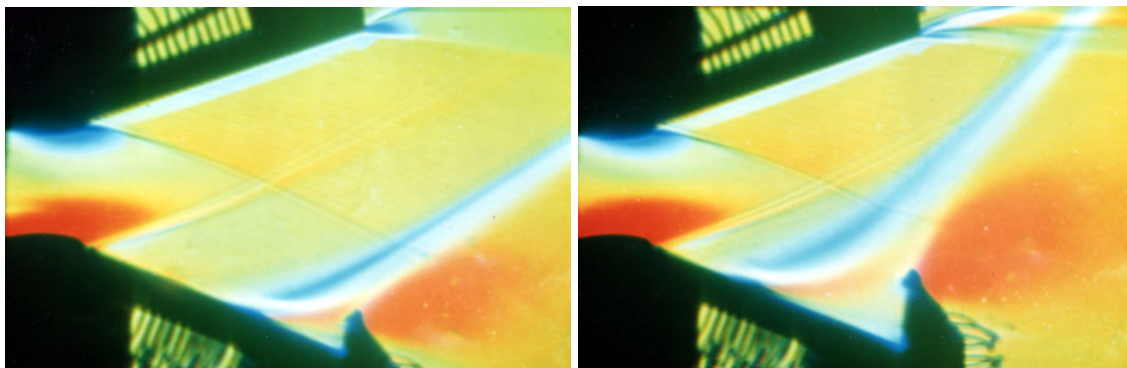


Сл. 35. Расподела притиска на доњој плочи при зазорима од 0 mm и 2.1 mm, и промени засенчења.

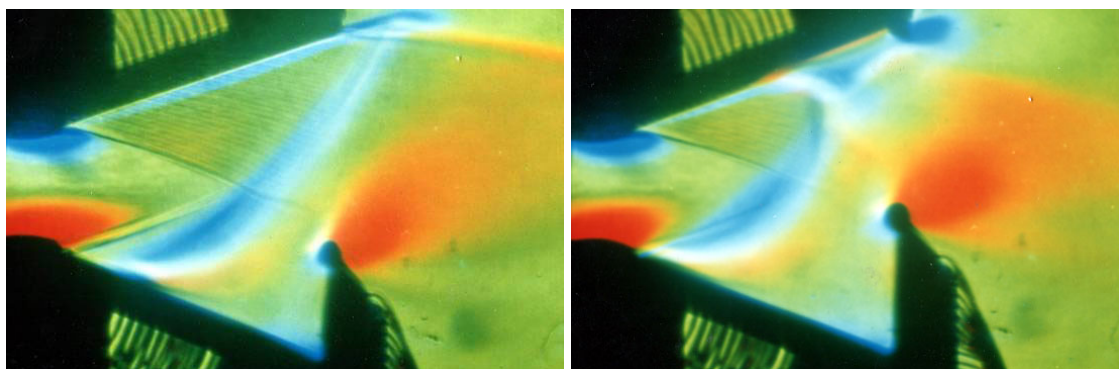


Сл. 36. Експериментална и нумеричка расподела статичког притиска при степену експанзије од 1.9, са степеном засенчења 40% и зазором 0 mm

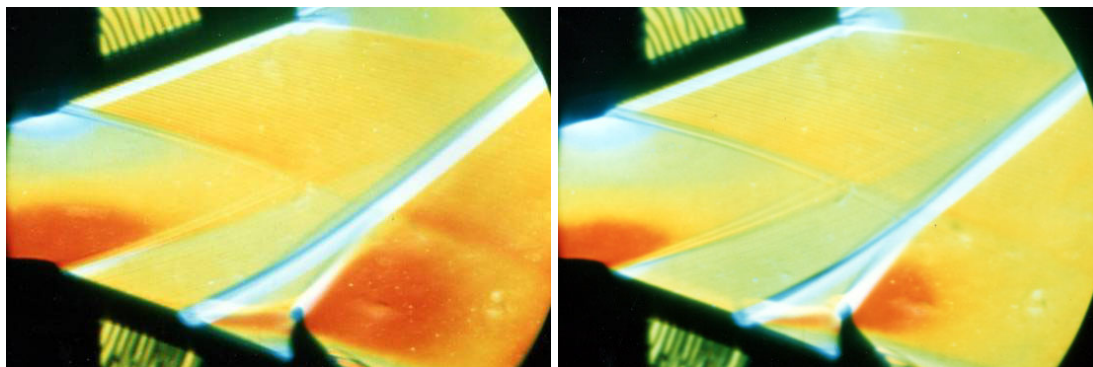
Види се да се при повећању зазора ударни талас помера даље од грла млазника, и да ниво притиска на доњој плочи за нијансу опада. На сликама од Сл. 37 до Сл. 40 дате су шлирен фотографије које су урађене приликом извођења ових тестова.



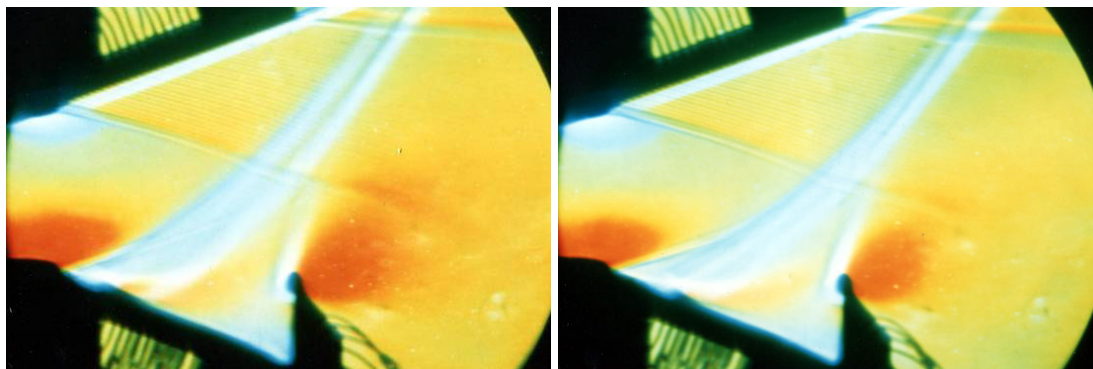
Сл. 37. Шлирен фотографије модела са степеном експанзије 2.9. Зазор интерцептора је 0 mm. Степен засенчења је 10% - лево и 20% - десно.



Сл. 38. Шлирен фотографије модела са степеном експанзије 2.9. Зазор интерцептора је 0 mm. Степен засенчења је 30% - лево и 40% - десно.



Сл. 39. Шлирен фотографије модела са степеном експанзије 1.9. Степен засенчења је 10%. Зазор интерцептора је 0 mm - лево и 2.1 mm - десно.



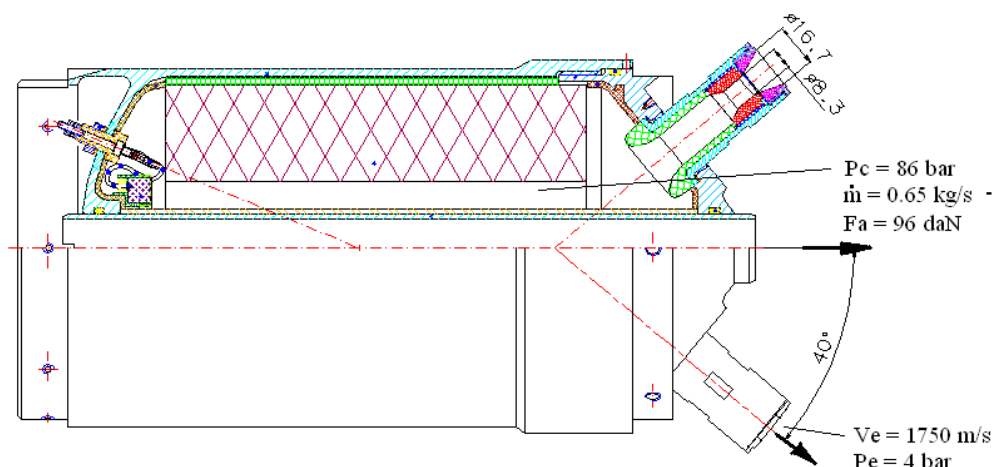
Сл. 40. Шлирен фотографије модела са степеном експанзије 1.9. Степен засенчења је 20%. Зазор интерцептора је 0 mm - лево и 2.1 mm - десно.

Утицај повећања висине препреке огледа у померању косог ударног таласа ка грлу млазника и повећању области повратног струјања испред препреке. Код препреке са највећом висином и степеном засенчења 40% за коју су добијени експериментални резултати, коси ударни талас је готово цео у дивергентном делу млазника. Експеримент је осмишљен тако, да се кроз његове резултате унапреди познавање струјања кроз млазнике различитих степена експанзије и са различитим степенима засенчења (висине препреке) и одреди геометрија млазника за потребе система УВП ПТВР. Из тог разлога изведени су тестови у аеротунелу Т-36 са струјањем у радном делу које је имало дводимензионални карактер. Ширина радног дела је 0.25 m, што је неколико пута већа од ширине проточних пресека, а мерење притиска је вршено у средишњем пресеку по дубини, што је било довољно да утицаји бочних зидова минимизују и да струја има дводимензионални карактер.

На основу резултата експеримента дефинисан је степен експанзије млазника од 1.9 са степеном засенчења 40%.

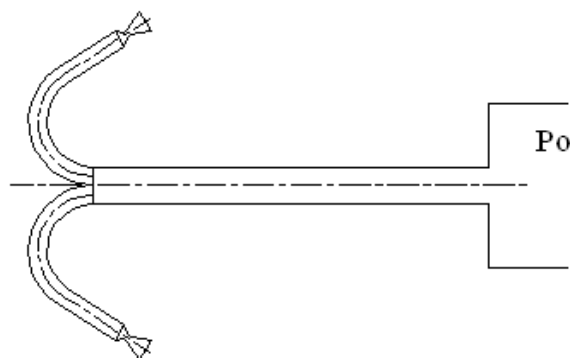
3.5 Дефинисање параметара струјања у инсталацији за симулацију рада система за УВП

На Сл. 41 дата је скица маршевског мотора, пречници млазника и параметри рада мотора при максималном притиску у комори за сагоревање.



Сл. 41. Параметри ваздушне инсталације за испитивање у аеротунелу

Брзина продуката сагоревања $V_e=V_3$ не може се постићи ваздухом, и претпоставља се да је реално очекивати брзине до 650 m/s, при притиску ваздуха у резервоару од $p_0' = 100 \text{ bar}$, пречнику грла млазника од $d_t = 4.2 \text{ mm}$, и протоку од $\dot{m} = 0.5 \text{ kg/s}$. Пошто су различити услови струјања продуката сагоревања и ваздуха, претпоставља се да би се могао постићи приближнији ефекат на опструјавање, повећањем масеног протока ваздуха, [40]-[43].



Сл. 42. Шематски приказ инсталације за симулацију рада УВП

На основу изложеног, прелиминарни захтеви за ваздушну инсталацију шематски приказану на слици Сл. 42 били су, [41]:

- Притисак у резервоару ваздуха $p_0' = 150 \text{ bar}$;
- Масени проток ваздуха до 1 kg/s;
- Сви пречници у цевовду $>10 \text{ mm}$;
- Константан притисак ваздуха у току опита;

- Мерење масеног протока ваздуха кроз инсталацију (непосредно или посредно – мерењем зауставног и статичког притиска код млазница);
- Могућност испитивања при наведеним условима, са скернутим млазом, ножевима за управљање вектором потиска (овај захтев се тиче конструкције модела за испитивање).

3.6 Прорачун струјних параметара у инсталацији за симулацију рада УВП

На основу унутарбалистичких параметара рада мотора при радном притиску у комори сагоревања могу се израчунати услови струјања продуката сагоревања, које треба симулирати:

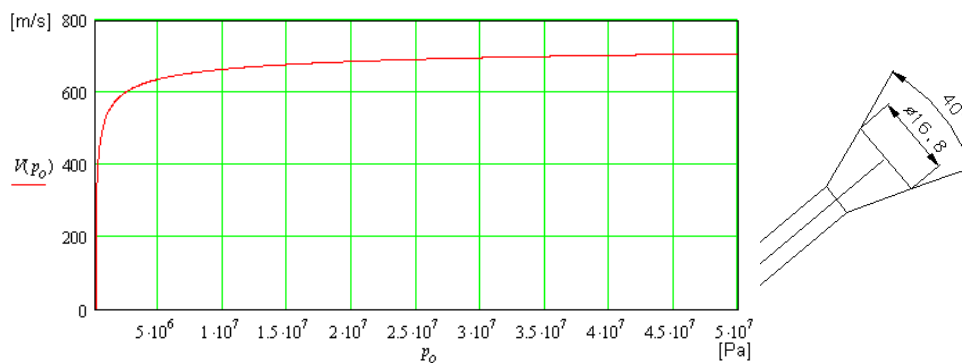
- Масени проток $\dot{m} = 0.5 \text{ kg/s}$;
- Брзина у излазном пресеку $V_e = V_3 = 2000 \text{ m/s}$;
- Притисак у излазном пресеку $p_e = p_3 = 4 \text{ bar}$;

На основу гасодинамичког прорачуна (57) и (58), ваздухом под притиском не може се постићи брзина струјања већа од око 700 m/s, при датим вредностима притиска у резервоару, слика Сл. 43, лево, [44]-[46].

$$V(p'_0) = \sqrt{\frac{2\kappa p'_0}{(\kappa-1)\rho'_0} \left[1 - \left(\frac{p_{at}}{p'_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (57)$$

$$\rho'_0 = \frac{p'_0}{RT'_0} \quad (58)$$

Имајући то у виду, као и ограничење висине притиска у гуменим цревима, од 40 bar, постављен је захтев да се обезбеди што већи масени проток ваздуха. Додатно ограничење за ваздушну инсталацију је величина проточног отвора кроз аеровагу, пречник 9 mm.



Сл. 43. Брзина истицања ваздуха у функцији притиска у инсталацији – лево, шематски приказ дивергентног дела млазника - десно

За овакву опитну инсталацију усвојено је да цевовод $\varnothing 12(\varnothing 10)$ mm буде продужено грло тј. да млазнице имају само дивергентни део. Пречници канала после Т-разделника димензионисани су тако да им је укупна површина попречног пресека једнака површини пре разделника, како би се избегли додатни губици.

Пречник излазног пресека млазника, при коме би се постигао притисак од 3 bar је око 14 mm, али је свакако било боље користити већи степен експанзије, како би се повећала брзина ваздуха, па је усвојен пречник 16.8 mm, колики је код реалног мотора, Сл. 43, десно. Угао дивергентног дела млазника не утиче значајно на параметре струјања, тако да је задржана оргинална вредност од 40° .

Сви делови канала, спојеве и прелази изведени су тако да унутрашња траса струјног простора буде што финије обраде и са што мање локалних дисконтинуитета.

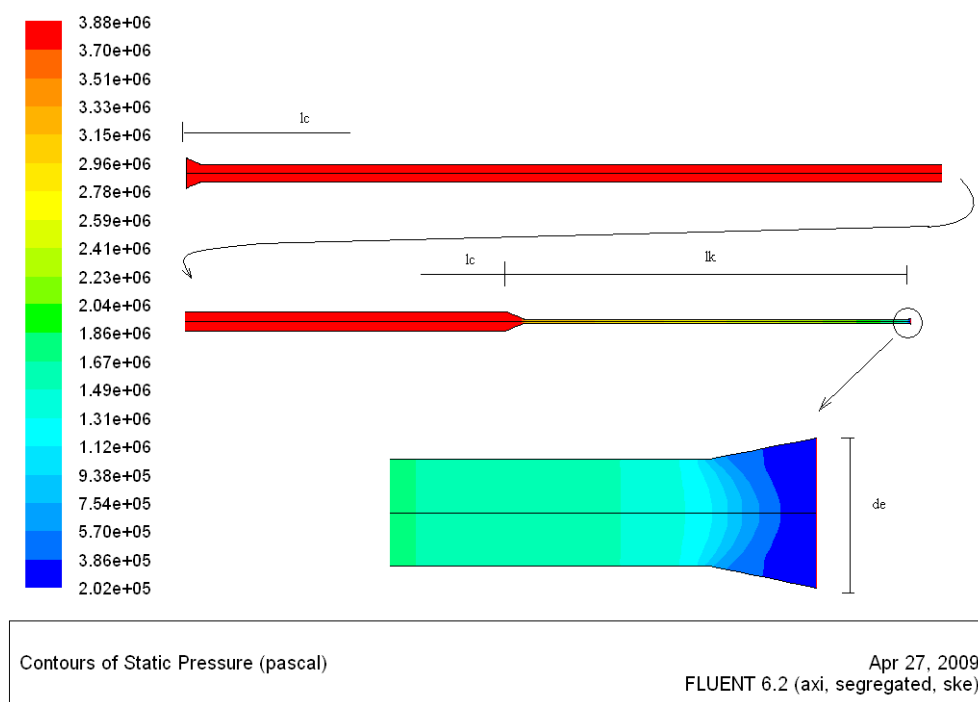
На основу изложеног, захтеви за пнеуматску инсталацију су:

- Притисак у инсталацији $p_0' = 40 \text{ bar};$
- Пречник црева $d_c = 50 \text{ mm};$
- Дужина црева $l_c = 100 \text{ m};$
- Пречник канала ваге $d_c = 10 \text{ mm};$
- Дужина канала до дивергентног дела млазника $l_k = 1 \text{ m};$
- Пречник излазног пресека млазника $d_c = d_3 = 14 \text{ mm};$
- Сви пречници у цевоводу $> 9 \text{ mm};$
- Константан притисак ваздуха у току експеримента;

- Мерење масеног протока ваздуха кроз инсталацију (непосредно или посредно – мерењем зауставног и статичког притиска код млазница);
- Могућност испитивања при наведеним условима, са скренутим млазом интерцепторима за УВП.

Да би се прорачунао масени проток кроз инсталацију, извршен је прорачун губитака при струјању ваздуха, методом коначних запремина. Овим прорачуном су обухваћени губици на трење кроз глатке цеви $\text{Ø}5/4''$ дужине 100 m, и $\text{Ø}12(\text{Ø}10)$ mm дужине око 2 m, и локални губици на рачвама. Губитак тоталног притиска кроз цево би био занемарив, али би кроз канал аероваге датих димензија био око 10 bar, а губитак на рачви би био око 5 bar, слика Сл. 44. Масени проток који се могао остварити са оваквом пнеуматском инсталацијом био је око:

$$\dot{m} = A_1 \frac{p'_0}{\sqrt{RT'_0}} \sqrt{\kappa \cdot \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} = 0.35 \frac{\text{kg}}{\text{s}}. \quad (59)$$



Сл. 44. Расподела статичког притиска у инсталацији

4 ЕКСПЕРИМЕНТАЛНО ИСТРАЖИВАЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА МОДЕЛА РАКЕТЕ СА СИМУЛАЦИЈОМ РАДА УВП

Експериментални део истраживања утицаја рада УВП-а на аеродинамичке карактеристике извршен је у аеротунелском постројењу Т-35 Војнотехничког института у Београду, [47]-[65]. Инсталација је пројектована да подржи аеродинамичка испитивања модела авиона и пројектила у аеротунелским условима. Нека од најзначајнијих су:

- Мерење сила и момената на моделу и појединим компонентама модела,
- Мерење расподеле притисака на моделу и појединим компонентама модела,
- Мерење струјних параметара кроз уводнике ваздуха,
- Динамички тестови на моделу у циљу одређивања дериватива стабилности,
- Визуализација струјања применом различитих метода,
- Специјални тестови на моделима авиона и пројектила.

Током прелиминарних испитивања у аеротунелу успостављени су оптимални параметри рада аеротунела и извршено је одређивање аеродинамичких карактеристика модела ПТВР у радном делу без дејстава бочних млазева за управљање вектором потиска у складу са постављеним аеродинамичким захтевим. Извршен је одређен број мерења при чему су резултати испитивања упоређени са оним добијеним у трисоничном аеротунелу Т-38 .

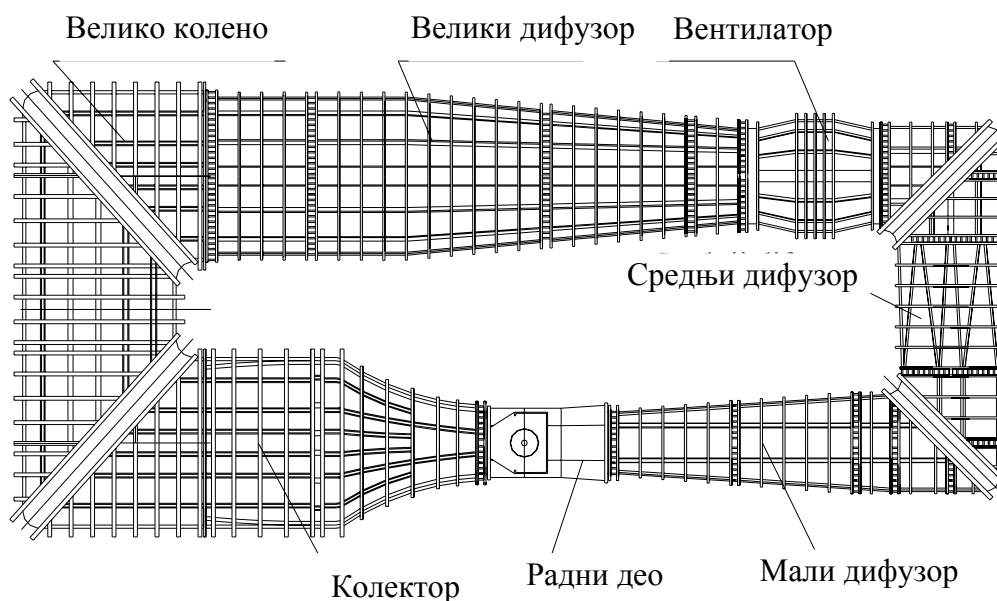
4.1 Опис аеротунела

Аеротунелско постројење Т-35, у Војнотехничком институту је континуалног типа, са радним делом осмоугаоног попречног пресека ширине 4.4 m и висине 3,23 m, слика Сл. 45. Површина попречног пресека радног дела је

11,92 m². Дужина радног дела је 5,5 m. Основне компоненте аеротунела приказане су на слици Сл. 46.



Сл. 45. Експериментална аеротунелска инсталација Т-35, ВТИ Београд



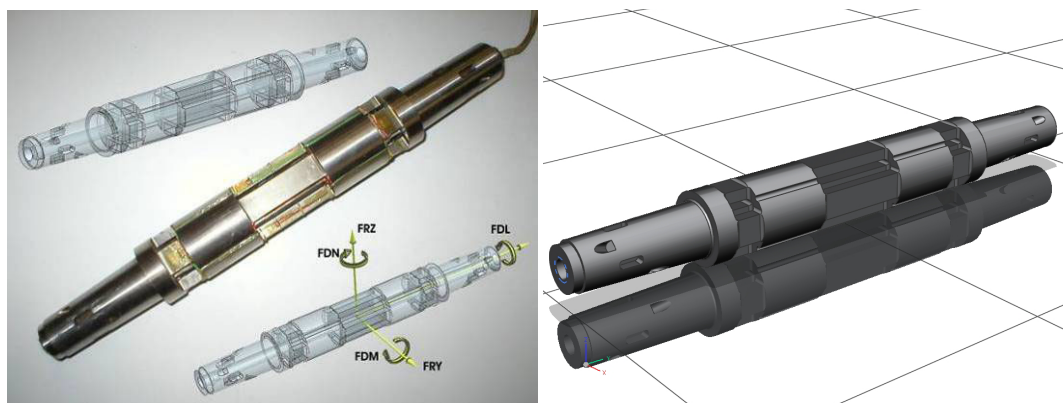
Сл. 46. Основне компоненте аеротунела Т-35

У радном делу може се постићи Махов број од 0.1 до 0.52. Модел се у радном делу аеротунела преко репног држача поставља на механизам који обезбеђује кретање по углу пропињања, скретања и ваљања, и то како, у режиму корак-по-корак, тако и континуално режиму ('sweep'). Тачност постављања

модела на тражени положај је 0.05° по углу пропињања и по углу ваљања, док је по углу скетања око 0.1% . Поставка за испитивања због веома комплексне инсталације за симулацију рада УВП није укључивала механизам за ваљање, па самим тим било је онемогућено померање модела око уздужне осе. Махов број регулише се променом броја обртаја на вратилу мотора и променом поставног угла лопатица вентилатора. Рејнолдсов број достиже вредност од $12 \times 10^6/m$. Зауставни притисак у радном делу има вредност од 1 bar. Трајање појединачног испитивања теоријски је неограничено.

4.2 Аеровага за мерење аеродинамичких сила и момента са централним каналом

Аеродинамичке силе и моменти на моделу ПТВР мерене су унутрашњом петоконентном аеровагом ВТИ385 са централним каналом за истицање ваздуха под притиском, слика Сл. 47.



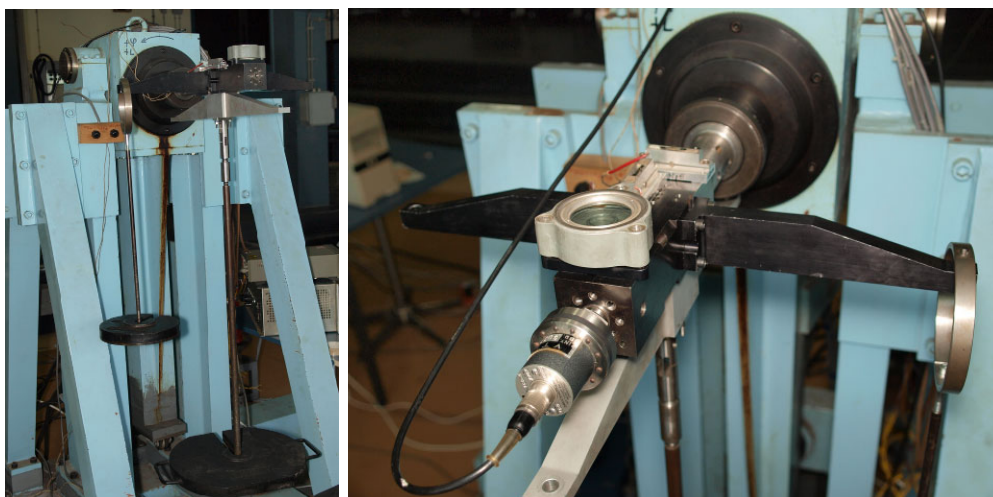
Сл. 47. Аеровага ВТИ385 и CAD модел са обележеним позитивним смеровима мерних компоненти

Аеровага ВТИ385 еталонирана је на раму приказаном на слици Сл. 48 у хоризонталном положају, а оптерећење је уношено помоћу тасова са теговима. Аеровага је аутоматски нивелисана у две равни до тачности од 0.002° помоћу електронског система и хидрауличног погона рама. Еталонирање аероваге извршено је у периоду прописаном од стране произвођача и у складу са процедурама метролошке лабораторије ВТИ-а, [47]-[49]. Остварена тачност аероваге по мерним компонентама, дефинисана на бази две стандардне

девијације, при последњој калибрацији за радни опсег од 100% пројектованог оптерећења, била је у складу са пројектним критеријумом од 0.2% пуног опсега.

Прибор који је коришћен за ово баждарење пројектован је тако да омогући једноставно уношење потребних комбинација оптерећења. Обрада еталонирања изведена је у БАЦАЛ програмском пакету, који омогућава једноставно манипулисање подацима при обради еталонирања, избор оптималног облика калибрационе матрице, и лаку проверу резултата. Референтна тачка за свођење момената налази се у центру аероваге.

Резултат процеса еталонирања аероваге је калибрациона матрица, која повезује унета оптерећења и сигнале са мерних мостова на аеровагама. Након завршетка еталонирања извршена је провера тачности одговарајућом функцијом у програмском пакету БАЦАЛ.



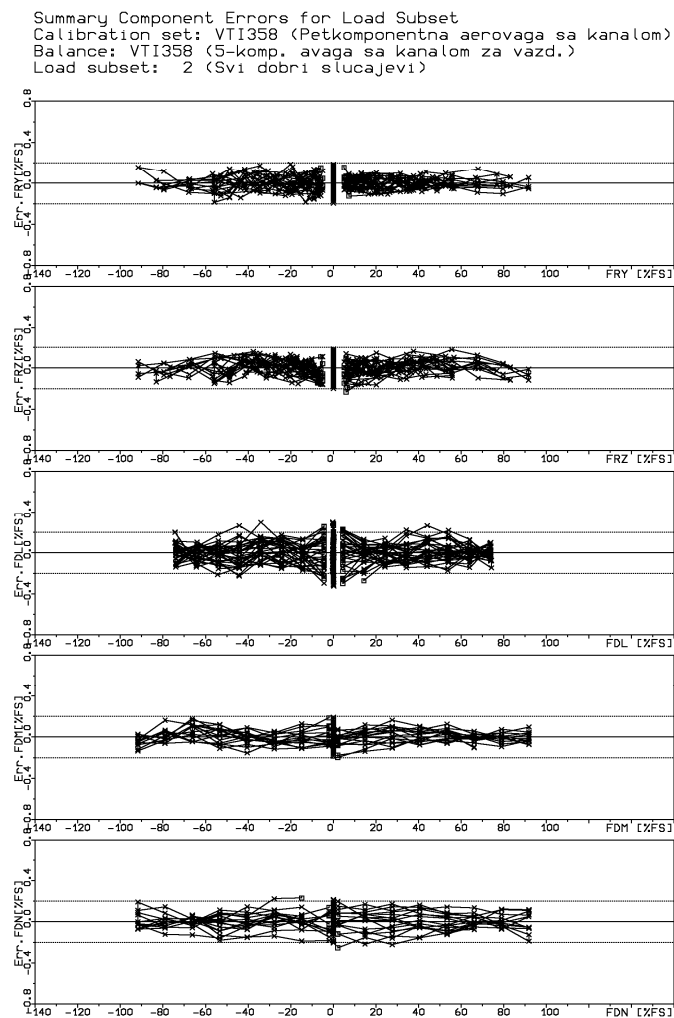
Сл. 48. Баждарни рам у калибрационој сали (лево) и провера аероваге са притиском у каналу (десно)

Постигнута тачност баждарења блиска је номиналној, тј. око 0.2 % пуног опсега компоненти за аеровагу ВТИ385 при чему се под постигнутом тачности подразумевала двострука вредност стандардне девијације мерења оптерећења компоненти аероваге. У табели Т.4 приказане су постигнуте тачности при провери аероваге, и то: највећа одступања и стандардна девијација, [50].

Т.4. Тачност аероваге по компонентама

Компонента :	FRY	FRZ	FDL	FDM	FDN
Грешка [%]:	0.194	0.233	0.324	0.199	0.254
Стд. дев. [%]:	0.073	0.072	0.111	0.058	0.069

На слици Сл. 49 приказан је збирни дијаграм грешака при провери аероваге.



Сл. 49. Грешке мерења приликом провере аероваге

Испрекидане хоризонталне линије на дијаграмима на слици представљају номиналну тачност аероваге ($\pm 0.2\%$). Такође, извршена је и провера аероваге уношењем оптерећења у случајевима када је централни канал под притиском. Притисак је мерен апсолутним давачем фирме Druck приказаним у конфигурацији

за мерење на слици Сл. 48, десно. Резултати провере аероваге за различите притиске приказани су у табели Т.5, слика Сл. 48, десно.

Т.5. Резултати провере аероваге за различите притиске

Комп:	FRY	FRZ	FDL	FDM	FDN	Притисак
1 DA:	-1.15	0.74	-0.04	0.03	-0.15	1 bar
2 DA:	-2.04	1134.7	35.67	84.70	0.47	1 bar
3 DA:	-1.81	1134.3	35.68	84.70	0.48	10 bar
4 DA:	-1.67	1134.1	35.68	84.67	0.51	20 bar
5 DA:	-4.74	1134.3	35.61	84.81	0.32	20 bar
7 DA:	-1.86	1134.5	35.69	84.71	0.50	10 bar
8 DA:	-4.48	1134.5	35.69	84.72	0.51	1 bar
9 DA:	1.15	-0.74	0.04	-0.02	0.14	1 bar

На основу резултата мерења може се закључити да промена притиска унутар централног канала не изазива промене на мерним тракама аероваге што је био и основни захтев у пројектовању аероваге.

4.3 Модел ракете са симулацијом рада система за УВП

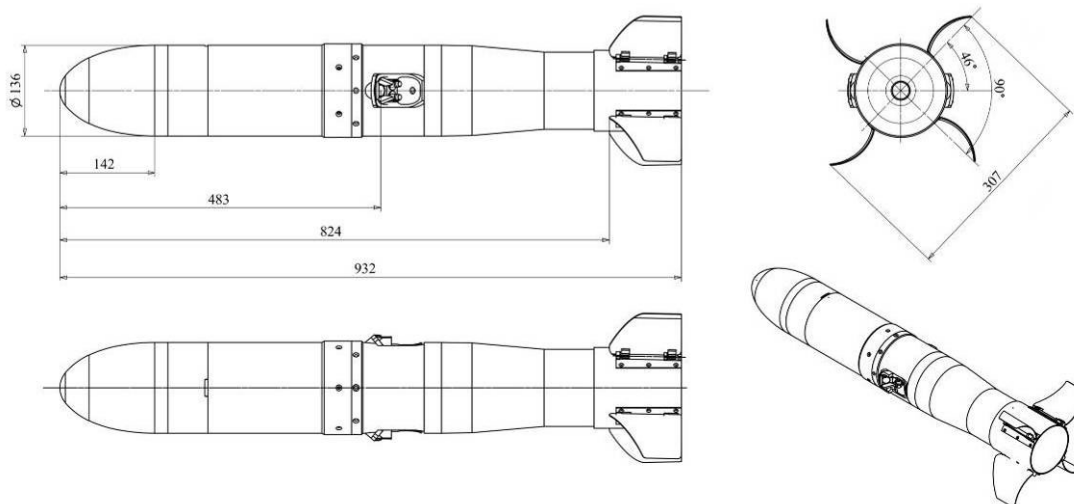
Развој противтенковке вођене ракете намењене за уништавање покретних и непокретних оклопљених циљева на малим даљинама захтева аеротунелске тестове, који подразумевају израду модела, са којим би се спровели тестови, [51]-[54]. Употреба реалне ракете са оригиналним ракетним мотором у аеротунелу није могућа, како због угрожавања безбедности опреме, тако и због корозивности продуката сагоревања. Због тога је било неопходно пројектовати и израдити модел ракете, опремљен инсталацијом за симулацију рада мотора са ваздухом под притиском, као радним флуидом. Ваздух би се кроз отвор аероваге и разводне цеви спроводио до млазника. Истицање ваздуха из млазника производио би сличан ефекат као истицање продуката сагоревања.

Модел ракете није поседовао, систем вођења, ракетно гориво, стартни мотор, бојеву главу, упаљач, и др. док је систем управљања изведен на начин прикладан за аеротунелске тестове, без актуатора и серво погона. Модел

противоклопне вођене ракете, у размери 1:1, састоји се од цилиндричног тела променљивог попречног пресека са олучастом крилном секцијом. Основне геометријске карактеристике модела дате су у табели Т.6 и на слици Сл. 50.

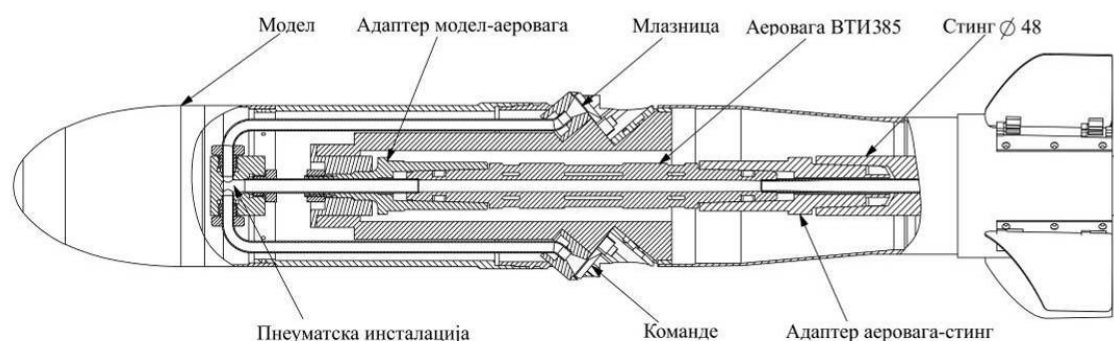
Т.6. Основне геометријске карактеристике модела

Референтна површина S	m^2	0.01453
Референтна дужина	m	0.136
Пречник модела D	m	0.136
Размах крила b	m	0.306
Дужина модела	m	0.9317
X_r	m	0.483
Површина базе модела S_b	m	0.011499
X_{ref}	m	0.00



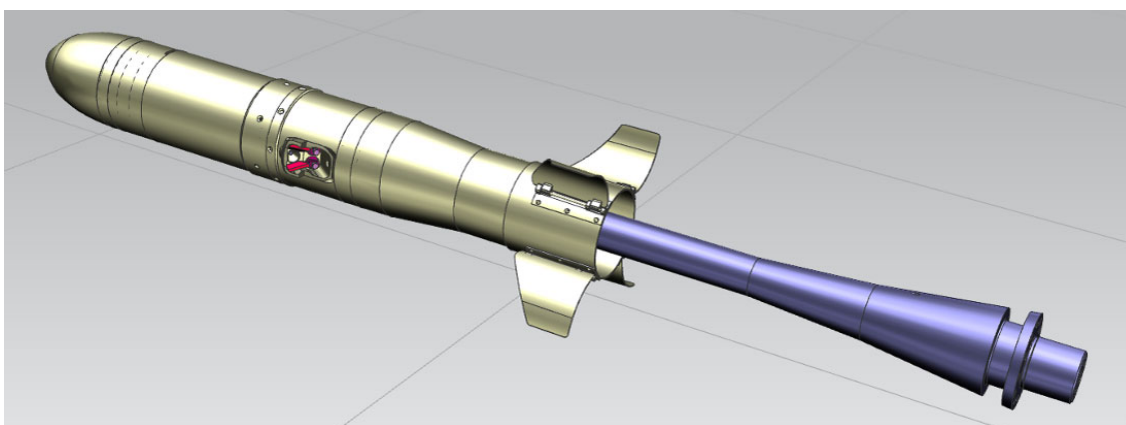
Сл. 50. Основне геометријске карактеристике модела ракете

Цилиндрично тело модела ракете пројектовано је тако да се омогући прихват модела на петокомпонентну аеровагу ВТИ385 пречника 38 mm, слика Сл. 51. Конструкција аероваге је таква да притисак унутар канала не утиче на мерне траке, те да се та величина не узима као променљива.

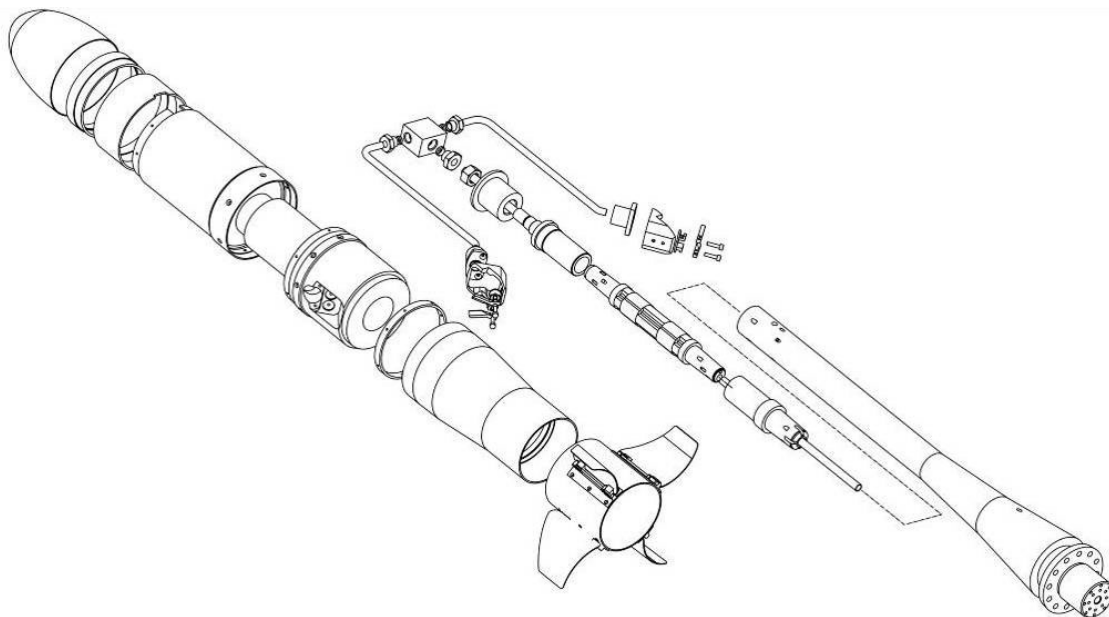


Сл. 51. Скица модела ракете са инсталацијом за симулацију УВП

Положај центра аероваге у моделу се налази на 472,5 mm мерено од врха модела. Модел ракете се преко аероваге, адаптера 1,5"-2" и стинга Ø48 mm монтира на репни држач модела у радном делу аеротунела Т-35. Адаптер капотажа пројектован је тако да се омогући прихват млазника и оригиналних дефлектора. Такође, омогућен је и пролаз пнеуматске инсталације за симулацију рада мотора. Пројектом је обезбеђено мерење статичког и тоталног притиска у корену млазника, као и мерење температуре. На основу ових параметара и вредности параметара у резервоарима одређиван је масени проток ваздуха у пнеуматској инсталацији. На сликама Сл. 52 и Сл. 53 приказан је CAD/CAM модел ракете пројектован у Unigraphics-у NX-6.0.



Сл. 52. CAD модел ракете са инсталацијом за симулацију рада УВП



Сл. 53. Основни делови модела ракете

Управљање ракетом врши се методом управљања вектором потиска, тј. стварањем несиметричног струјања дела продуката сагоревања, који истичу кроз млазнице. Две млазнице маршевског ракетног мотора су симетрично постављене, под углом од 40° у односу на осу модела ракете, у зони тежишта. Пројектом је омогућено постављање интерцептора у два положаја. У току испитивања интерцептори нису могли мењати заузети положај.

На слици Сл. 54 приказан је алат за постављање препрека у млаз, сам начин постављања, и изглед струјног простора реализованог на моделу ракете.



Сл. 54. Алат и начин постављања брана-интерцептора

4.4 Инструментација и прикупљање података

Зауоставни притисак p_0 у радном делу мерен је апсолутним давачем притиска фирме Mensor са кварцном Бурдоновом цеви, који је пнеуматски повезан са пито-сондом која се налази у колектору. Опсег давача је 1.65 bar. Нелинеарност и хистереза ових давача је 0.02% П.О. Давач је баждарен у склопу система за прикупљање података. Разлика $p_{st}-p_0$ између статичког и зауоставног притиска мерена је диференцијалним давачем фирме Druck опсега 0.07 bar. Мерно место су отвори на зиду аеротунела, на излазу из колектора. Нелинеарност и хистереза ових давача је 0.05% П.О. Давач је баждарен на исти начин као и давач зауоставног притиска. Зауоставна температура T_0 мерена је RTD сондом која је постављена на заједничком носачу са сондом за зауоставни притисак. Тачност овог давача је ± 0.5 К. Аеродинамичке силе и моменти на моделу мерене су унутрашњом петокомпонентном аеровагом ВТИ385 са централним каналом за истицање ваздуха под притиском. Опсег аероваге је 2200 N за бочну и нормалну силу, 120 Nm за момент ваљања, 220 Nm за момент пропињања и момент скретања. Нападни углови модела мерени су ризолверима постављеним у механизам за покретање модела. Тотални и статички притисак млаза за симулацију маршевског мотора мерени су апсолутни давачима притиска фирме Druck опсега 100 bar и 50 bar, респективно. Нелинеарност и хистереза ових давача је 0.02% П.О. Напајање поменутих давача у инсталацији високог притиска вршено је помоћу индуктивног Хотингеровог шестоканалног моста. Излазни сигнал са моста вођен је на сиситем за прикупљање података Neff. Тотална температура у инсталацији високог притиска мерена је помоћу термопара бакар-константан са затвореним врхом пречника 2 mm.

4.5 Обрада података

Обрада података је вршена после сваког испитивања, користећи стандардни софтверски пакет АПС који се користи при обради мерења у аеротунелима ВТИ-а, [55]. Обрада је извођена у неколико фаза:

- Читање забележених силових података, нормализација и превођење у стандардни формат;

- Одређивање параметара струјања, [55];
- Одређивање положаја модела, [56];
- Одређивање аеродинамичких коефицијената, [57].

Свака фаза обраде изводи се посебним софтверским модулom и детаљно је описана у Прилогу докторске дисертације.

4.6 Тачност мерења

За све типове давача који се користе у аеротунелским испитивањима, укупна грешка мерења грубо је пропорционална умношку случајне грешке (процењене стандардном девијацијом σ), тако да се стандардна девијација овде користи да се представи степен тачности мерења, [58]-[61].

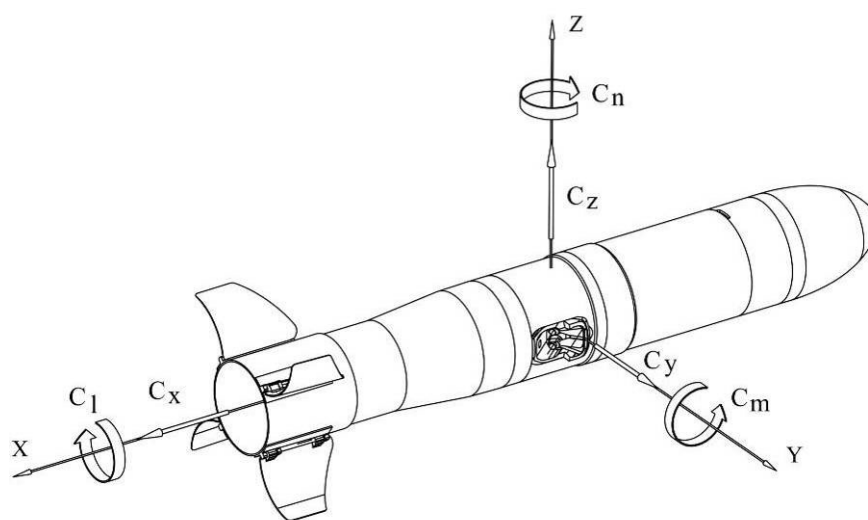
Стандардна девијација $\sigma_{\mathfrak{R}}$ мерења у коме се величина \mathfrak{R} рачуна из неколико независно мерених величина x, y, z, \dots са стандардном девијацијом $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \dots$ може се одредити на основу следећег израза:

$$\sigma_{\mathfrak{R}} = \sqrt{(\sigma_x \frac{\partial \mathfrak{R}}{\partial x})^2 + (\sigma_y \frac{\partial \mathfrak{R}}{\partial y})^2 + (\sigma_z \frac{\partial \mathfrak{R}}{\partial z})^2 + \dots} \quad (60)$$

Примењујући горњи израз и знајући тачности појединих давача могуће је проценити стандардне девијације мерења појединих величина у аеротунелским испитивањима. Претпоставља се да су димензије модела тачне и да је модел у нултим угловима пропињања, скретања и ваљања (укључујући дефлекције), [56].

5 РЕЗУЛТАТИ ИСПИТИВАЊА МОДЕЛА РАКЕТЕ СА СИМУЛАЦИЈОМ РАДА УВП У АЕРОТУНЕЛУ Т-35

Аеродинамички коефицијенти сила и момента у полувезаном координатном систему, чији почетак је у референтној тачки модела (слика Сл. 55), рачунати су из аеродинамичких сила и момената мерених аеровагом на основу датих израза у Прилогу, у одељцима А-6 и А-7, [62]-[65],[66].



Сл. 55. Полувезани координатни системи

Референтна тачка за свођење момента налазила се на 483 mm мерено од врха модела. Испитивање се састојало из два дела, тј. обављено је на два угла ваљања 0° , са млазницама које су орјентисане у равни скретања, и 90° , са млазницама орјентисаним у равни пропињања. Том приликом су одређивани ефекти дејстава команди у равнима пропињања и скретања, редоследно. На сликама Сл. 56 и Сл. 57 приказан је модел ракете на репном држачу модела при угловима ваљања 0° и 90° , респективно.



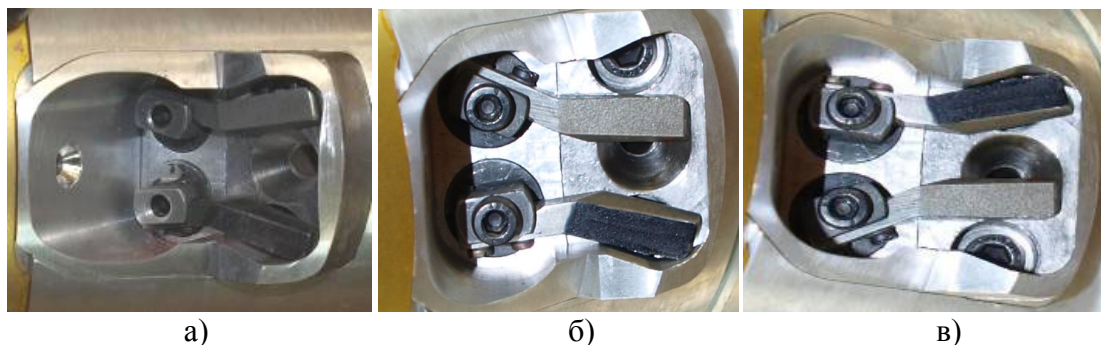
Сл. 56. Модел монтиран на репни држач – угао ваљања 0°

Модел је испитан у неколико конфигурација: без дејства рада система УВП, са дејством млаза без команди, са дејством млаза горње/десне команде уроњене у млаз и са дејством млаза доње/леве препреке уроњене у млаз.



Сл. 57. Модел монтиран на репни држач – угао ваљања 90°

Детаљ струјног простора са препрекама у све три позиције дат је на слици Сл. 58. Термини „горе” и „доле” везани су за угао ваљања 0° , док се термини „лево” и „десно” односе на угао ваљања 90° , и дефинисани су гледајући од задњег краја модела ка врху.



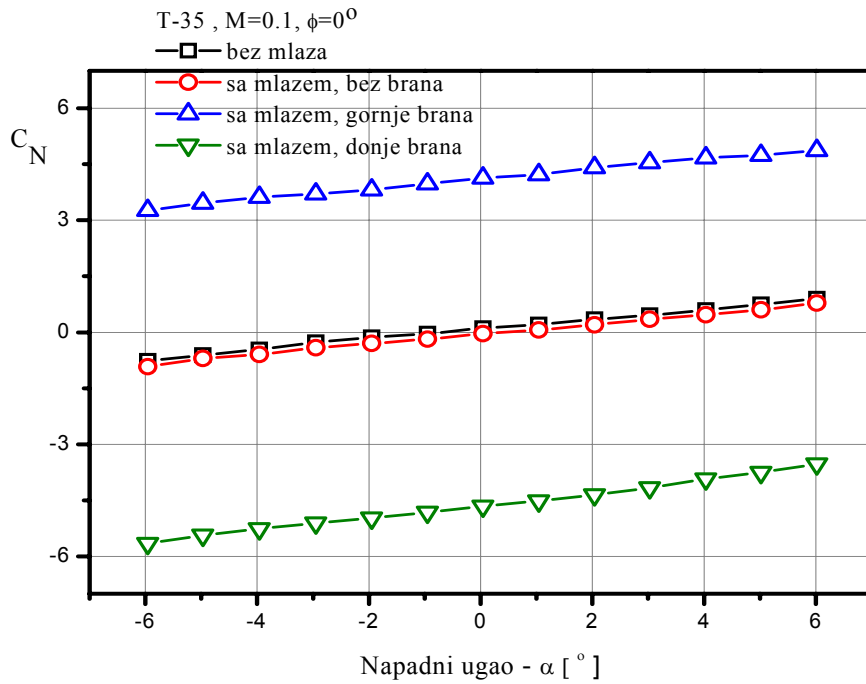
Сл. 58. Детаљ струјног простора- а) препреке ван млаза; б) горње препреке уроњене у млаз и в) доње препреке уроњене у млаз

Аеродинамичке силе и моменти на моделу, одређени су за три брзине струјања од око 33 m/s, 65 m/s и 100 m/s односно Маховим бројевима $M = 0.1$, $M = 0.2$ и $M = 0.3$ у интервалу нападних углова од -6° до $+6^\circ$, са кораком 1° и углом скретања од 0° . Аеродинамички коефицијенти добијени у испитивањима на Маховим бројевима $M=0.1$; 0.2 и 0.3, и при угловима ваљања 0° и 90° дати су у облику дијаграма на сликама од Сл. 59 до Сл. 88. Резултати истраживања дати су у функцији нападног угла.

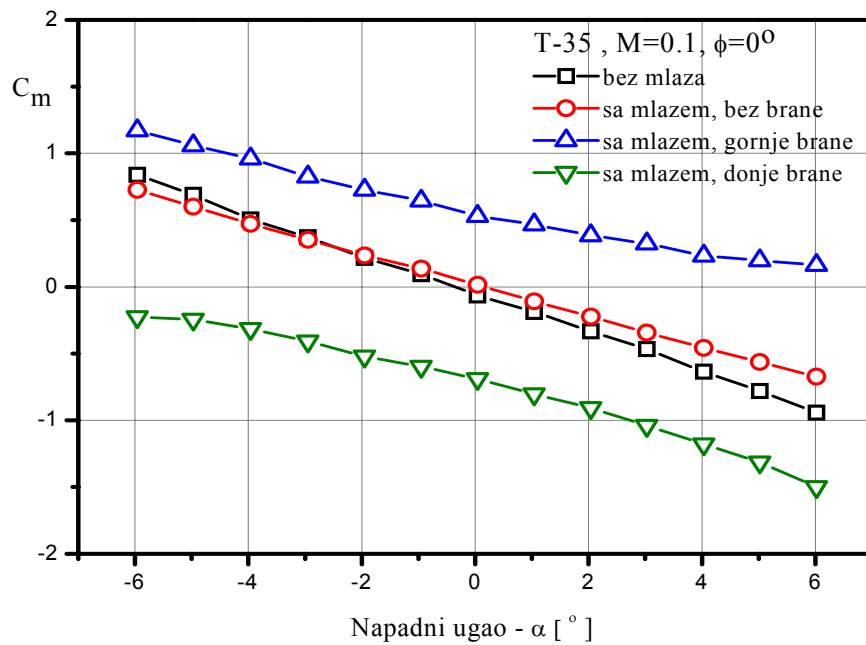
5.1 Резултати истраживања ефеката дејства команди у равни пропињања

Аеродинамички коефицијенти модела са радом система за симулацију УВП на Маховом броју $M=0.1$; 0.2 и 0.3, при углу ваљања модела 0° дати су на дијаграмима у одељку 5.1 на сликама од Сл. 59 до Сл. 73. Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.1$ дати су у одељку 5.1.1 на дијаграмима на сликама од Сл. 59 до Сл. 63. Резултати испитивања на $M=0.2$, представљени су одељку 5.1.2 на сликама од Сл. 64 до Сл. 68, а вредности аеродинамичких коефицијената на $M=0.3$ приказани су у одељку 5.1.3 на дијаграмима на сликама од Сл. 69 до Сл. 73.

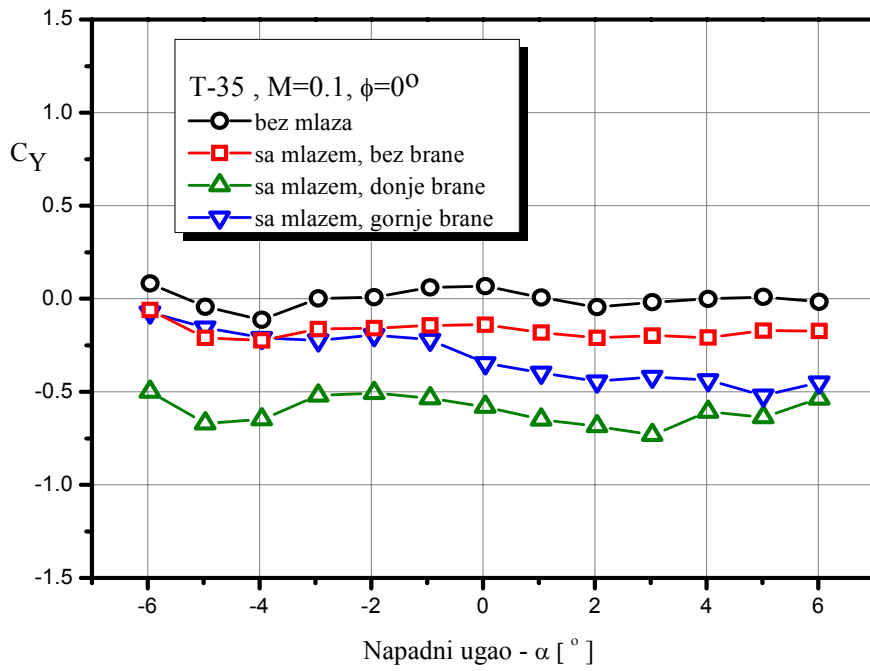
5.1.1 Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.1$



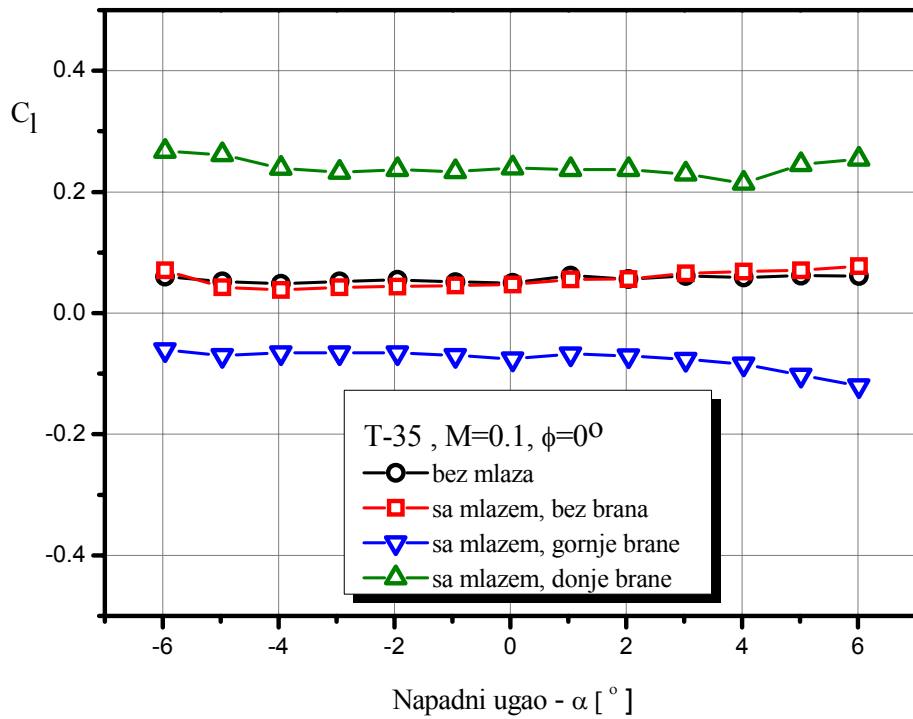
Сл. 59. Коефицијент нормалне силе, $M=0.1$, $\phi=0^\circ$



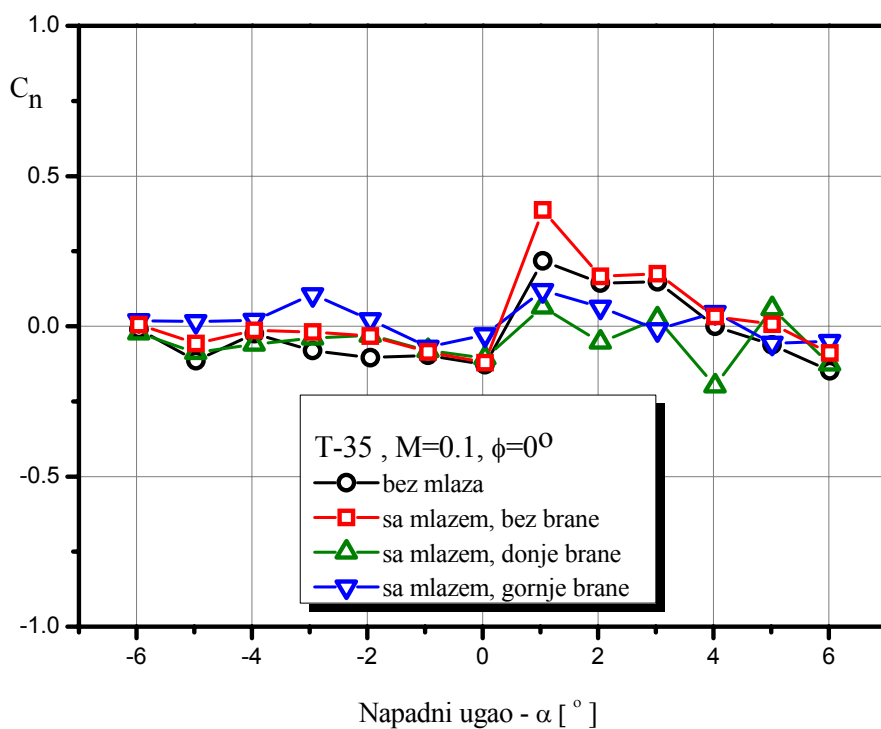
Сл. 60. Коефицијент момента пропињања, $M=0.1$, $\phi=0^\circ$



Сл. 61. Коефицијент бочне силе, $M=0.1$, $\phi=0^\circ$

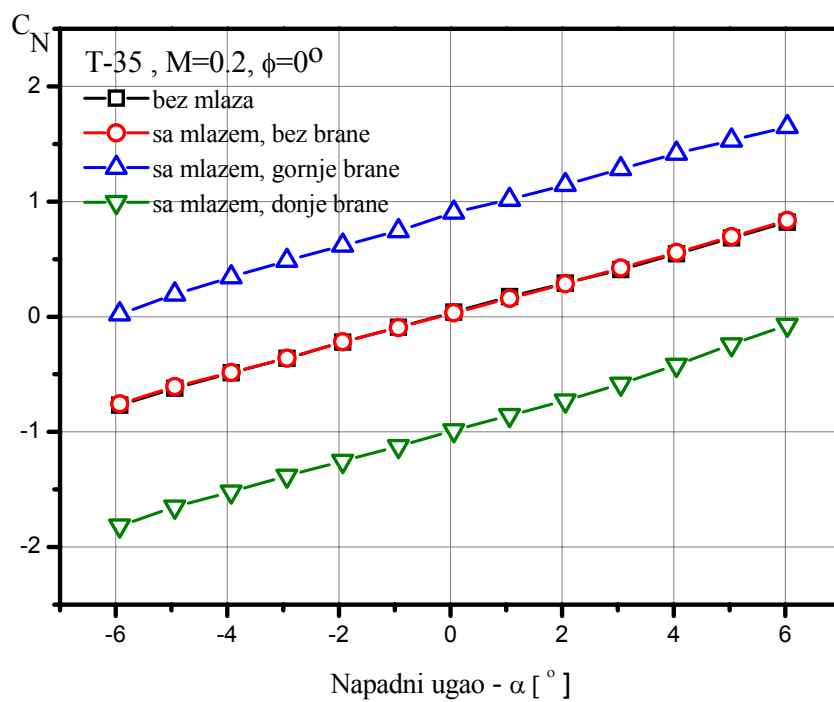


Сл. 62. Коефицијент момента ваљања, $M=0.1$, $\phi=0^\circ$

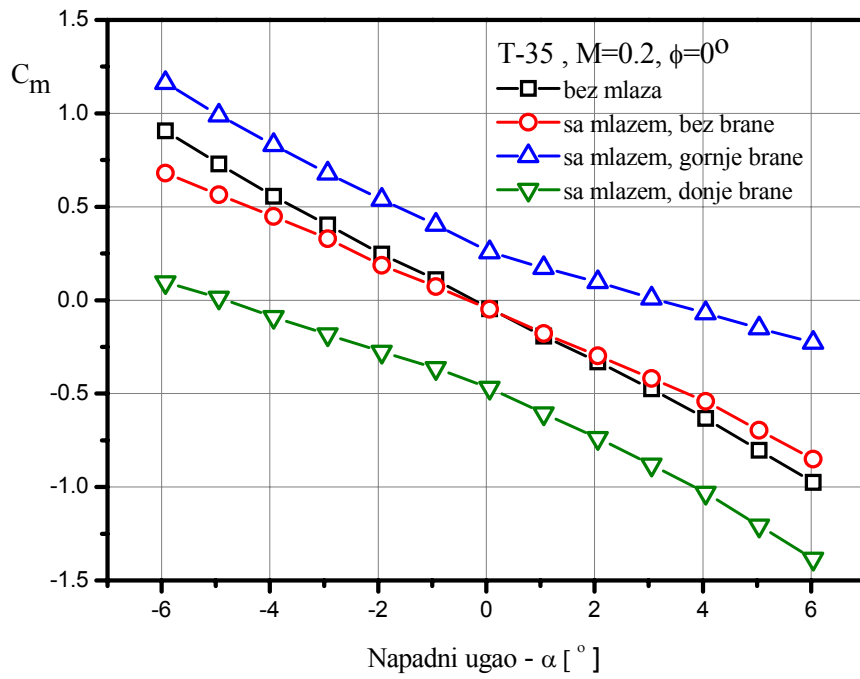


Сл. 63. Коефицијент момента скретања, $M=0.1$, $\phi=0^\circ$

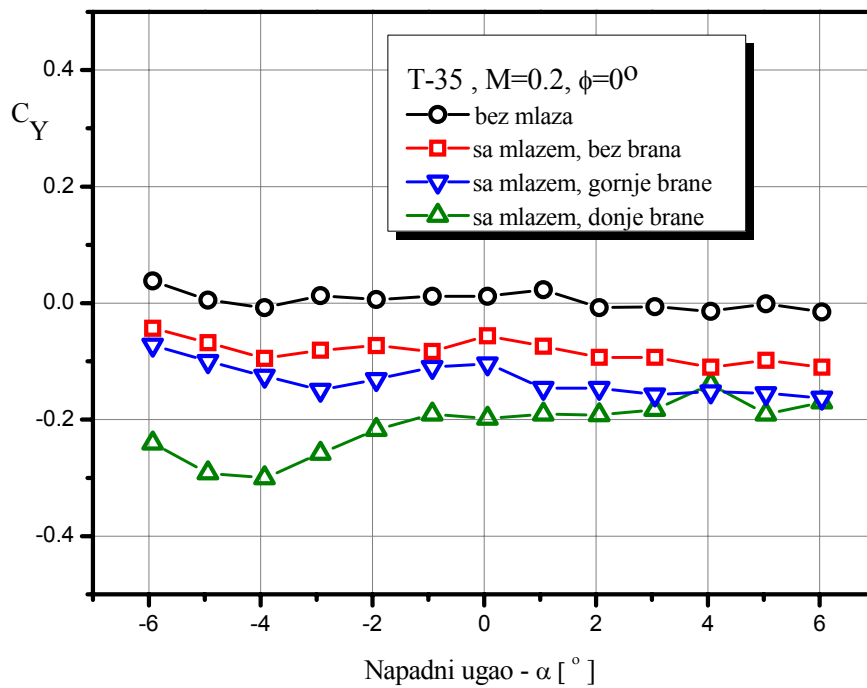
5.1.2 Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.2$



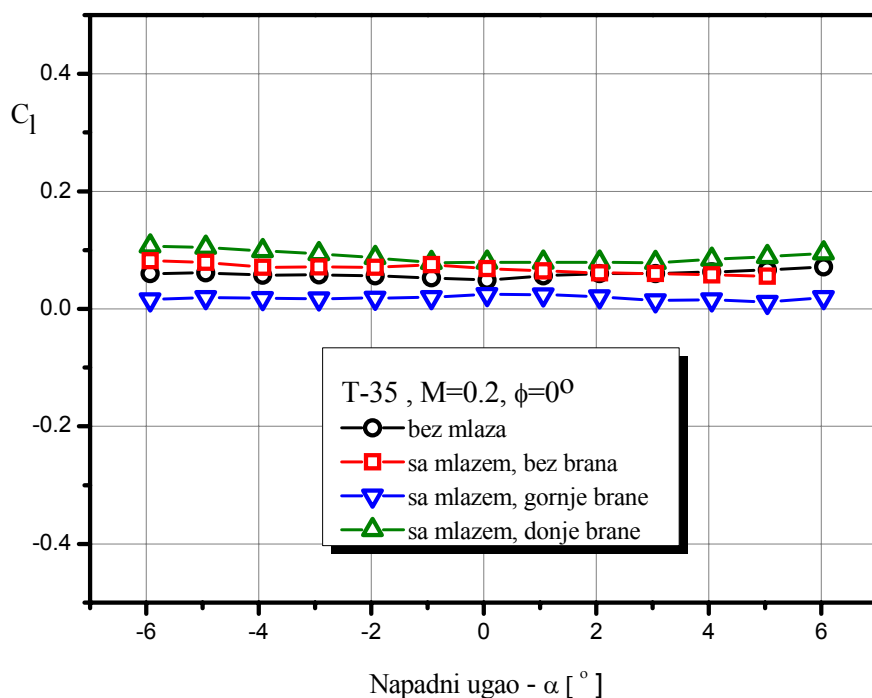
Сл. 64. Коефицијент нормалне силе, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$



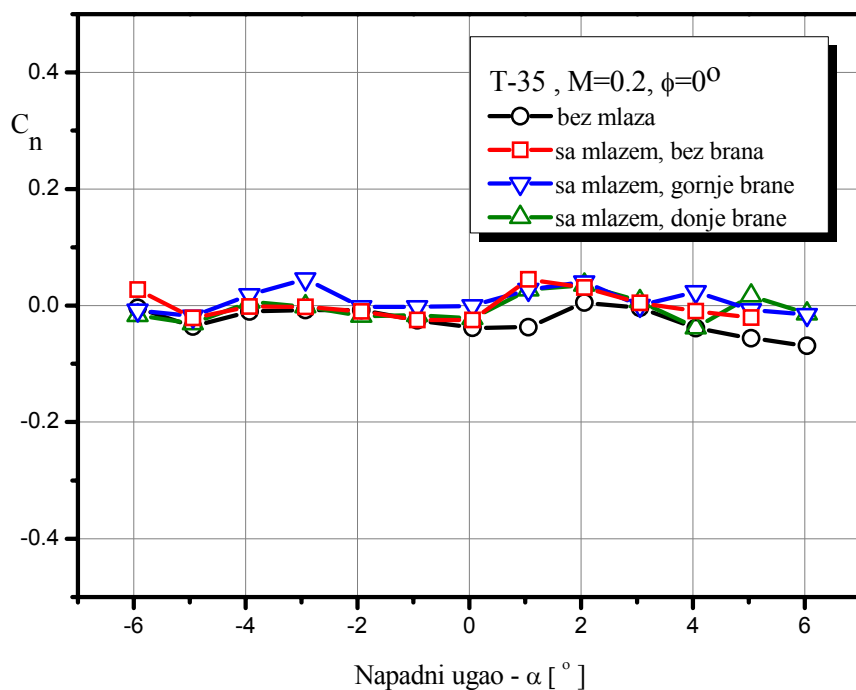
Сл. 65. Коефицијент момента пропињања, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$



Сл. 66. Коефицијент бочне силе, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$

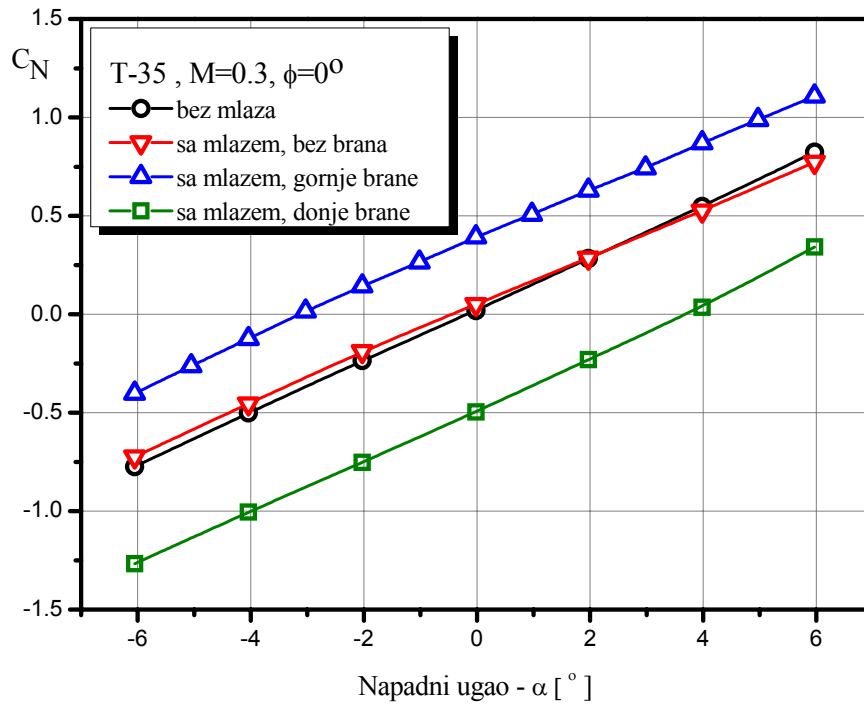


Сл. 67. Коefицијент момента ваљања, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$

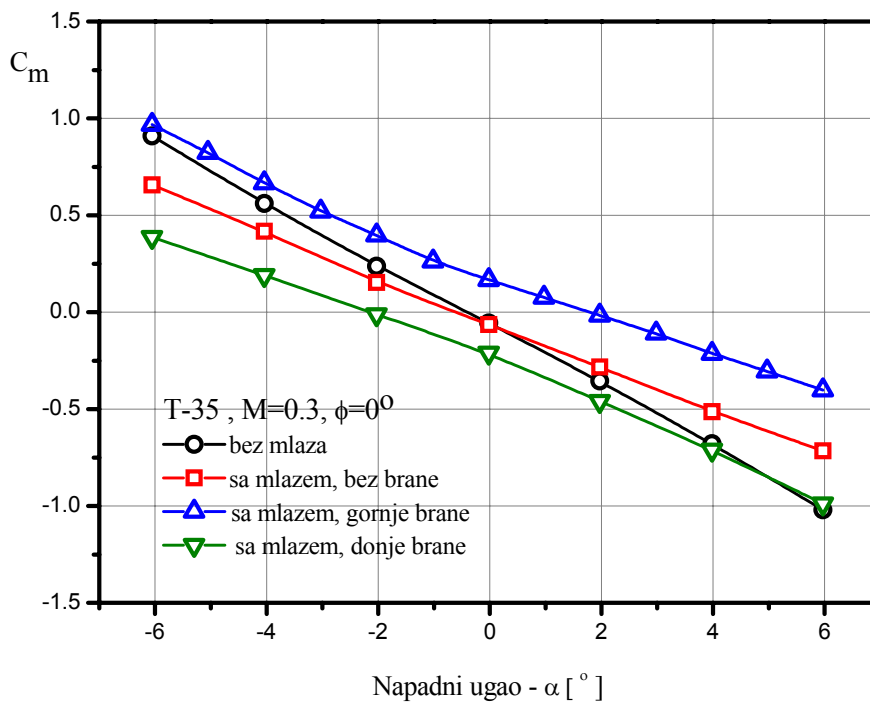


Сл. 68. Коefицијент момента скретања, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$

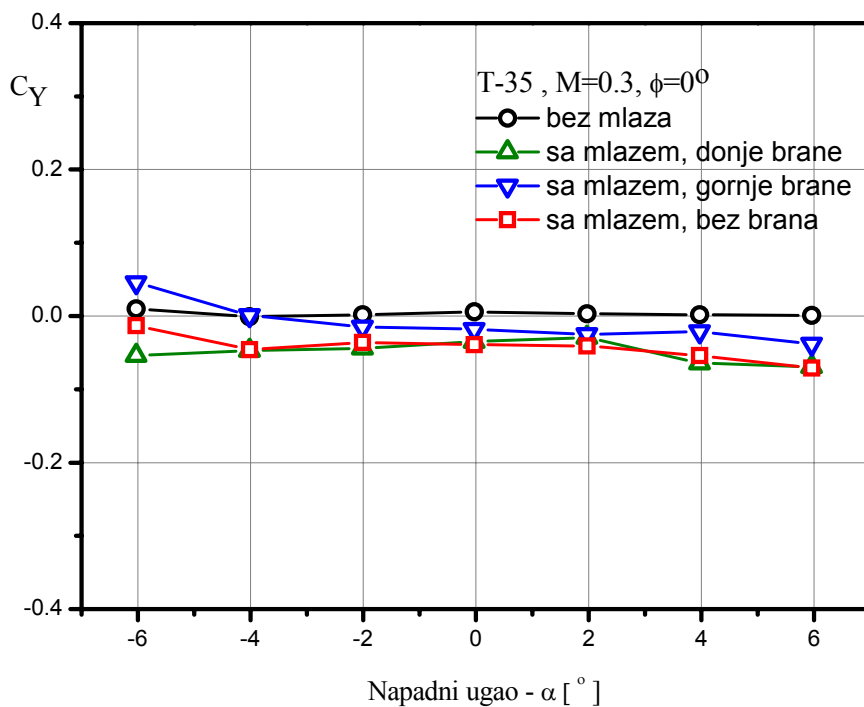
5.1.3 Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.3$



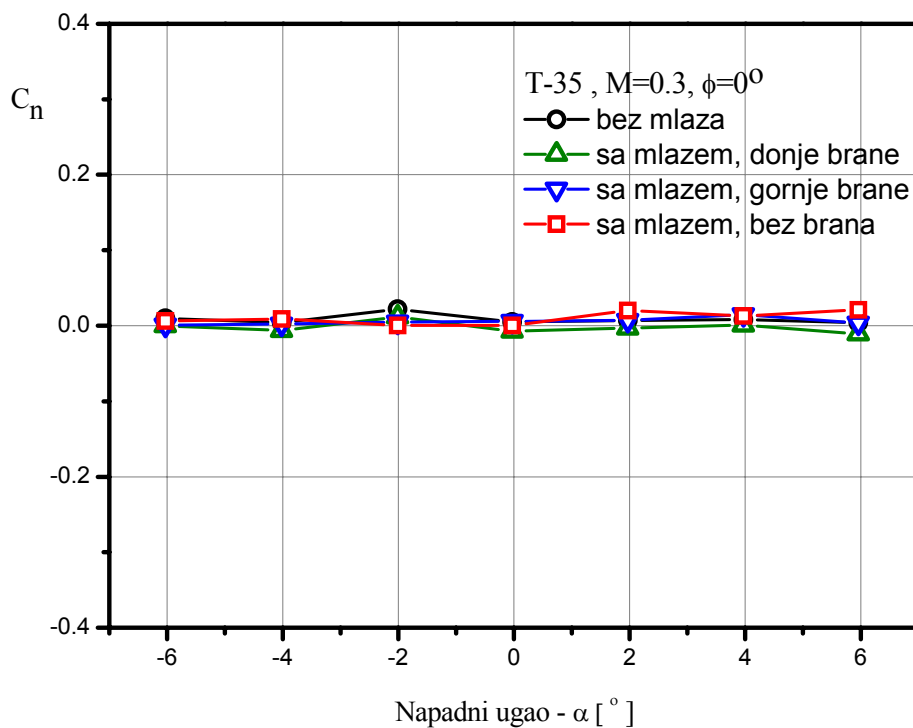
Сл. 69. Коефицијент нормалне силе, $M=0.3$, $\phi=0^\circ$



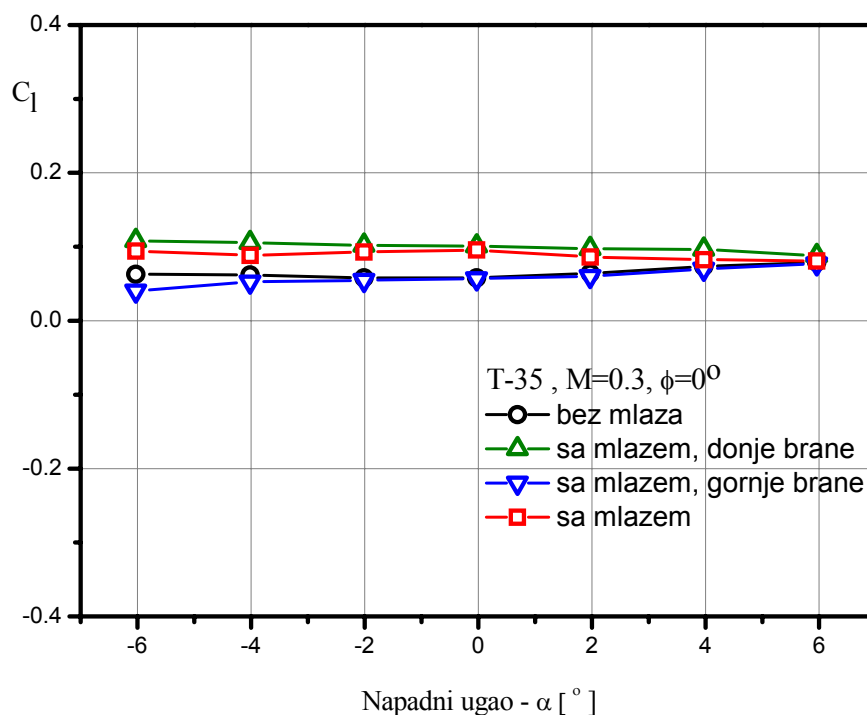
Сл. 70. Коефицијент момента пропињања, $M=0.3$, $\phi=0^\circ$



Сл. 71. Коefицијент бочне силе, $M=0.3$, $\phi=0^\circ$



Сл. 72. Коefицијент момента скретања, $M=0.3$, $\phi=0^\circ$

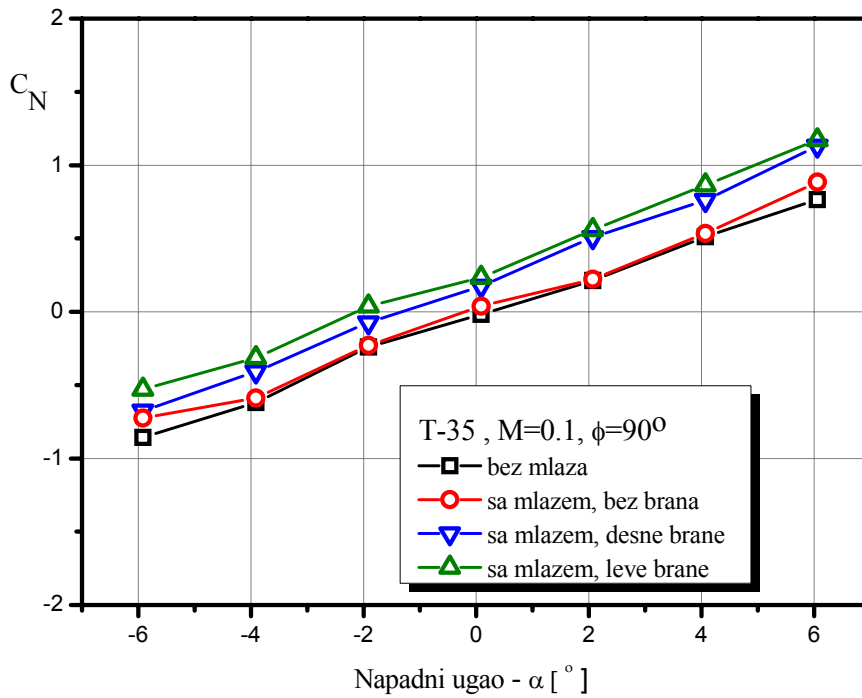
Сл. 73. Коефицијент момента ваљања, $M=0.3$, $\phi=0^\circ$

5.2 Истраживање ефеката дејства команди у равни скретања

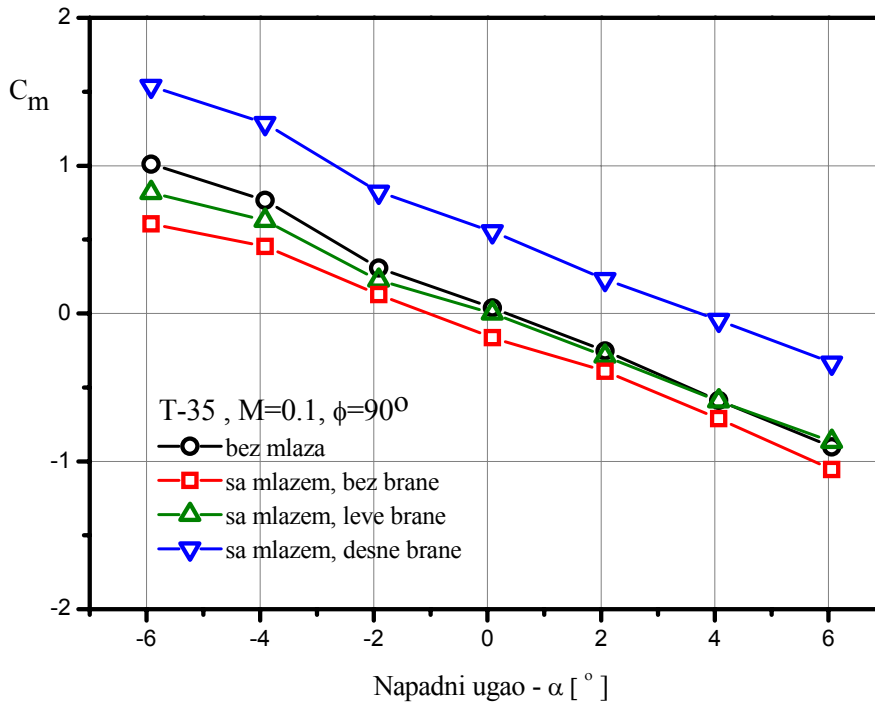
Резултати истраживања ефеката дејства команди у равни скретања на Маховим бројевима $M=0.1$; 0.2 и 0.3 , дати су одељку 5.2 сликама од Сл. 74 до Сл. 88. Испитивања на Маховом броју $M=0.1$ са млазницима орјентисаним у равни пропињања, тј. углом ваљања 90° дати су у одељку 5.2.1 на дијаграмима зависности аеродинамичких коефицијената у функцији нападног угла на сликама од Сл. 74 до до Сл. 78.

Аеродинамички коефицијенти модела на Маховом броју $M=0.2$, и углу ваљања модела 90° дати су на дијаграмима у одељку 5.2.2 на сликама од Сл. 79 до Сл. 83. Експериментални резултати мерења на $M=0.3$ и углу ваљања 90° дати су на дијаграмима одељку 5.2.3 на сликама од Сл. 84 до Сл. 88.

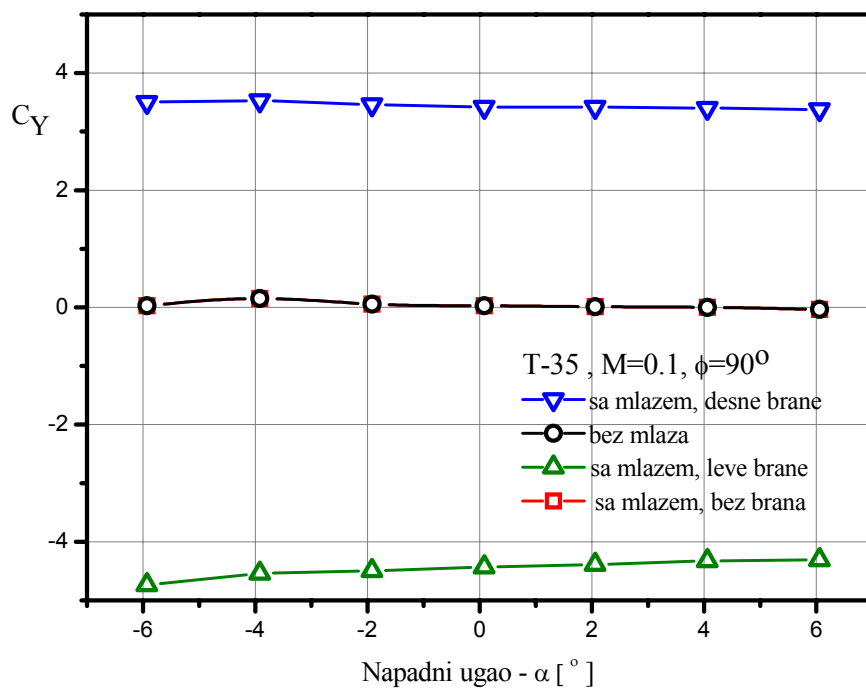
5.2.1 Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.1$



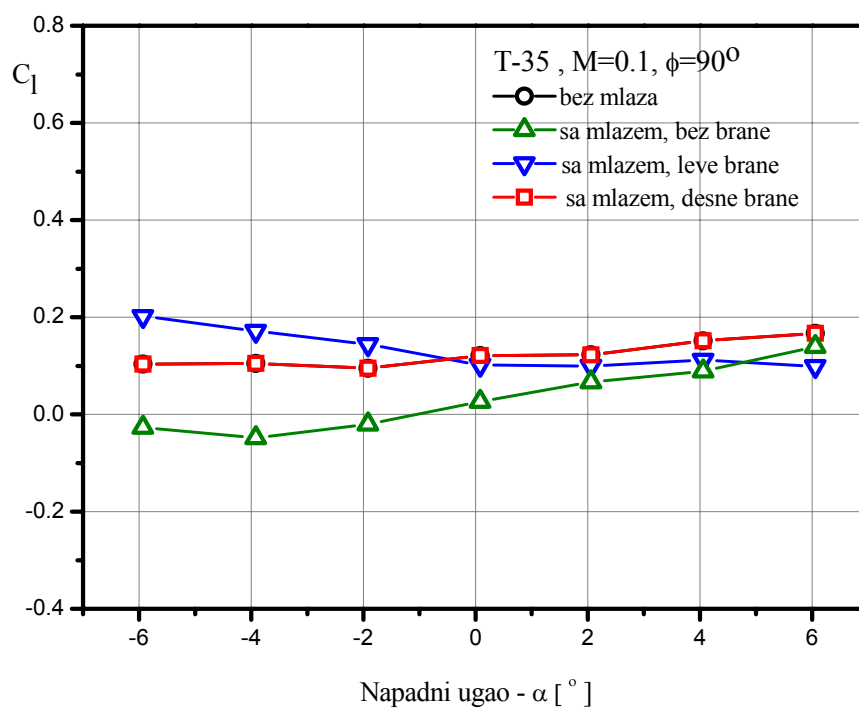
Сл. 74. Коефицијент нормалне силе, $M=0.1$, $\phi=90^\circ$



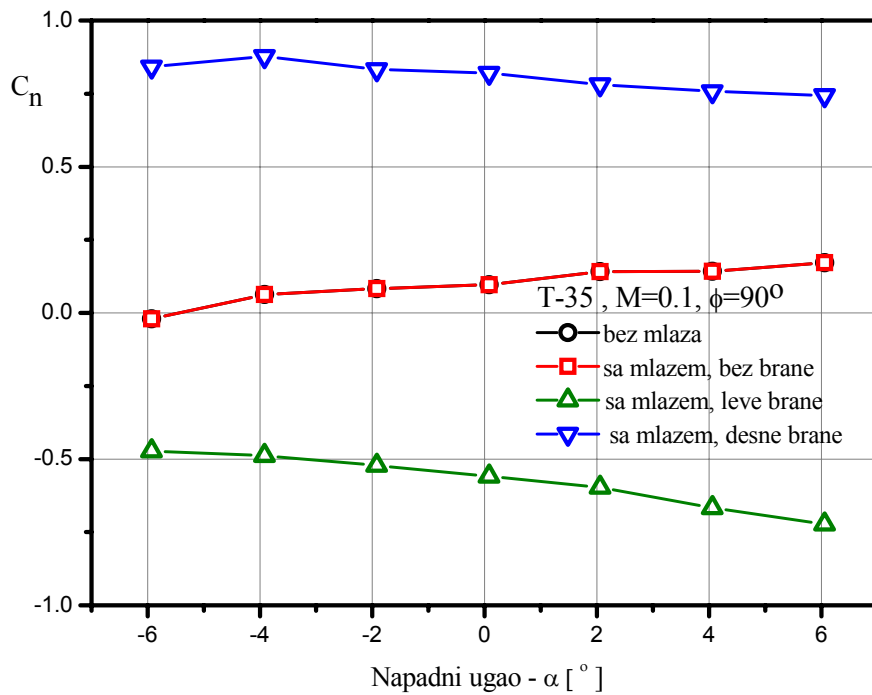
Сл. 75. Коефицијент момента пропињања, $M=0.1$, $\phi=90^\circ$



Сл. 76. Коефицијент бочне силе, $M=0.1$, $\phi=90^\circ$

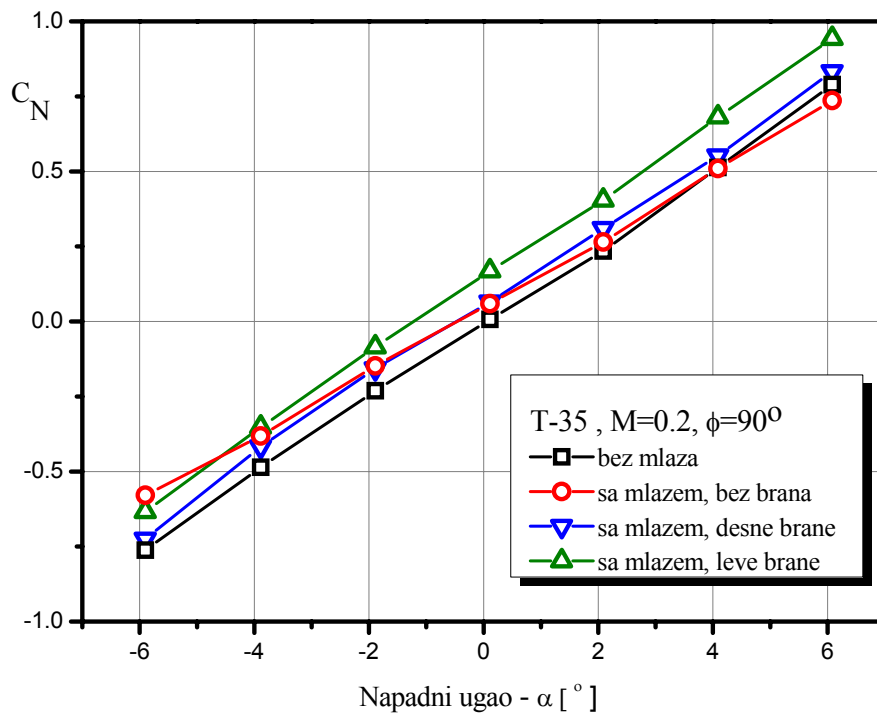


Сл. 77. Коефицијент момента ваљања, $M=0.1$, $\phi=90^\circ$

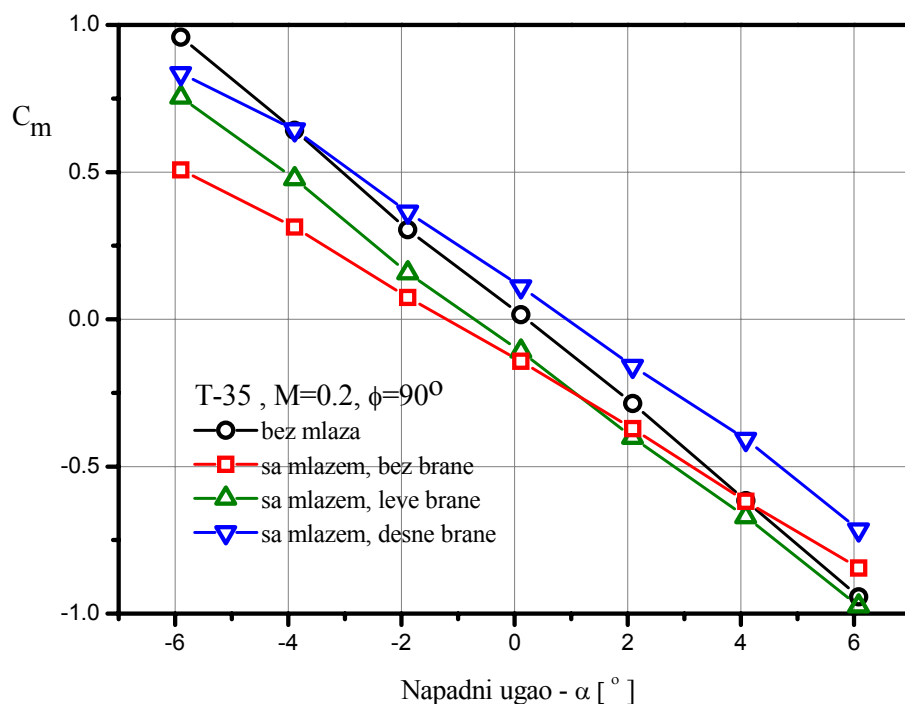


Сл. 78. Коефицијент момента скретања, M=0.1, $\phi=90^\circ$

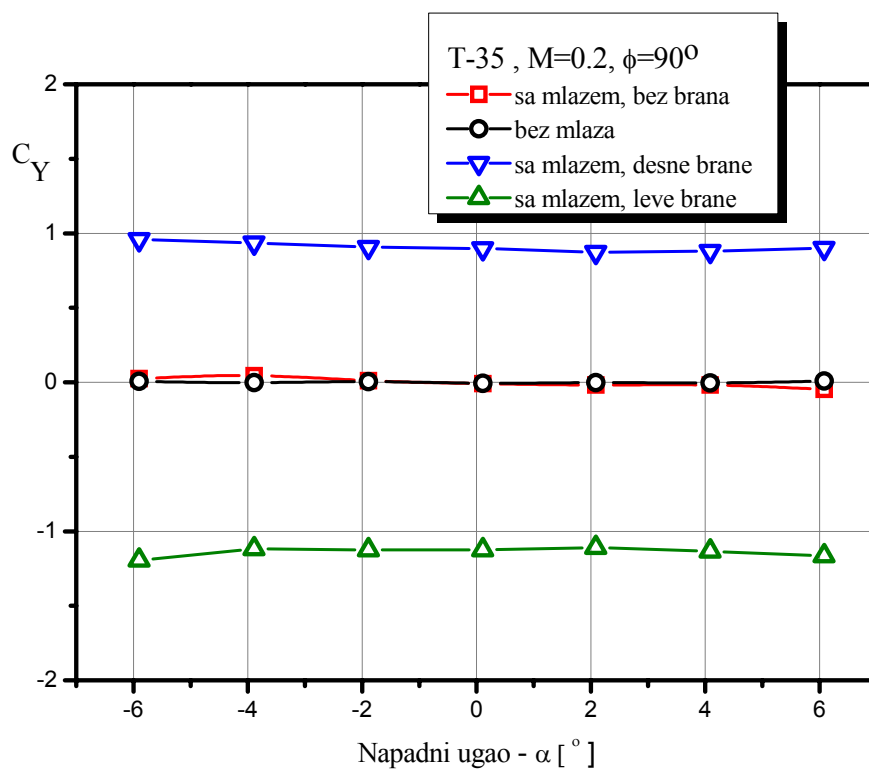
5.2.2 Резултати истраживања на Маховом броју M=0.2



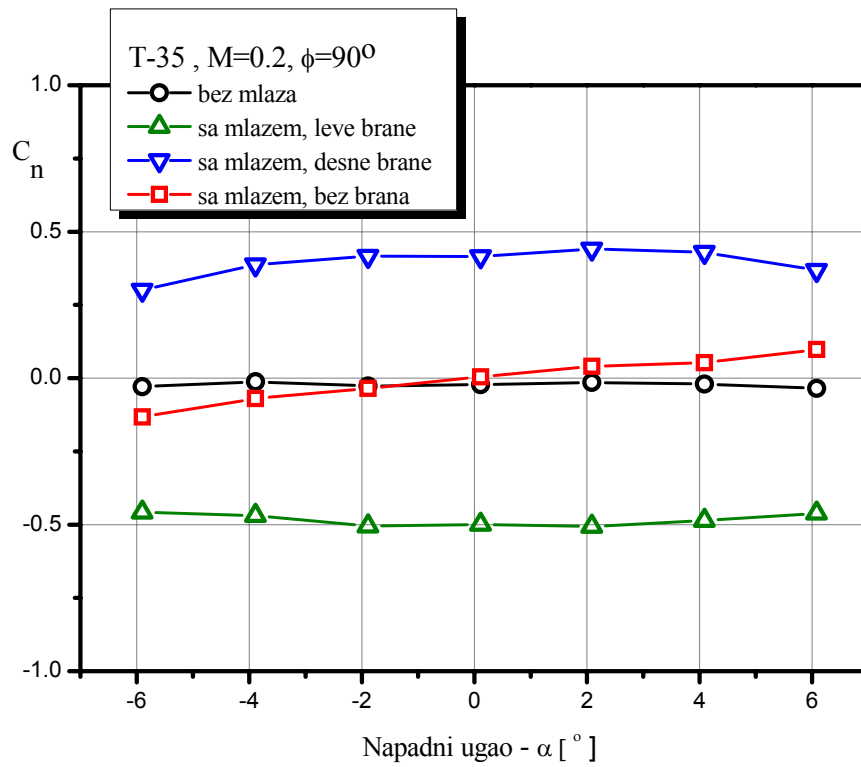
Сл. 79. Коефицијент нормалне силе, M=0.2, $\phi=90^\circ$



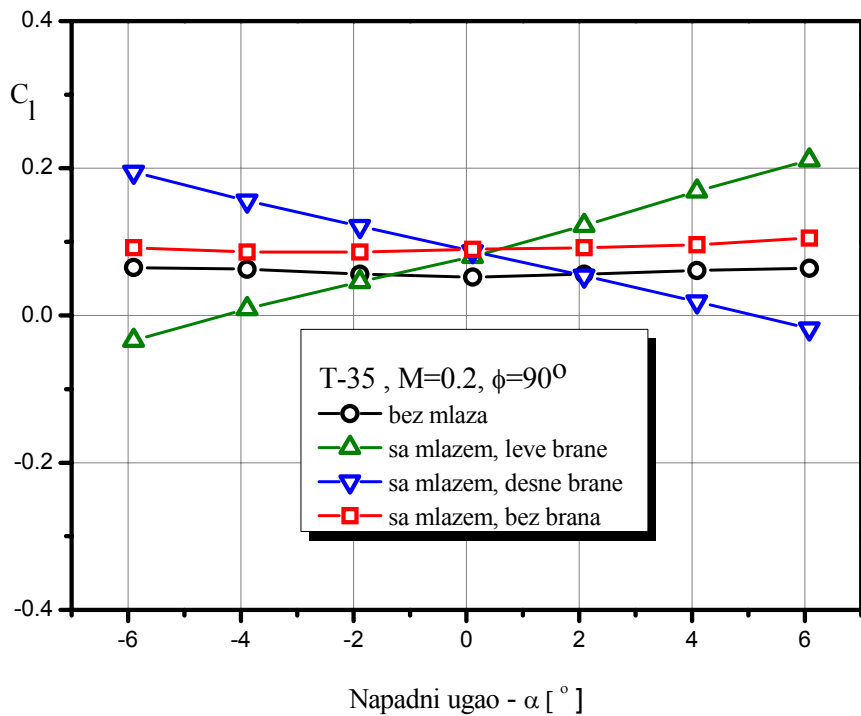
Сл. 80. Коефицијент момента пропињања, $M=0.2$, $\phi=90^\circ$



Сл. 81. Коефицијент бочне силе, $M=0.2$, $\phi=90^\circ$

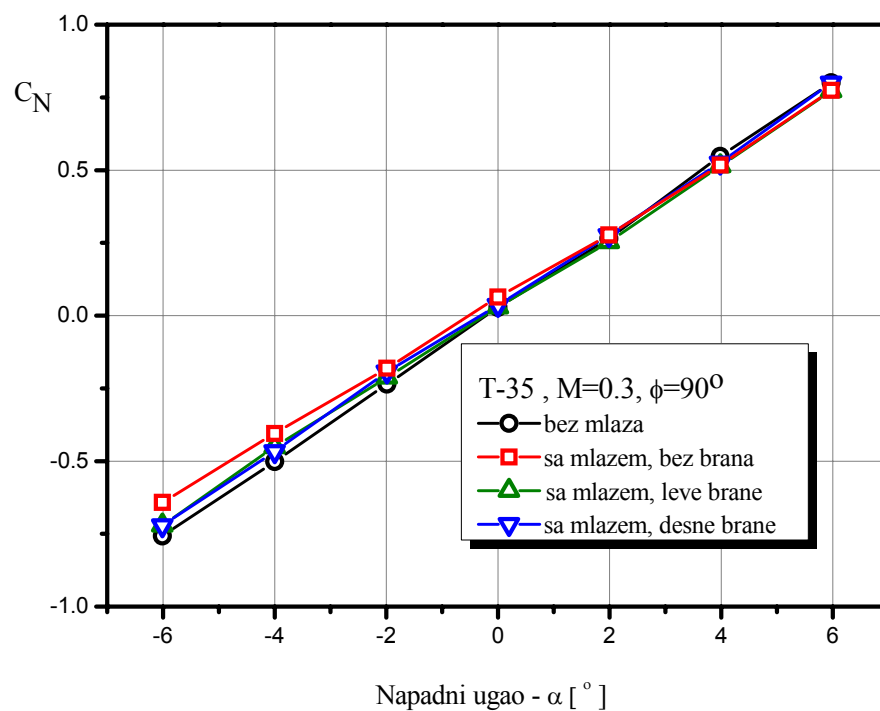


Сл. 82. Коефицијент момента скретања, $M=0.2$, $\phi=90^\circ$

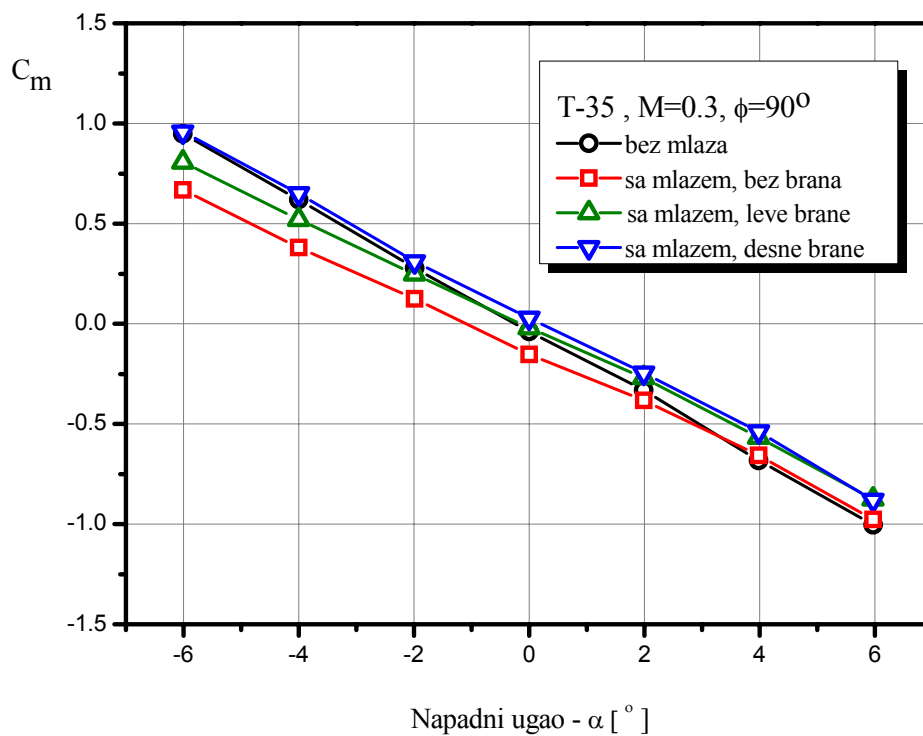


Сл. 83. Коефицијент момента ваљања, $M=0.2$, $\phi=90^\circ$

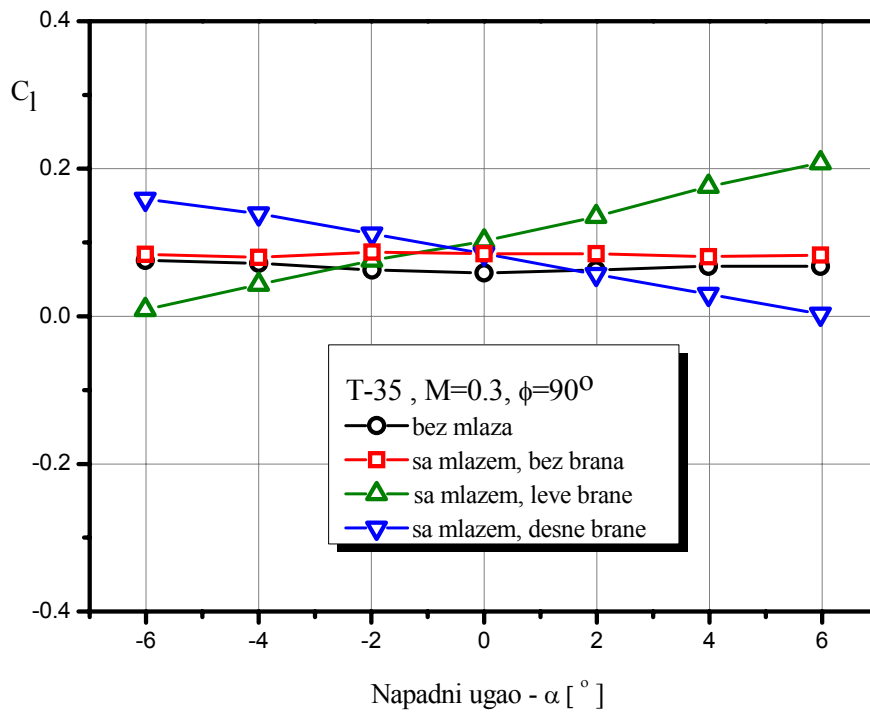
5.2.3 Резултати истраживања на Маховом броју $M=0.3$



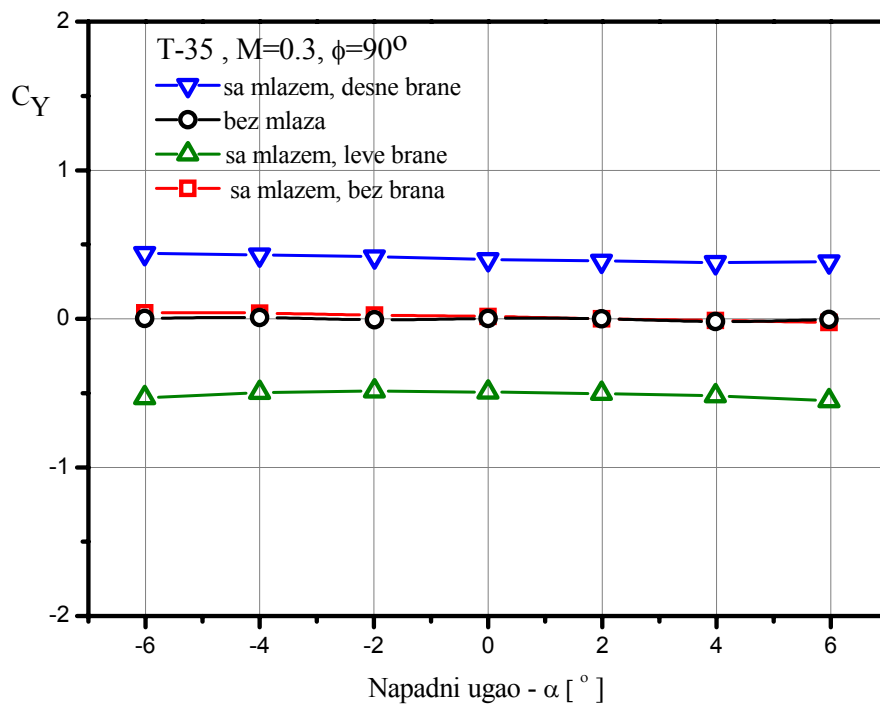
Сл. 84. Коефицијент нормалне силе, $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



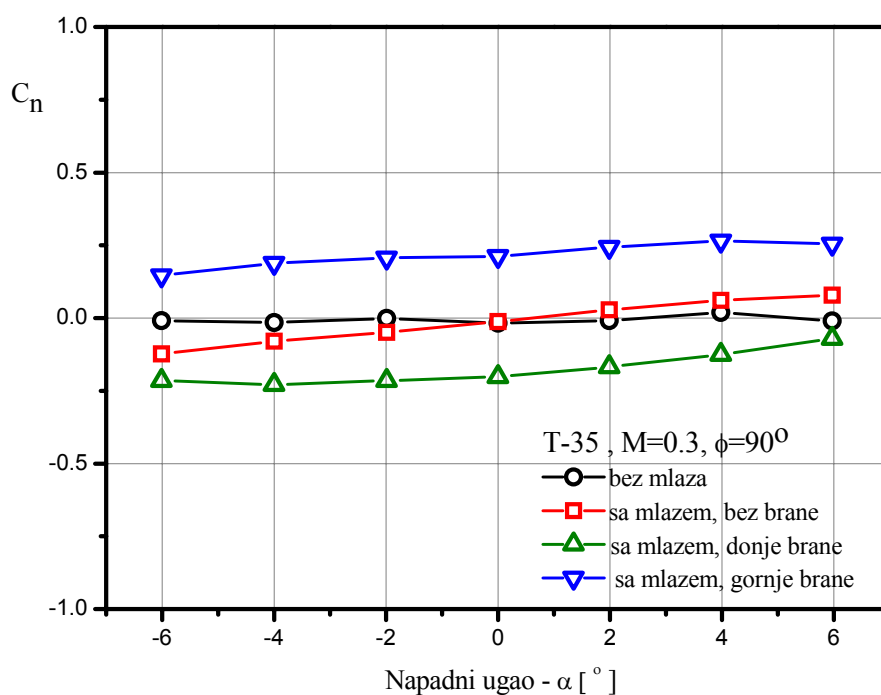
Сл. 85. Коефицијент момента пропињања, $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



Сл. 86. Коефицијент момента ваљања, $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



Сл. 87. Коефицијент бочне силе, $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



Сл. 88. Коефицијент момента скретања, $M=0.3$, $\phi=90^\circ$

5.3 Дискусија резултата истраживања

5.3.1 Општа оцена

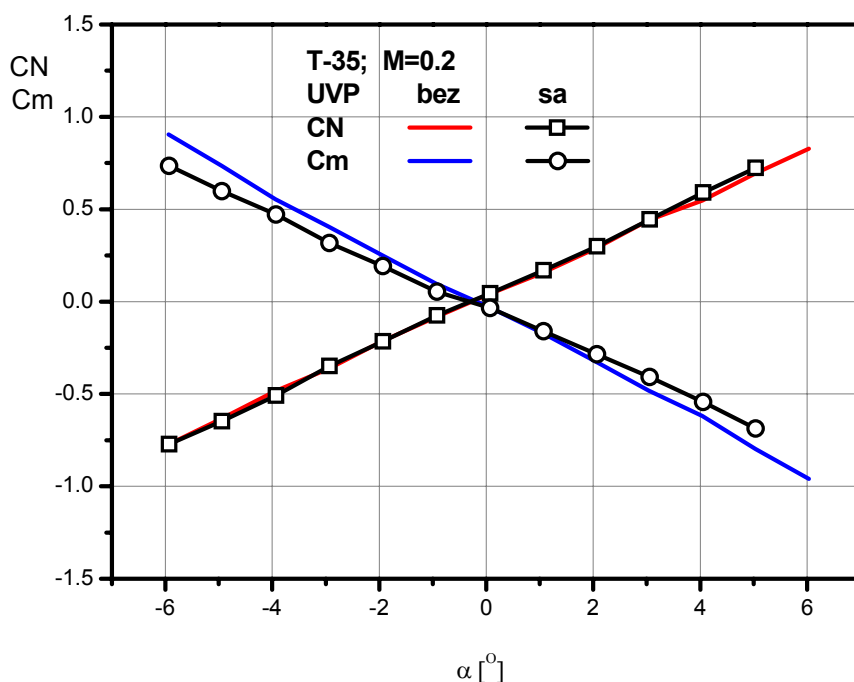
Резултати истраживања утицаја млаза у аеротунелу Т-35 показују значајне утицаје млаза на летне карактеристике.

Највећи ефекти утицаја млаза на резултате мерења уочавају се на мањим Маховим бројевима. Потврђено је да дефлектујући млаз изазива промену разлике притисака на задњем делу модела ракете, мењајући аеродинамичку силу на крилној секцији, а тиме и момент пропињања. Такође, млаз мења и градијент притиска на задњем делу модела.

Генерално говорећи, градијент коефицијента момента пропињања је мањи за 15% до 40% од вредности коефицијента момента када се не узима утицај млаза. Разлика вредности коефицијента момента у испитивањима са и без издувавања кроз млазнице зависи од Маховог броја и конфигурације модела.

На слици Сл. 89 приказани су аеродинамички коефицијенти из два упоредна испитивања на Маховом броју $M = 0.2$ без издувавања и са издувавањем

при масеном протоку у инсталацији од око 0.3 kg/s. У том случају бране (интерцептори) нису биле уроњене у млаз.



Сл. 89. Аеродинамички коефицијенти без и са радом УВП, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$

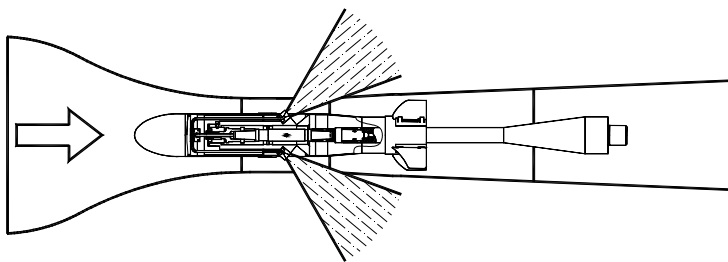
Јасно се уочава да је градијент криве момента пропињања модела са издувавањем мањи, и то у конкретном случају за 16,58%, од вредности градијента момента пропињања без издувавања.

Разлика коефицијента момента пропињања је још већа у случајевима када су бране уроњене у млаз, односно када се вођење ракете врши управљањем вектора потиска.

5.3.2 Утицај рада система УВП на аеродинамичке карактеристике

Утицај рада система УВП на аеродинамичке коефицијенте одређен је кроз три мерења у аеротунелу. У првом мерењу одређени су аеродинамички коефицијенти са радом бочних млазева у току рада аеротунела, а вредност истих дата је изразом (61), слика Сл. 90.

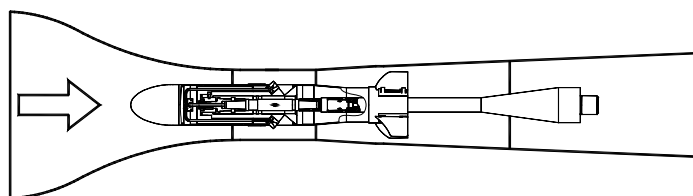
$$C_{1j} = C_{j_AT+UVP} + C_{j_AT} + C_{j_UVP \dots j=N,m,Y,n,l} \quad (61)$$



Сл. 90. Аеродинамички коефицијенти са радом аеротунела и радом УВП

Аеродинамички коефицијенти модела без рада система за симулацију млаза одређени су у другом мерењу током рада аеротунела, слика Сл. 91.

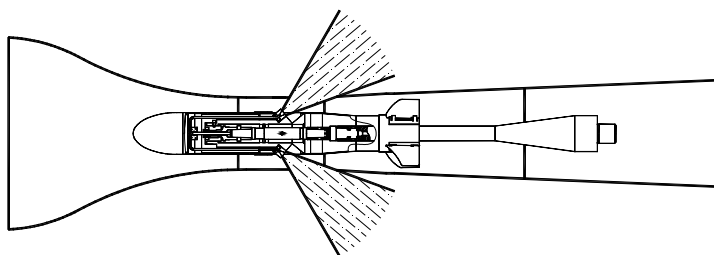
$$C_{2j} = C_{j_AT}, \dots, j=N, m, Y, n, l \tag{62}$$



Сл. 91. Аеродинамички коефицијенти са радом аеротунела без рада УВП

Допринос млаза на аеродинамичке карактеристике одређен је у трећем мерењу без рад аеротунела, према слици Сл. 92.

$$C_{3j} = C_{j_UVP}, \dots, j=N, m, Y, n, l \tag{63}$$



Сл. 92. Аеродинамички коефицијенти без рада аеротунела и са радом УВП

Коначно, утицај млаза на поједине аеродинамичке коефицијенте одређен је из следећег израза:

$$\Delta C_j = C_{1j} - C_{2j} - C_{3j}, \dots, j=N, m, Y, n, l \tag{64}$$

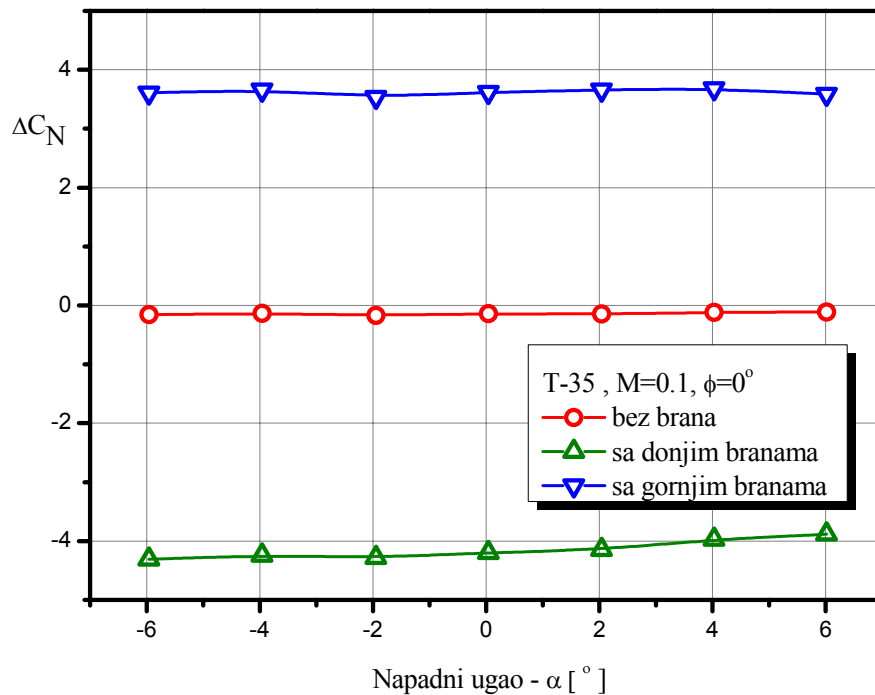
Утицај рада система за УВП на Маховим бројевима 0.1; 0.2; и 0.3 дат је на дијаграмима на сликама од Сл. 93 до Сл. 112.

Утицај млаза на коефицијенте бочне силе, момента скретања и момента ваљања при углу ваљања 0° занемарљив је и није разматран. Наиме у овом случају положај млазница је у равни скретања, док се током командовања млаз скреће у равни пропињања, чиме има највеће дејство на нормалну силу и момент пропињања. Приликом теста са млазем без команди млазеви су симетрични тако да се утицај истог на аеродинамичке коефицијенте бочне силе и момента скретања може занемарити. Утицај млаза на момент ваљања, генерално гледано, сличан је као и утицај при углу ваљања од 90° , па је његова анализа обављена при поменутом случају испитивања.

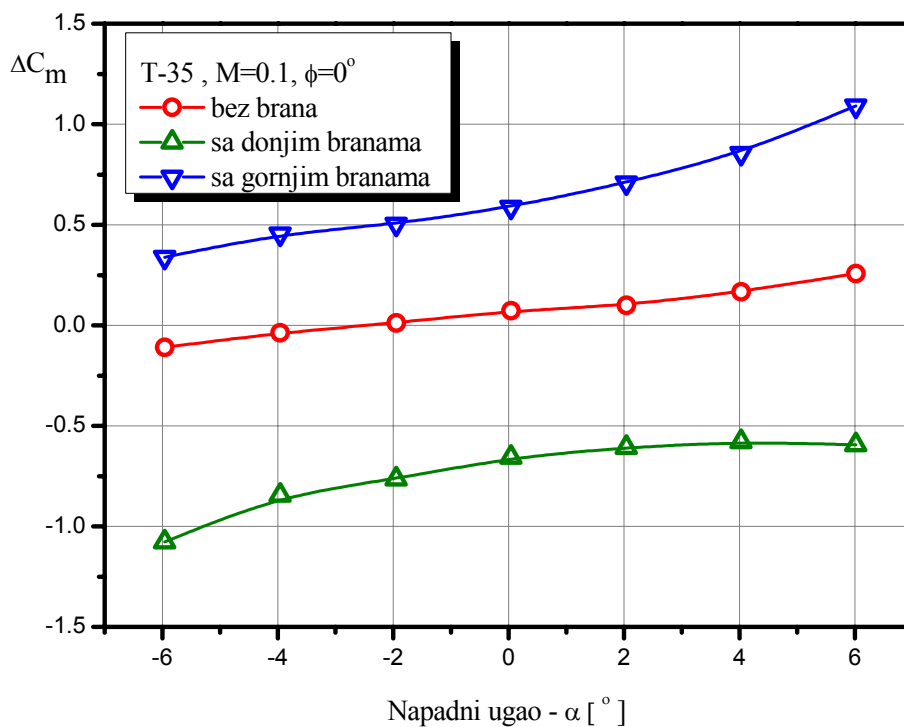
Испитивања са углом ваљања од 90° сасвим су интересантна за анализу са аспекта утицаја млаза на све аеродинамичке коефицијенте из разлога специфичног односа положаја млазница и равни кретања модела по нападном углу током поларе. Наиме, у овом случају млазнице и равни кретања су у истој равни, равни пропињања. Командовањем препрекама млаз се скреће у равни скретања, што има одговарајуће репрекусије на бочну силу и момент скретања.

5.3.2.1 Утицај рада УВП на $M=0.1$

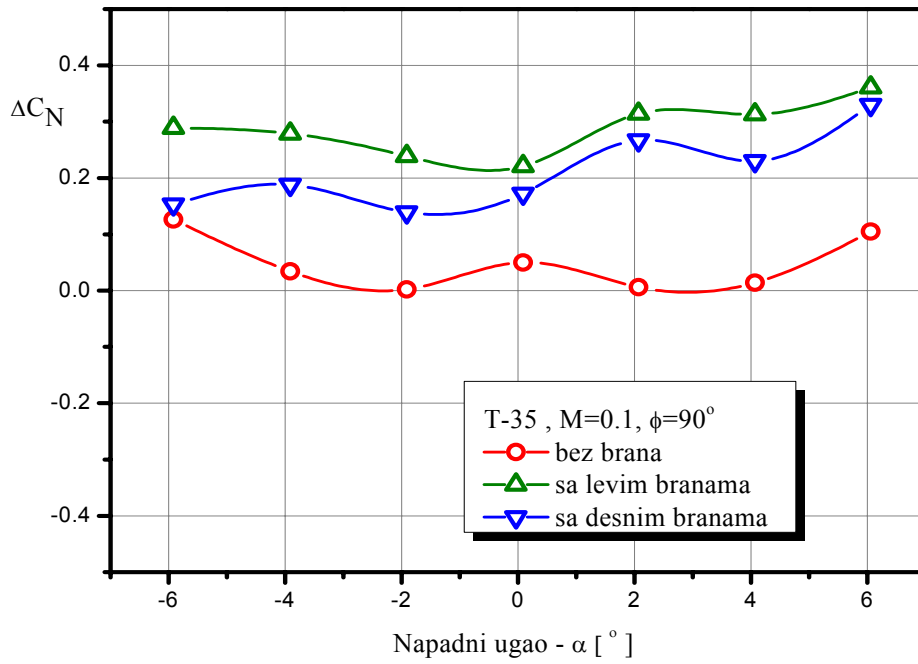
Утицај рада система УВП и бочних млазева на аеродинамичке коефицијенте нормалне силе и момента пропињања на Маховом броју $M=0.1$ и на углу ваљања 0° дат је на сликама Сл. 93 и Сл. 94, редоследно. Утицај дејства бочних млазева на аеродинамичке коефицијенте на Маховом броју $M=0.1$ и на углу ваљања 90° дат је на дијаграмима на сликама од Сл. 95 до Сл. 99. Током испитивања при овим условима млазнице су орјентисане у равни пропињања, а њиховим отклањањем млаз се усмерава у равни скретања.



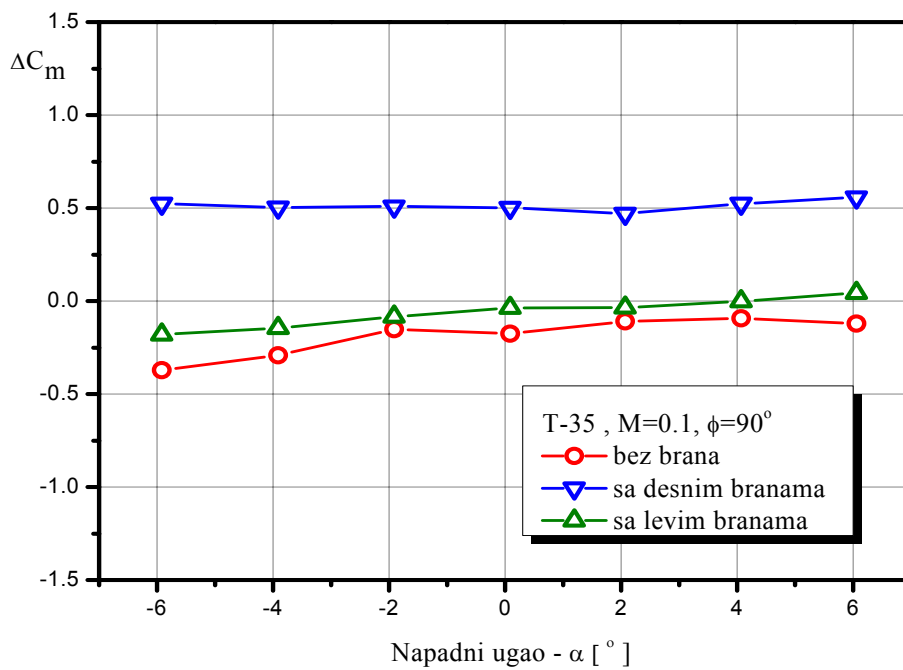
Сл. 93. Утицај рада УВП на C_N , $M=0.1$, $\phi=0^\circ$



Сл. 94. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.1$, $\phi=0^\circ$

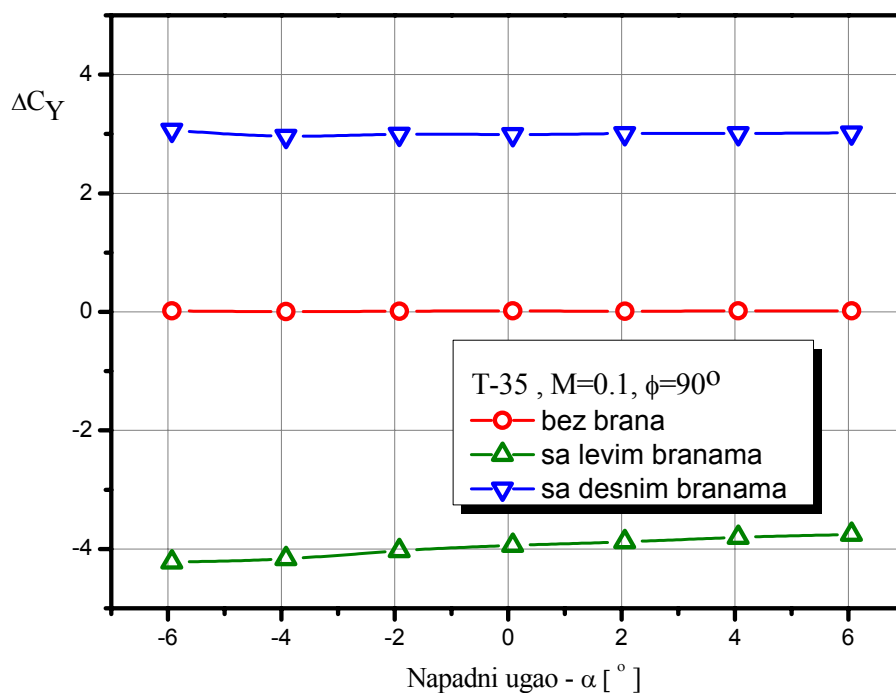


Сл. 95. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.1$, $\phi=90^\circ$

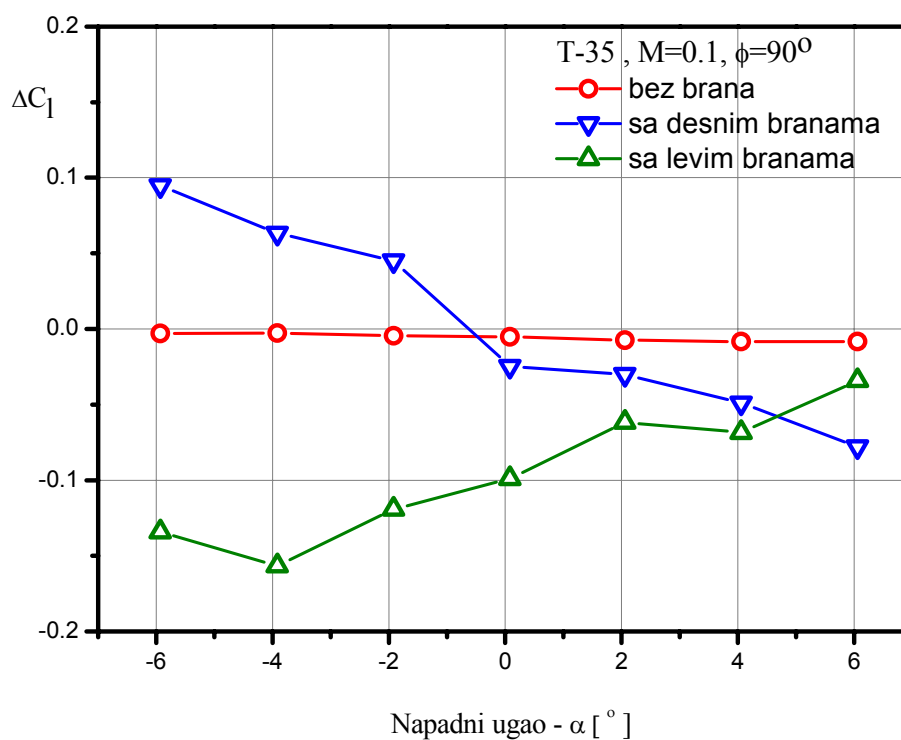


Сл. 96. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.1$, $\phi=90^\circ$

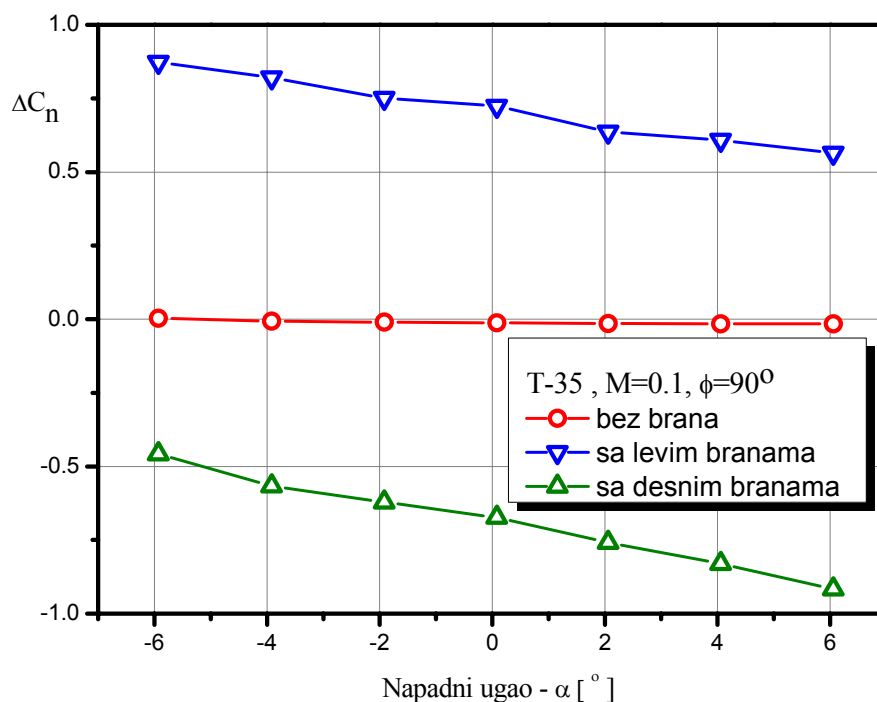
У случају када препреке нису урођене млаз делује у равни кретања модела и његов ефекат одражава се само на нормалну силу и момент пропињања. Током командовања, урањања препрека, ефекат млаза се осећа у свим равнима.



Сл. 97. Утицај рада УВП на C_Y , $M=0.1$, $\phi=90^\circ$



Сл. 98. Утицај рада УВП на C_L , $M=0.1$, $\phi=90^\circ$

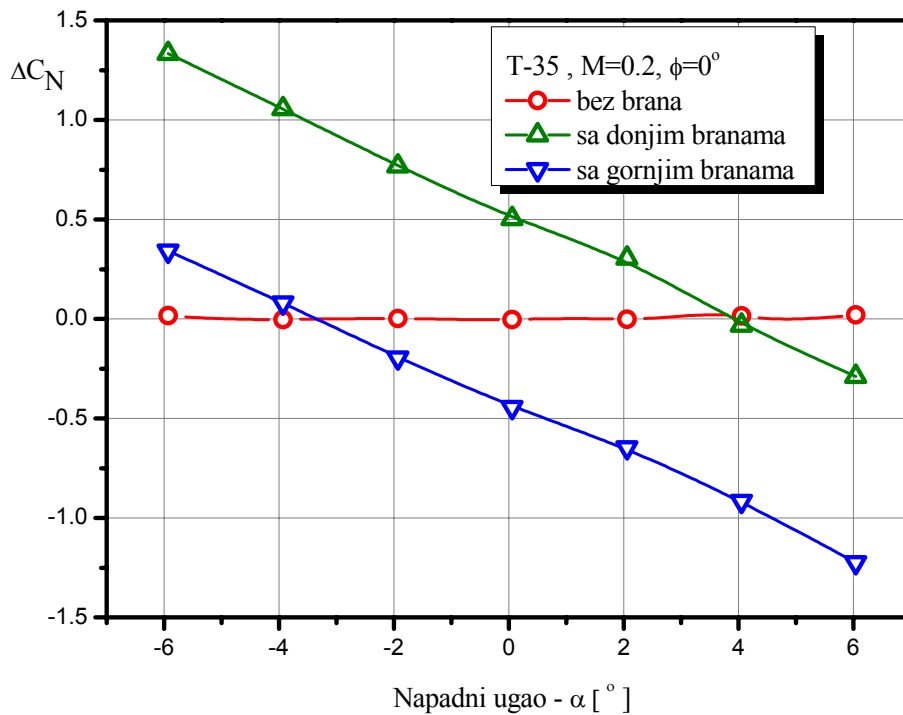


Сл. 99. Утицај рада УВП на C_n , $M=0.1$, $\phi=90^\circ$

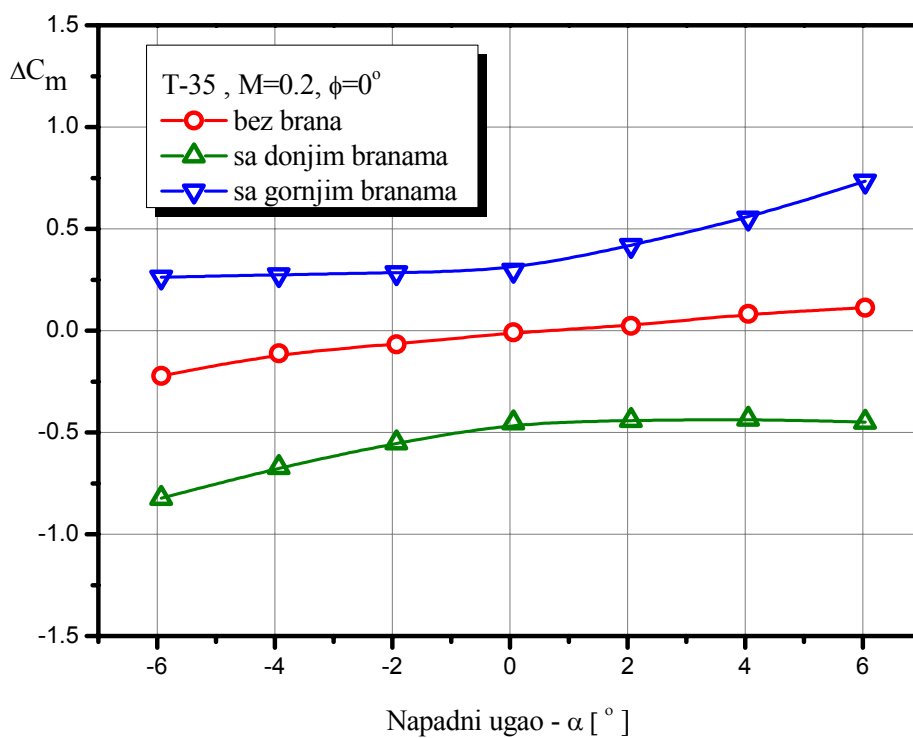
5.3.2.2 Утицај рада УВП на $M=0.2$

Ефекат дејства рада система за УВП при непоремећеној брзини струјања $M=0.2$ приказан је на дијаграмима на сликама Сл. 100 и Сл. 101, при углу ваљања 0° , и на сликама од Сл. 102 до Сл. 106, на углу ваљања модела 90° . Генерално говорећи, уочава се да је ефекат дејства млаза на аеродинамичке карактеристике знатно мањи него у испитивању на Маховом броју $M=0.1$. При углу ваљања 0° ефекат на аеродинамичке коефицијенте бочне силе, момента скретања и момента ваљања је практично занемарљив. Ефекат на нормалну силу у случају када бране нису уроњене у млаз је јако мали, док у случајевима командовања показује значајан утицај.

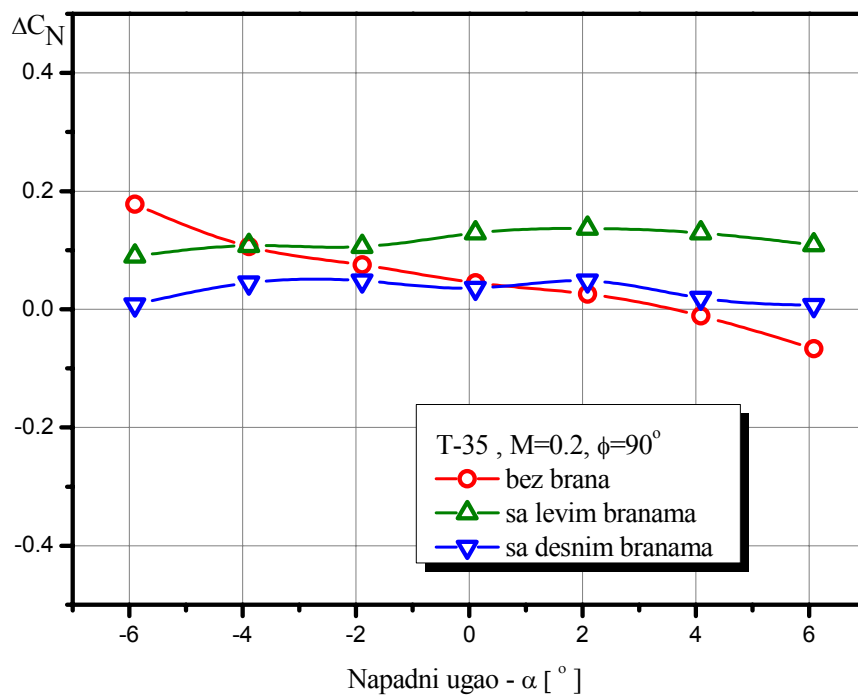
Утицај рада инсталације за симулацију рада система за управљање вектором потиска на аеродинамичке карактеристике модела ракете на Маховом броју $M=0.2$ и на углу ваљања 90° дат је на дијаграмима на сликама од Сл. 102 до Сл. 106.



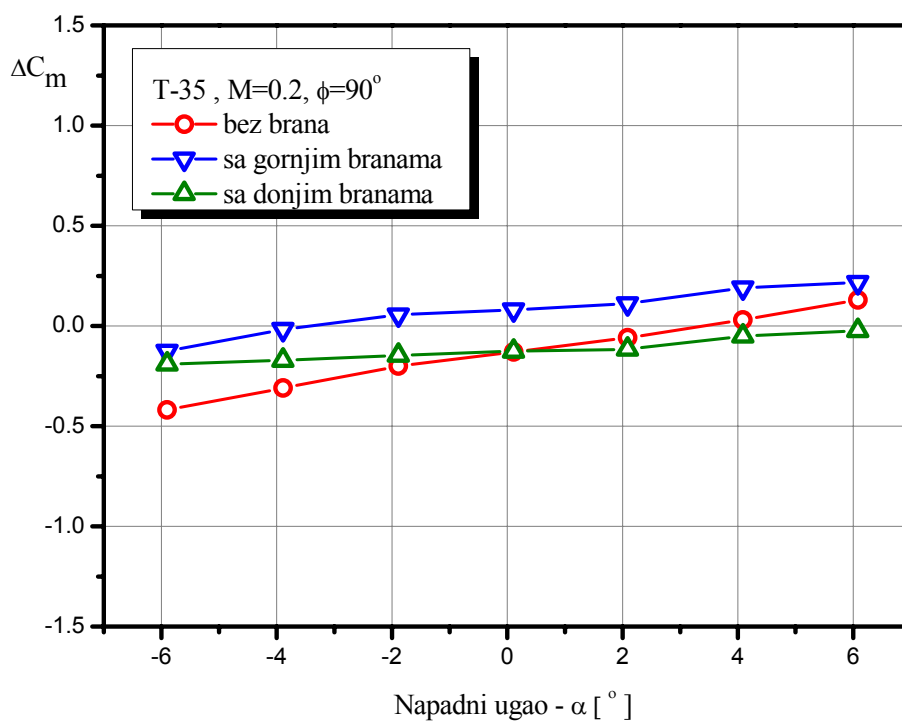
Сл. 100. Утицај рада УВП на C_N , $M=0.2$, $\phi=0^\circ$



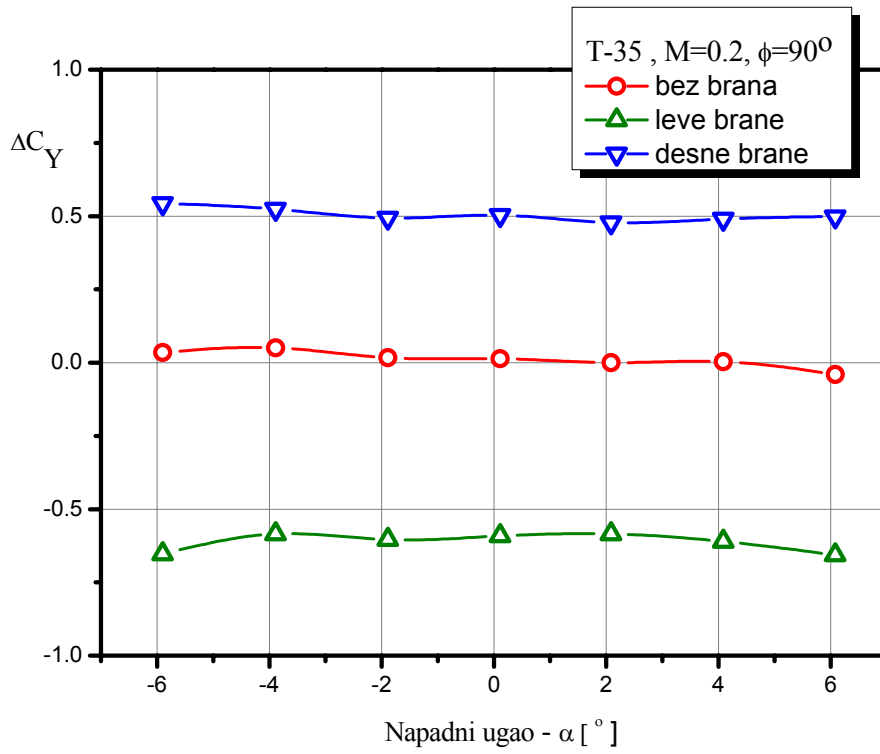
Сл. 101. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.2$, $\phi=0^\circ$



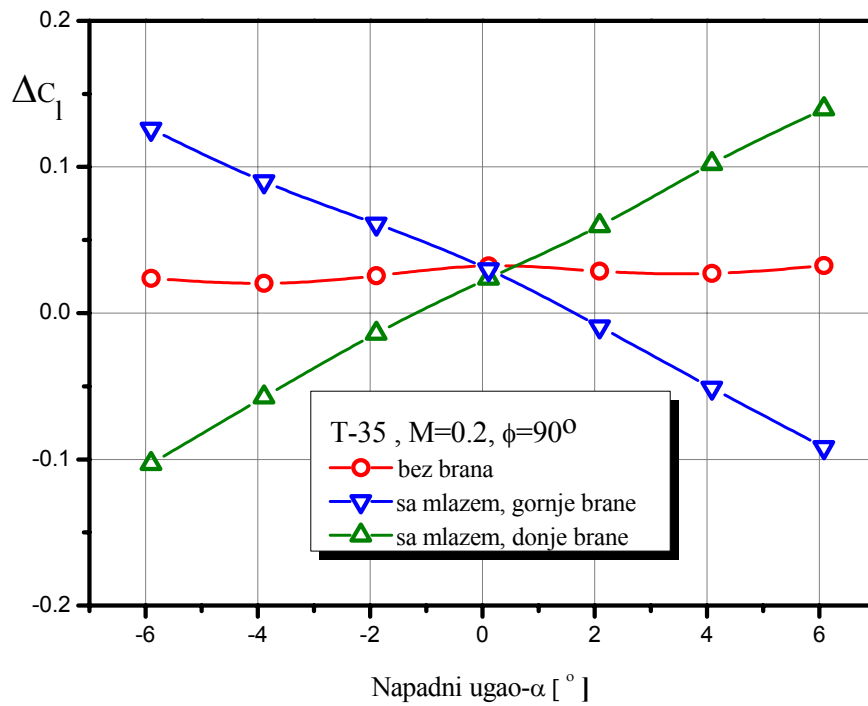
Сл. 102. Утицај рада УВП на C_N , $M=0.2$, $\phi=90^\circ$



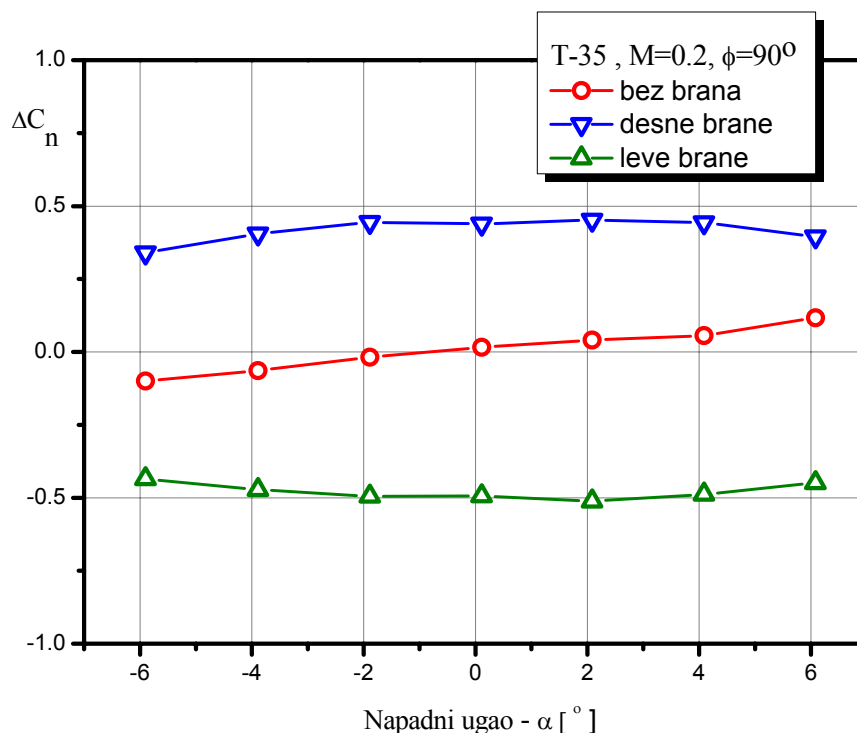
Сл. 103. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.2$, $\phi=90^\circ$



Сл. 104. Утицај рада УВП на C_Y , $M=0.2$, $\phi=90^\circ$



Сл. 105. Утицај рада УВП на C_l , $M=0.2$, $\phi=90^\circ$

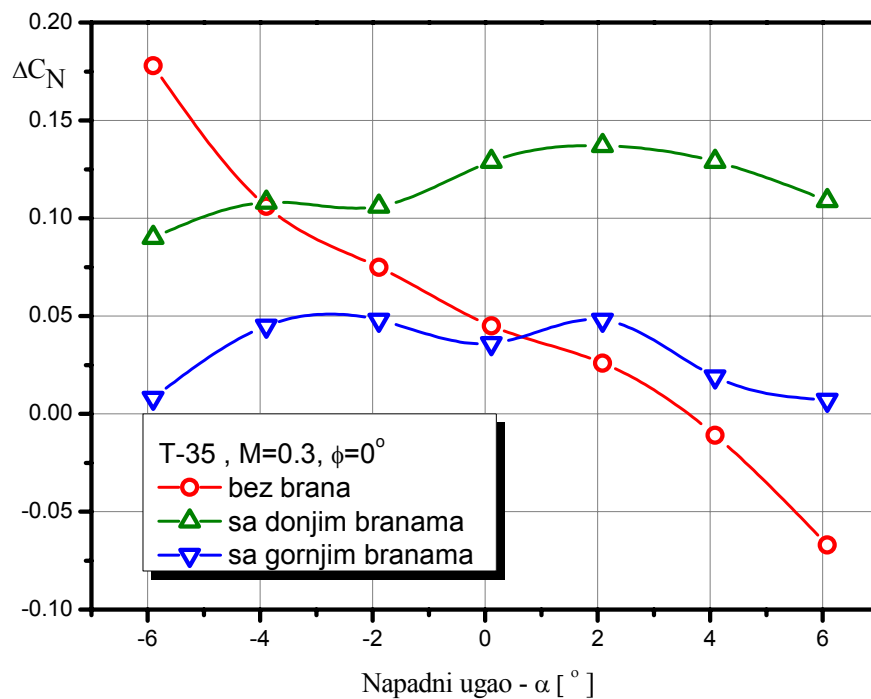


Сл. 106. Утицај рада УВП на C_n , $M=0.2$, $\phi=90^\circ$

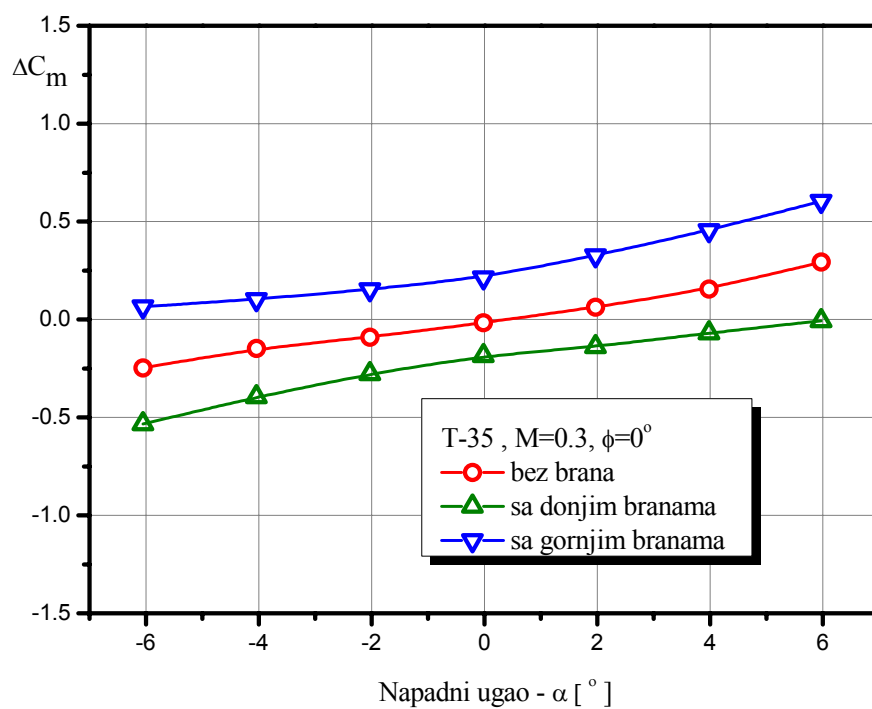
5.3.2.3 Утицај рада УВП на $M=0.3$

Вредности утицаја рада система за УВП на аеродинамичке коефицијенте нормалне силе и момента пропињања модела при непоремећеној брзини струјања $M=0.3$ и на углу ваљања 0° , приказани су на дијаграмима на сликама Сл. 107 и Сл. 108, респективно. Утицаја дејства млаза на Маховом броју 0.3 и на углу ваљања модела 90° представљен је на дијаграмима на сликама од Сл. 109 до Сл. 113.

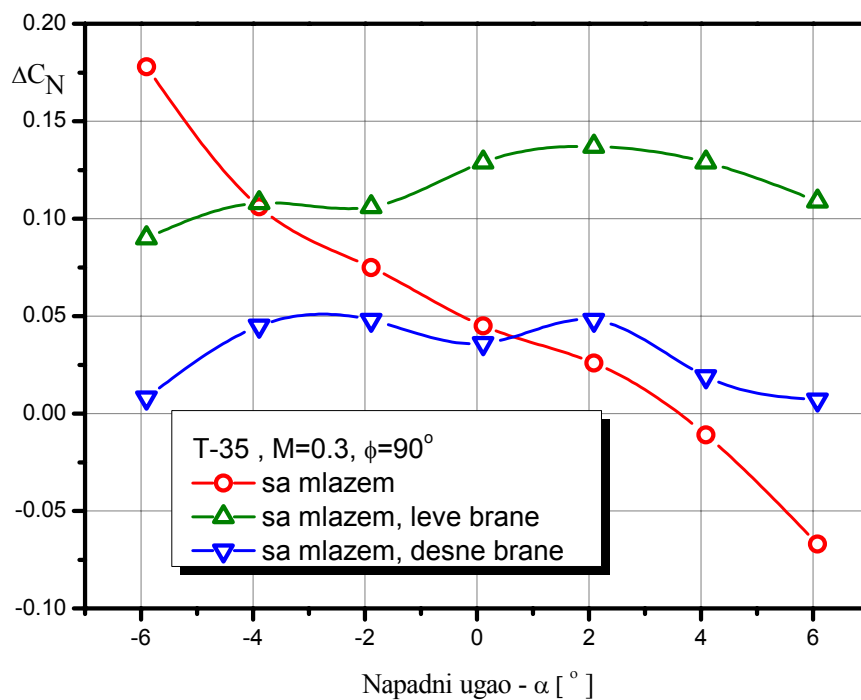
Ефекат дејства рада система за УВП смањује се са порастом брзине струјања, с обзиром да њеним порастом примарна струја постаје доминантна у интеракцији са млазом, чиме се смањује захваћена зона, а сходно томе и последице дејстава млаза на вредност аеродинамичких карактеристика уочљиво се смањују.



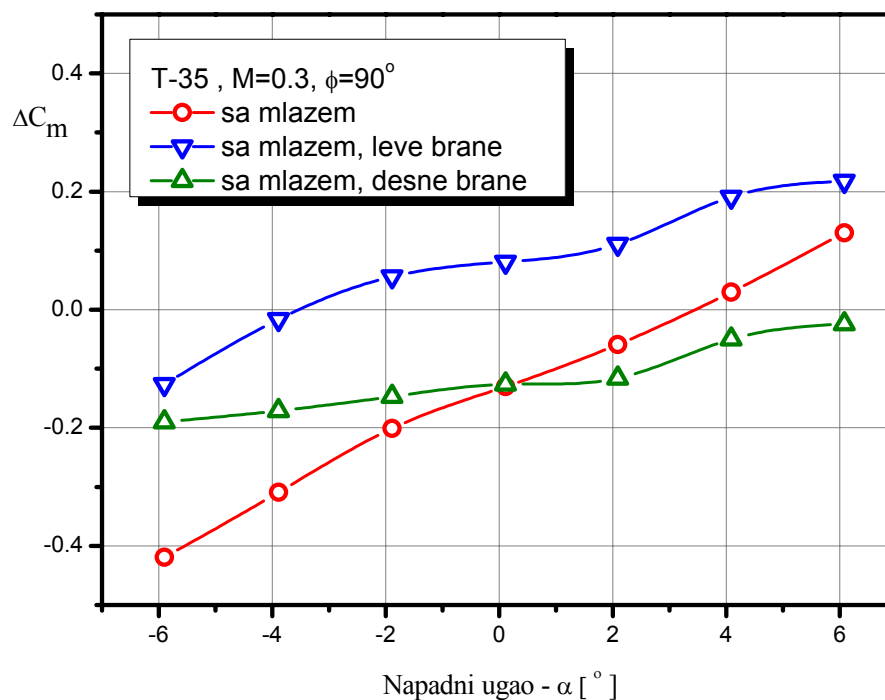
Сл. 107. Утицај рада УВП на C_N , $M=0.3$, $\phi=0^\circ$



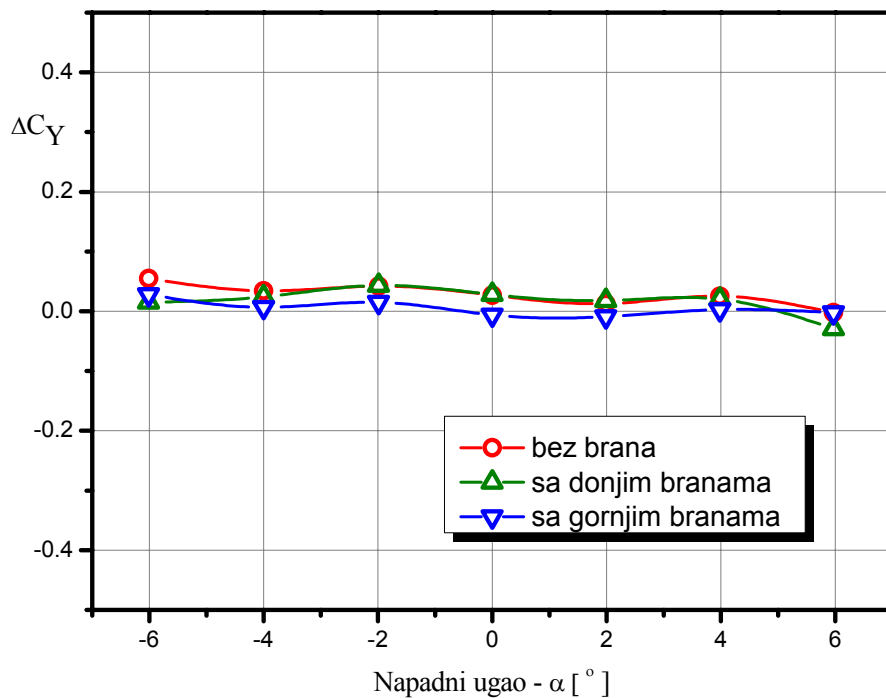
Сл. 108. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.3$, $\phi=0^\circ$



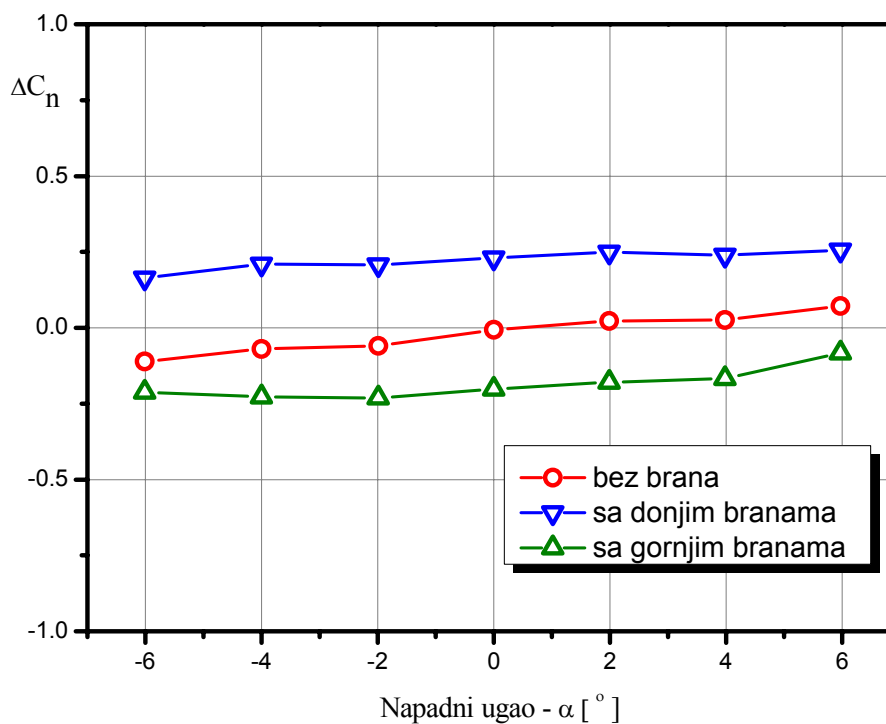
Сл. 109. Утицај рада УВП на C_N , $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



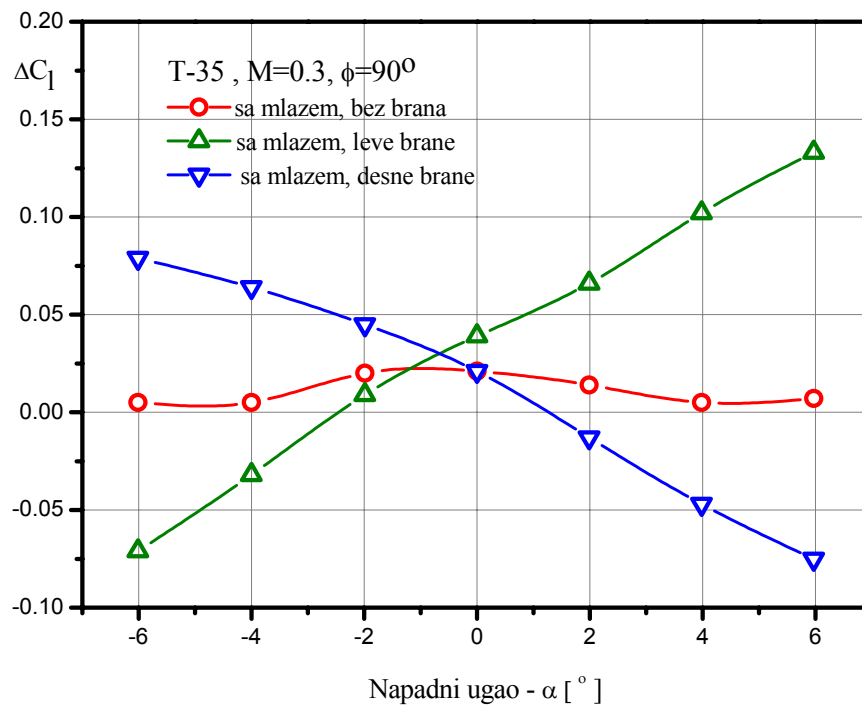
Сл. 110. Утицај рада УВП на C_m , $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



Сл. 111. Утицај рада УВП на C_Y , $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



Сл. 112. Утицај рада УВП на C_n , $M=0.3$, $\phi=90^\circ$



Сл. 113. Утицај рада УВП на C_l , $M=0.3$, $\phi=90^\circ$

6 ПРОРАЧУН АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА МЕТОДОМ КОНАЧНИХ ЕЛЕМЕНАТА – CFD СИМУЛАЦИЈА

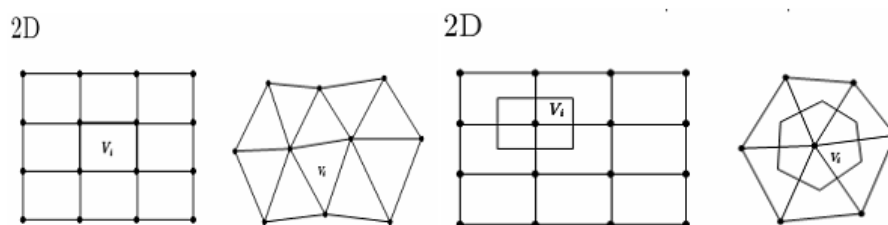
6.1 Метода коначних запремина

Математички модел за решавање струјања флуида представља систем диференцијалних једначина. Након што је модел постављен, потребно га је прилагодити решавању на рачунару, тј. потребно је изабрати прикладну методу за дискретизацију времена и простора, [67][68].

Метода коначних запремина користи интегрални облик једначина одржања (маса, количине кретања, момента количине кретања, енергије) као почетни корак. Домен решавања се подели на коначан број међусобно повезаних контролних запремина, па се једначине одржања примене на сваки од њих. У тежишту сваке контролне запремине налази се нумерички чвор у којем се прорачунавају вредности променљивих. Вредности променљивих на површинама контролних запремина се добијају интерполацијом преко вредности променљивих у чворним тачкама. Површински и запремински интегрални се апроксимирају помоћу одговарајућих квадратурних формула, а на крају се као резултат добија алгебарска једначина за сваки чвор, у којима се јављају и вредности из суседних чворова. Метода коначних запремина је вероватно најједноставнија метода за разумевање и програмирање, с обзиром да сви чланови које треба апроксимирати имају физичко значење. Управо због тога је врло популарна код инжењера. Метода коначних запремина има три нивоа апроксимације: интерполацију, диференцирање и интеграцију.

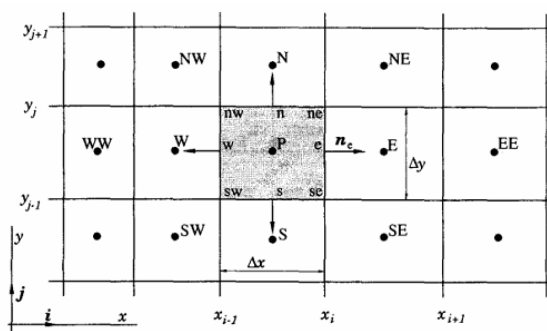
Метода коначних запремина најчешће креће од интегралног облика закона одржања. Домен решења је подељен у коначан број контролних запремина (енгл. control volumes – CV) или ћелија (енгл. cells или voxels). Једначине одржања се примењују на сваку од ћелија. У центру сваке ћелије се налази чвор у којем се израчунавају вредности променљивих (у неким случајевима неке од вредности се постављају на странице ћелија). Остале вредности се добијају

интерполацијом. Површински и запремински интеграл се апроксимирају одговарајућим квадратним формулама. Као резултат добија се алгебарска једначина за сваку ћелију у којима се појављују неке вредности суседних ћелија. Ова метода подржава било какав тип мреже те је прикладна и за комплексне геометрије. Најчешћи приступ је дефинисање ћелија одговарајућом мрежом и одређивањем рачунског чвора у центру ћелије. Међутим, могуће је дефинисати (за структурне мреже) чворне локације прво и онда конструисати ћелије око њих, тако да странице ћелија леже на једнакој удаљености од суседних чворова. Предност првог приступа је та да чворна вредност представља средњу вредност ћелије с већом тачношћу (другог реда) од другог приступа, с обзиром да је чвор постављен на центру ћелије. Предност другог приступа је у томе да апроксимације деривација на страницама ћелија су тачније кад су странице постављене на половини између два чвора. Прва варијанта је чешће коришћена у пракси. За решавање система овом методом потребне су апроксимације површинских и запреминских интеграла. У наставку ће бити описани начин апроксимације само у 2Д простору.



Сл. 114. Два различита приступа у подели простора на контролне запремине

На слици Сл. 115 описана је коришћена нотација.



Сл. 115. Коришћено обележавање

Површина ћелије састоји се од 4 (у 2Д простору) равне странице, означене са малим словима која одговарају њиховим смеровима (енглески називи, e, w, n, s) у односу на чвор P који се налази у центру ћелије. Ток кроз границе ћелија се тада може записати као сума интеграла кроз све четири странице:

$$\int f dA = \sum_k \int_{A_k} f dA, \quad (65)$$

где је f компонента флукса у смеру нормале на страницу ћелије. Због одржавања закона о очувању, битно је да се ћелије не преклапају, тј. да свака страница ћелије је уникатна за сваку од двеју ћелија које леже са сваке њене стране. За рачунање површинског интеграла потребно је познавати интегрант f дуж целе површине A .

Та информација није доступна, осим у чворовима (који се налазе у центрима ћелија) те је потребна апроксимација која се одвија у два корака:

- интеграл се апроксимира изразима састављеним од вредности променљивих на једном или више локација на страницама ћелија,
- вредности на страницама ћелија се апроксимирају од вредности у чворовима (центрима ћелија).

Најједноставнија апроксимација интеграла је правило средње тачке (енгл. midpoint rule): интеграл је апроксимиран као производ интегранта у средини странице ћелије (што је само по себи апроксимација средње вредности површине) и подручја странице ћелије:

$$F_e = \int f dA = \bar{f}_e A_e \approx f_e A_e. \quad (66)$$

Оваква апроксимација интеграла је другог реда тачности и захтева вредност интегранта f на локацији " e ". С обзиром да вредност од f није позната на локацији " e ", потребно ју је добити интерполацијом. Да би се сачувала тачност другог реда које доноси правило средње тачке, вредност f_e треба рачунати поступком који је исто тако барем другог реда тачности.

Други начин апроксимације површинског интеграла другог реда тачности у 2Д простору је правило трапезоида, које води до израза:

$$F_e = \int f dA \approx \frac{A_e}{2} (f_{ne} + f_{se}). \quad (67)$$

У том случају потребно је изразити флукс у угловима ћелија. За апроксимације вишег реда, флукс мора бити рачунат на више од две локације. Апроксимација четвртог реда је Симпсоново правило, које апроксимира интеграл као:

$$F_e = \int_{A_{se}} f dA \approx \frac{A_e}{6} (f_{ne} + 4f_e + f_{se}). \quad (68)$$

Као што је уочљиво из једначине (68), за израчунавање су потребне три локације. За добијање вредности на тим локацијама је потребна интерполација вишег реда, барем кубна. Овакав приступ је можда најједноставнији за схватање и програмирање. Сви изрази које је потребно апроксимирати имају физикално значење, због чега је та метода популарна међу инжењерима.

6.2 Нумеричка симулација струјања

Моделирање струјања флуида већ дуги низ година има велику примену у многим индустријским подручјима, као што су авио, хемијска, нафтна индустрија итд. Нумеричка моделирања струјања флуида постала су један од основних алата у инжењерским анализама и симулацијама. За моделирање струјања гаса користи се Ојлеров математички модел, [40],[68]-[74]. Нелинеарна карактеристика овог модела главни је проблем нумеричког моделирања у практичне сврхе. Због високих захтева који се постављају на тачност нумеричких модела, посебна пажња се мора обратити на избор нумеричких метода. Велику потешкоћу представља нумеричко моделирање струјања са дисконтинуитетима.

Навије–Стоксове једначине, назване по Claude Luis Navier-у и George Gabriel Stoks-у, су систем једначина које описују кретање флуида. Те једначине се темеље на претпоставци да су промене убрзања флуида једноставно резултати промена у притиску и дисипативним вискозним силама (унутрашње трење флуида) које се одвијају унутар флуида. Једначине одржања масе и количине кретања су много комплексније него што се чине. Једначине су нелинеарне, међусобно повезане и тешко решиве. Тешко је доказати постојећим математичким

алатима да постоји јединствено решење за партикуларне граничне услове. Искуство говори да Навије–Стоксове једначине описују струјање Њутновог флуида исправно.

Симулација струјања извршена је само око модела ракете у размери 1:1, без присуства носача. Величина прорачунског простора одређена је растојањима између модела авиона и граница прорачунског простора, потребним за потпуни развој струјања. Потребне удаљености су добијене итеративним поступком све док није постигнута конвергенција посматраних параметара струјања. Унутар прорачунског простора је за изабрани нападни угао модела посебно генерисана запреминска, неструктурна прорачунска мрежа промењиве густине, састављена махом од тетраедара (tetrahedral hybrid grid). Уз модел је постављена и одговарајућа мрежа за гранични слој.

Густина мреже и њена расподела изабрани су тако да: на најбољи начин представи геометрију опструјаваног тела; да се постигне задовољавајућа вредност локалног Re броја; и да прорачунском мрежом на задовољавајући начин представи подручја прорачунског простора мимо граничног слоја, у којима су очекивани повећани градијенти величина стања која описују струјање.

Нумеричка симулација струјања извршена је у програмском пакету Флуент 6.0 помоћу софтвера за нумеричку динамику флуида, познатију као CFD (Computational Fluid Dynamics). Стално растуће перформансе рачунара, и све ефикаснији алгоритми за генерисање нумеричких мрежа и решавање једначина, омогућили су широку употребу CFD кодова у задацима истраживања и развоја

Дискретизација је обављена на бази централних разлика. Дискретизоване алгебарске једначине се решавају коришћењем Gauss-Seidel-овог итеративног алгоритма. Све транспортне једначине у систему, који описује струјање флуида се могу написати у уопштеној интегралној форми, за уопштену скаларну величину f , за један дискретизовани елемент струјног простора, запремине V и површине A :

$$\int_V \frac{\partial \rho f}{\partial t} dV + \int_A \rho f \vec{v} d\vec{A} = \int_A \Gamma_k \nabla f d\vec{A} + \int_V S_k dV. \quad (69)$$

У овој једначини је дифузивност представљена коефицијентом Γ_k , и уведен је последњи члан који представља извор величине f у јединици запремине

ћелије V . Овај последњи члан је битан у методи коначних запремина јер се помоћу њега, поред евентуалних запреминских извора, дефинишу утицаји граница струјног простора на понашање флуида, тј. гранични услови. Употребом технике контролних запремина једначине одржања се трансформишу у систем алгебарских једначина (69), који се може решити нумеричким методама. Једначина се примењује на све ћелије у струјном простору, а дискретизована једначина има следећи облик:

$$\frac{\partial \rho f}{\partial t} V + \sum_k^N \rho_k f_k \vec{v}_k \vec{A}_k = \sum_k^N \Gamma_k \nabla f_k \vec{A}_k + S_k V. \quad (70)$$

У овој једначини N представља број површи које окружују ћелију, f_k је мера конвекције величине f кроз површ k , $\rho_k \vec{v}_k \vec{A}_k$ је масени проток кроз k , \vec{A}_k је површина површи k , и ∇f_k је градијент величине f на површи k .

За дискретне вредности f се сматра да су прорачунате за центар ћелија. Сем тога, за конвективне чланове у једначини (70) потребне су вредности скалара на површима ћелија f_k . Ове вредности се могу одредити интерполацијом вредности из центра суседних ћелија које дели та површ. То се постиже неком од "upwind" шема. "Upwind" значи да је вредност f_k добијена интерполацијом вредности из ћелије која се налази "узводно", тј. у смеру нормалне брзине v_f .

"Upwind" шема првог реда подразумева да је у центру ћелије ускладиштена средња вредност промењиве за целу ћелију. Вредност промењиве на површима ћелије су једнаке вредности у центру ћелије.

Код "upwind" шеме другог реда, вредности на површима ћелија се рачунају развојем вредности f у Тејлоров ред, користећи централну шему:

$$f_k = f + \nabla f \cdot \vec{r}, \quad (71)$$

где је \vec{r} – вектор положаја центра површи из правца центра узводне ћелије, а градијент ∇f је градијент промењиве у узводној ћелији.

Код централне шеме другог реда тачности користи се израз:

$$f_k = \frac{f_0 + f_1}{2} + \frac{\nabla f_0 \cdot \vec{r}_0 + \nabla f_1 \cdot \vec{r}_1}{2}, \quad (72)$$

при чему се индекси односе на суседне ћелије које деле површ k .

На основу тзв. монотоне узводне централне шеме за законе одржања, креирана је шема трећег реда тачности, спајањем шема централних разлика и "upwind" шеме другог реда тачности, на основу израза:

$$f_k = \theta f_{k,CD} + (1 - \theta) f_{k,SOU}, \quad (73)$$

при чему је $f_{k,CD}$ дефинисан изразом (72), а $f_{k,SOU}$ изразом (71). У поређењу са шемама другог реда тачности ова шема има већу тачност, при чему смањује нумеричку дифузију, што је битно при комплексном тродимензионалном струјању. Градијенти се користе, при прорачуну вредности променљивих на површима ћелија, али и за прорачуна дифузних чланова и дериватива брзине. За прорачуне градијената и дериватива коришћена је "Green-Gauss Node-Based" метода одређивања, зато што генерално важи став да је овај тип прорачуна тачнији при коришћењу неструктурне мреже. По Грин-Гаусовој теореме градијент променљиве f у центру ћелије рачуна се по следећој формули:

$$\nabla f = \frac{1}{V} \sum_k \bar{f}_k \vec{A}_k. \quad (74)$$

Усредњена вредност променљиве на површима \bar{f}_k се по тзв. Грин-Гаусовом "Node-Based" поступку рачуна као аритметичка средина вредности променљиве на чворовима површи које окружују ћелију \bar{f}_n :

$$\bar{f}_k = \frac{1}{N} \sum_n \bar{f}_n. \quad (75)$$

На крају \bar{f}_n се рачуна усредњавањем вредности f у центрима ћелија које окружују дати чвор.

6.3 Резултати прорачуна методом коначних елемената – CFD симулација

Геометрије модела ракете и инсталације високог притиска веома су реално представљене, и само мали број детаља је поједностављен. Хибридна мрежа се користи у оба случаја прорачуна. Мрежа је сасвим задовољавајуће подешена у зонама великих промена аеродинамичких параметара. Мрежа за аеродинамичку симулацију је најфинија у зони инјекције. Додатно подешавање мреже вршило се помоћу мрежне адаптивне технике, у зони интеракцији између млазева и делова тела модела. Број ћелија је око 2,6 милиона, што је било сасвим прихватљиво с обзиром на коришћене рачунске ресурсе, [63].

За прорачун динамике флуида коришћен је тзв. "pressure-based – segregated" алгоритам прорачуна, са "simple" методом везе притиска и брзине. Овај алгоритам спада у групу тзв. пројекционих метода. По овом поступку се постиже ограничење брзинског поља једначином одржања масе, помоћу једначине корекције притиска. Ова једначина је добијена из једначине одржања масе и количине кретања, на тај начин да брзинско поље кориговано притиском, задовољи одржање масе. По алгоритму једначине се решавају секвенцијално – одвојено једна од друге (segregated).

Поједине једначине за рачунање промењивих (нпр. u , v , w , p , T , k , ε , итд.) се решавају једна за другом. Свака од једначина, након решавања адекватне непознате, уводи је у остале једначине као познату. Дискретизациона шема за уобичајена решења једначина су прорачуната за центар ћелија, користећи неке од "upwind" шема. "Upwind" значи да је вредност ϕ_f добијена интерполацијом вредности из ћелије која се налази "узводно", тј. у смеру нормалне брзине v_f .

Постоји неколико врста "upwind" шема, као што су: "upwind" шема првог. другог реда, "power law" и "QUICK" шема. Дифузивни чланови се дискретизују централним шемама, које су другог реда тачности. Шеме које су коришћене у прорачуну су: притисак-"upwind" шема другог реда, густина - "upwind" првог реда, моменат - "upwind" другог реда, енергија - "upwind" првог реда.

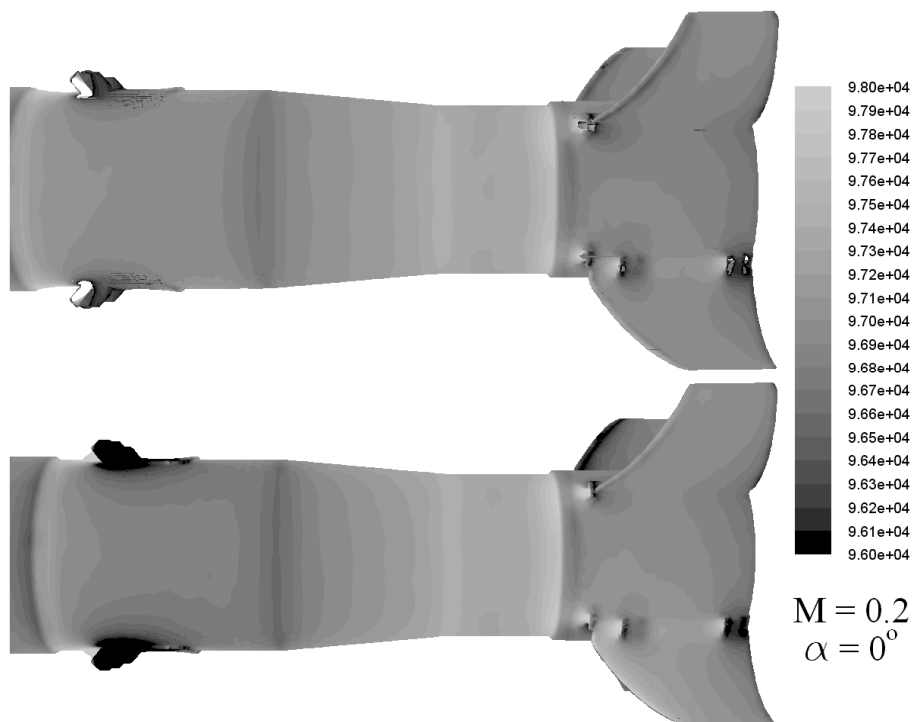
За турбуленцију је одабран стандардни $k-\epsilon$ модел са стандардном зидном функцијом. Флуид је идеалан гас са константном вредношћу специфичне топлоте при константном притиску, термалне проводљивости, вискозитета и молекулске масе, који одговарају ваздуху на температури 20°C.

За прорачун у инсталацију високог притиска постављени су следећи услови: Улазна површина у цевоводу је типа "Pressure inlet", удаљена довољно далеко да се развије струјање у мерном пресеку са температурском сондом и Пито-Прандтловом сондом за мерење притисака. Тотални и статички притисак, и температура су сетовани тако да одговарају мереним вредностим. Површине цеви су моделоване границама типа "Wall", а за излазну површина из млазница типа "pressure outlet" са вредности статичког притиска једнаким оном мереном током експеримента.

У аеродинамичкој симулацији, струјање ваздуха је симулирано у запремини облика елипсоида, са границама типа "pressure far field". Гранични услови су Махов број, тотални притисак, тотална температура и турбуленција одговарају вредностима мереним у експерименту. Комплетна површина модела и млазница је типа "wall". Излазни пресек из млазница је типа "mass flow inlet", а масени проток, тотална температура и статички притисак добијени са одговарајућих површина у аеротунелској инсталацији.

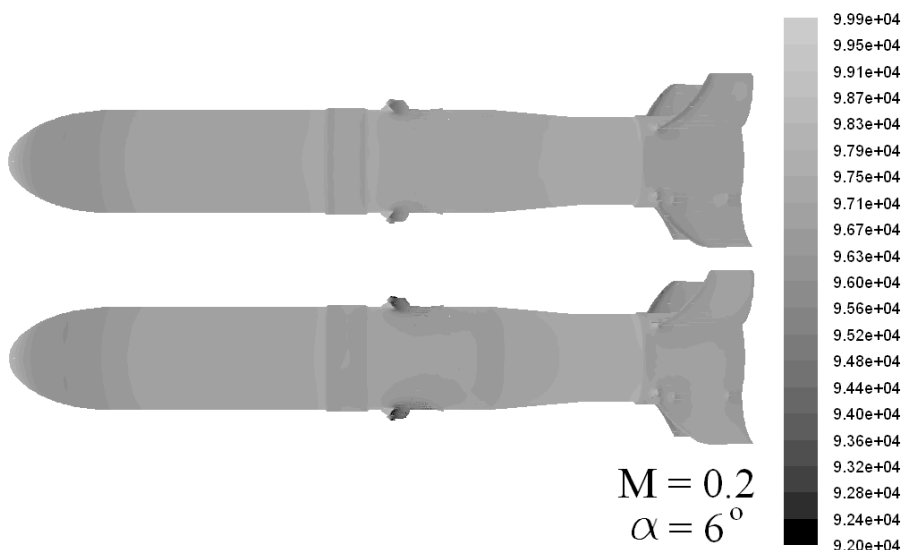
Бочни млаз има велику кинетичку енергију у поређењу са аеродинамичким струјањем у аеротунелу, што за исти представља практично препреку, али са ејекционим ефектом ваздуха због вискозности. Статички притисак на површини модела опада низструјно од млазника, када су бочни млазеви укључени. Објашњење може бити то што се иза места инјекције млаза практично јавља област потпритиска чиме се значајно утиче на крилну секцију, смањујући њену ефикасност, а тиме изазивајући и смањење момента пропињања.

На слици Сл. 116 приказана је расподела статичког притиска на површини модела за $M=0.2$, при углу ваљања 0° , и моделом позиционираним на нападном углу 0° . Препреке током симулације нису биле уроњене у млаз.



Сл. 116. Расподела статичког притиска на моделу ракете – на горњој и доњој страни модела на нападном углу $\alpha=0^\circ$

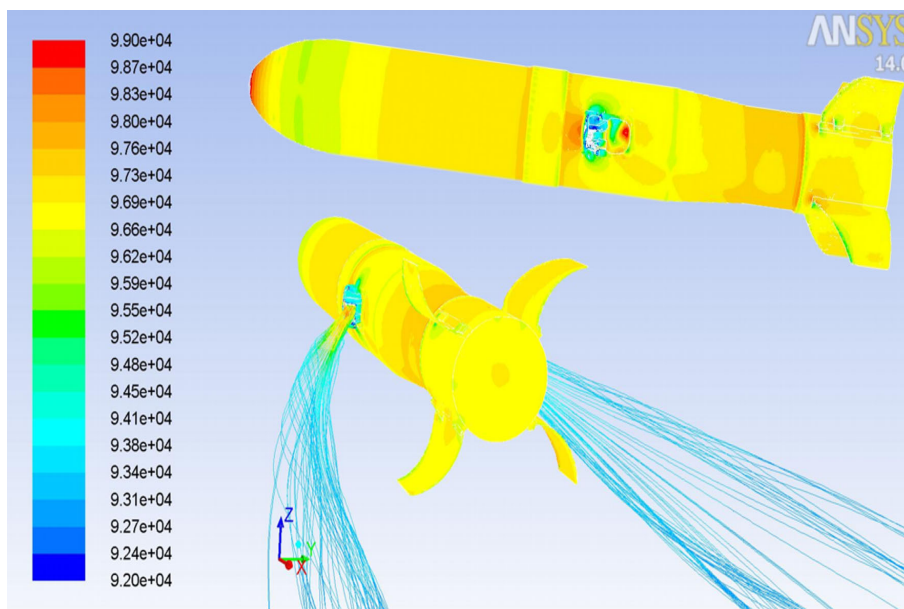
Аеродинамичке карактеристике мењају се интензивнији са повећањем нападног угла, а поређење између резултата симулација са и без дејства млаза приказано је на слици Сл. 117. Нападни угао је 6° , а на слици је приказан модел са горњаке и доњаке модел је иза аеродинамичког проток струје .



Сл. 117. Расподела статичког притиска на моделу ракете – на горњој и доњој страни модела на нападном углу $\alpha=6^\circ$

Најинтензивније утицај млаза јавља се када су команде уроњене у млаз, односно када су млазеви скренути асиметрично.

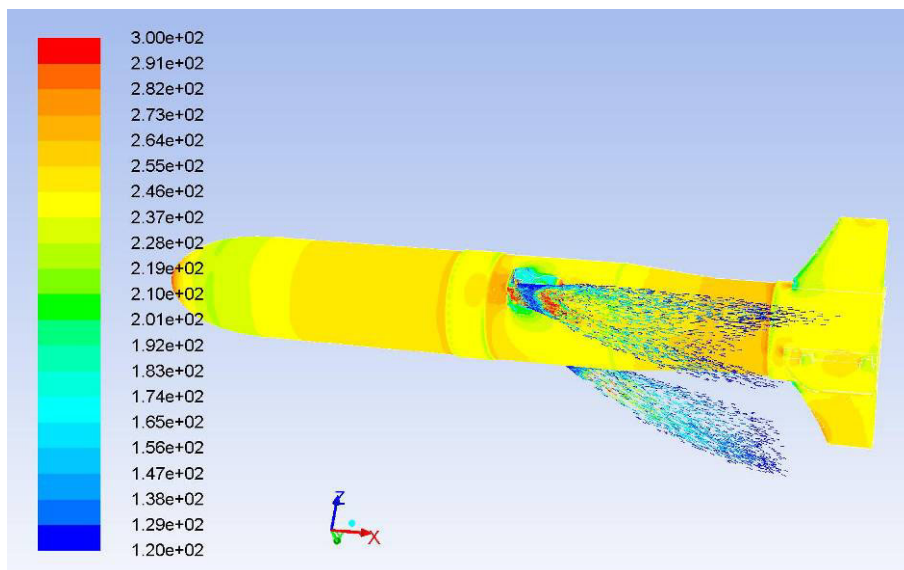
На сликама Сл. 118 и Сл. 119 приказани су расподела статичког притиска око модела и вектори брзине струјања са горњим командама у млазу.



Сл. 118. Расподела статичког притиска на моделу ракете

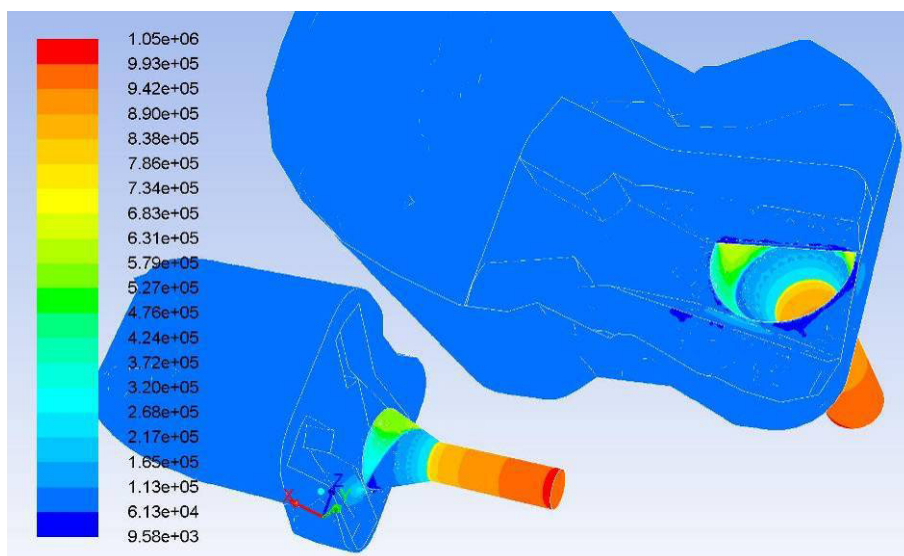
Овај утицај још више зависи од карактеристика самог млаза: облика, интензитет и правца. Карактеристике млаза са друге стране зависе од параметара гасодинамике млаза, који могу бити променљиви. Главни утицај имају: положај интерцептора, зазор између препреке и млазнице, ниво притиска у резервоарима, итд. Резултати прорачуна CFD симулације без млаза и са млазем без команди дати су у табели Т.7. Вредности прорачуна дате су за укупни масени проток $\dot{m} = 0.315$ kg/s, који је за поменути случај добијен мерењем у инсталацији високог притиска.

Резултати прорачуна за исте услове у инсталацији са командама дати су табели Т.8. Вредности масеног протока за уроњене горње бране су исте као и у експерименту.

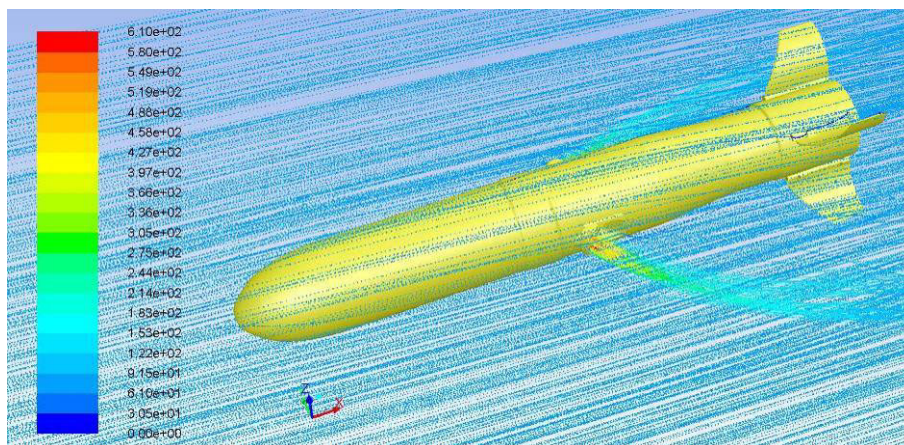


Сл. 119. Вектори брзине на моделу ракете на моделу ракете - са млазом, горње бране, бочни поглед

Расподела статичког притиска у млазнику дата је за случај уроњених горњих брана и приказана је на слици Сл. 120. Струјне линије око модела приказане су за исти случај на слици Сл. 121.



Сл. 120. Расподела статичког притиска у млазнику, горње бране



Сл. 121. Вектори брзине струјања - Pathlines око модела ракете - са млазом, горње бране уроњене

Т.7. Резултати CFD симулације са и без млаза

	Без млаза, $m = 0.0 \text{ kg/s}$				Млаз без команде, $m = 0.315 \text{ kg/s}$			
alfa	C_A	p_b	C_N	C_m	C_A	p_b	C_N	C_m
-6	0.386	-530.5	-0.82	0.091	0.385	-548	-0.92	0.908
-3	0.388	-520	-0.42	0.045	0.39	-555	-0.4	0.4
0	0.39	-515	-0.007	0.017	0.4	-560	0.01	0.037
3	0.39	-512	0.41	-0.43	0.397	-556	0.42	-0.32
6	0.386	-526	0.81	-0.866	0.375	-524	0.92	-0.83

Т.8. Резултати CFD симулације са уроњеним командама

	Млаз, команде, $m = 0.315 \text{ kg/s}$			
alfa	C_A	p_b	C_N	C_m
-6	0.41	-540	-0.916	1.33
-3	0.41	-543	-0.485	0.93
0	0.41	-557	0.027	0.52
3	0.405	-555	0.49	-0.012
6	0.4	-562	0.92	-0.42

Вредности аеродинамичких коефицијената у табели Т.8 изражени су кроз средње вредности коефицијената при уроњеним горњим и доњим командама.

7 АНАЛИЗА И ВЕРИФИКАЦИЈА РЕЗУЛТАТА ИСТРАЖИВАЊА

Проблем интеракције бочних млазева са спољашњом струјом, у условима различитих Махових бројева, нападним угловима, и оријентације млаза, изузетно је сложен по својој природи и испитиван је експериментално и аналитички много година уназад. У скорије време, рачунарска флуидо динамика (CFD) користи се како би се разумели ти ефекти. Имамо усвојен приступ да разборитим комбинацијама тестирања у аеротунелу и CFD симулацијама у настојању да се еволуира валидан дизајн и алат за анализу којим синтетизујемо физичку сложеност и идентификујемо све кључно за контролу параметара. Овај рад се бави укупном експерименталном и CFD валидацијом резултата испитивања модела ракета са и без бочних млазева за симулацију управљања вектором потиска и сходно томе, наводи предности мултидисциплинарног приступа.

У радном делу са репним носачем модела подзвучног аеротунела Т-35, изведена су испитивања модела противоклопне вођене ракете са симулацијом рада маршевог мотора.

Анализа и верификација резултата истраживања извршена је кроз неколико фаза:

- Верификација резултата истраживања кроз поређење са резултатима испитивања у трисоничном аеротунелу,
- Верификација резултата истраживања поређењем са резултатима CFD анализе,
- Верификација резултата аксијалне силе добијене компјутерским прорачуном кроз поређење са резултатима из аеротунела Т-38,
- Анализа резултата мерења базног притиска.

7.1 Анализа експерименталних резултата мерења са и без рада система за УВП

Ниво утицаја рада система УВП на аеродинамичке карактеристике квантификован је преко фактора утицаја млаза K , који представља релативни однос коефицијената нормалне силе са и без дејства бочних млазева, као и фактора утицај на промену центра потиска XCP , слике од Сл. 122 до Сл. 127, [75]-[81]:

$$K = \left| \frac{\Delta C_N}{C_{3N_mlaz}} \right| = \left| \frac{C_{1N} - C_{2N} - C_{3N}}{C_{3N_mlaz}} \right|, \quad (76)$$

$$XCP = \left| \frac{\Delta C_m}{\Delta C_N} \right| = \left| \frac{C_{1m} - C_{2m} - C_{3m}}{C_{1N} - C_{2N} - C_{3N}} \right|, \quad (77)$$

при чему је коефицијент нормалне силе млаза у изразу (76) одређен са параметрима у инсталацији за симулацију, тј. нормална сила је сведена на површину попречног пресека цеви на мерном пресеку 1-1 и динамички притисак у инсталацији за симулацију од око 220000 Pa.

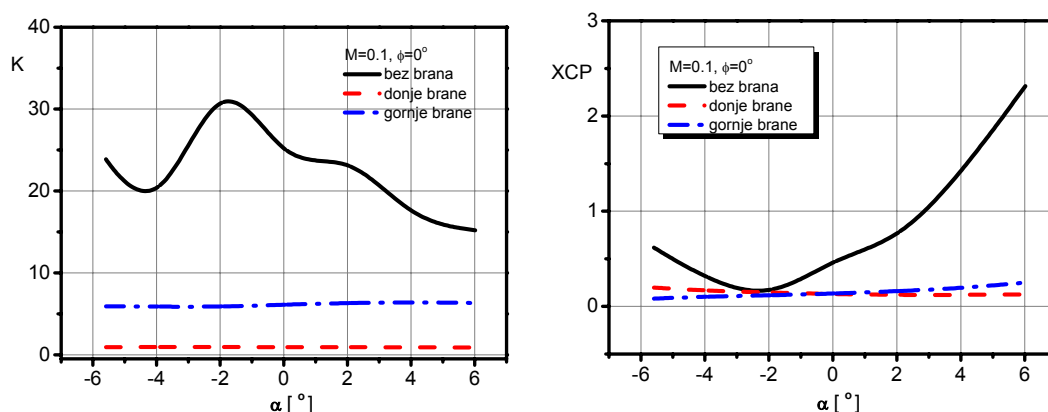
$$A_1 = \frac{0.009^2 \cdot \pi}{4} = 6.362 \cdot 10^{-5} m^2 \quad (78)$$

$$q'_1 = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot p'_1 \cdot \left(\left(\frac{p'_0}{p'_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \approx 220000 P_a. \quad (79)$$

XCP је фактор удаљености положаја комбинације међудејства силе млаза и слободне струје у односу на референтну тачку свођења момента, која је у овом случају постављена по уздужној оси на месту истицања млаза.

7.1.1 Анализа утицаја рада УВП на $M=0.1$

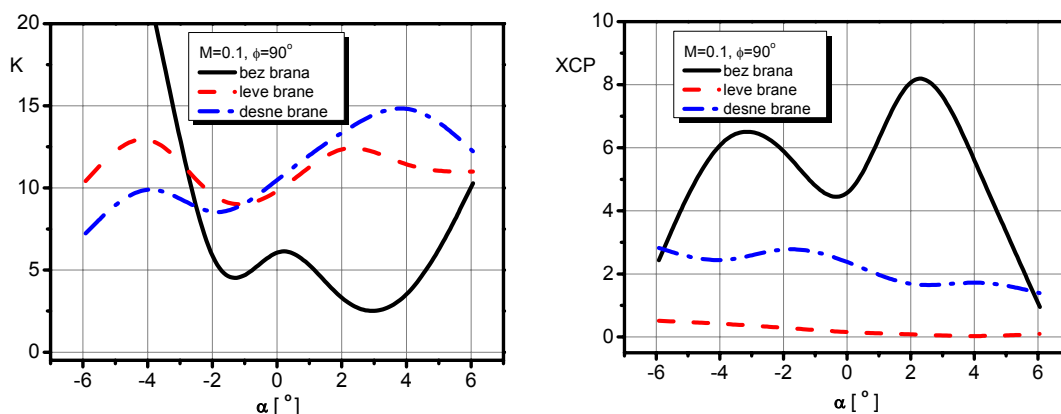
Ниво утицаја рада система УВП на коефицијент нормалне силе изражен преко фактора утицаја K и коефицијента XCP дат је на слици Сл. 122, лево и десно, редоследно.



Сл. 122. Ниво утицаја рада УВП, $M=0.1$, $\phi=0^\circ$, K -лево, XCP -десно

Уочава се да је утицај на коефицијент нормалне силе већи када препреке нису уроњене у млаз, тј. исти се избацује у равни скретања, него када се командује истим. Вредност нормалне силе од дејства млаза без рада аеротунела јако је мала, готово занемарљива, па се разумљиво, као таква у великој мери одражава на велике промене коефицијента K .

Утицај млаза на промену центра потиска највећи је током рада без командовања. Том приликом млаз се избацује у равни скретања, што не изазива велике промене на коефицијенту нормалне силе. Међутим, како млаз изазива пад статичког притиска на телу модела и у зони крила, значајно се мења и коефицијент момента пропињања, што је основни разлога већих вредности XCP у овом случају. Такође, уочава се да се највећи утицај јавља при већим нападним угловима. У случајевима командовања препрекама млаз се скреће у равни пропињања, што се директно одражава на нормалну силу и у мањој мери на момент пропињања, јер је место истицања постављено тако да буде у близу зоне центра потиска. Такође, промену момента пропињања изазива и пад статичког притиска низструјно од места инјекције. Стога, велики утицај млаза на нормалну силу и знатно мањи на момент пропињања изражава се нижим вредностима XCP од оних у случају рада система без команди. На слици Сл. 123 дат је ниво утицаја рада система УВП изражен преко фактора утицаја K и XCP .



Сл. 123. Ниво утицаја рада УВП, $M=0.1$, $\phi=90^\circ$, K -лево, XCP -десно

Фактор утицаја млаза на нормалну силу највећи је у опсегу нападних углова у интервалу -6° до -2° . Јасно је да би ниво утицаја требао да буде симетричан око вредности нападног угла 0° . Померање вредности максималног утицаја на вредност -2° , приликом командовања бранама, може се објаснити несиметријом и несавршеношћу израде система за управљање млазевима. Наиме, на карактеристике млаза, како смо из одељка 3.4 видели, пресудан утицај има висина препреке (степен засенчења), зазор између препреке и излазног пресека млазнице, као и сама геометрија препреке. Мале несиметричности у постављању препрека, како је исто вршено ручно, могло је изазвати и несиметрију у дејству млазева. Као што је већ речено, највећи утицај млаза на померање центра потиска је у случају када препреке нису уроњене, због тога што је њихово дејство орјентисано у истој равни.

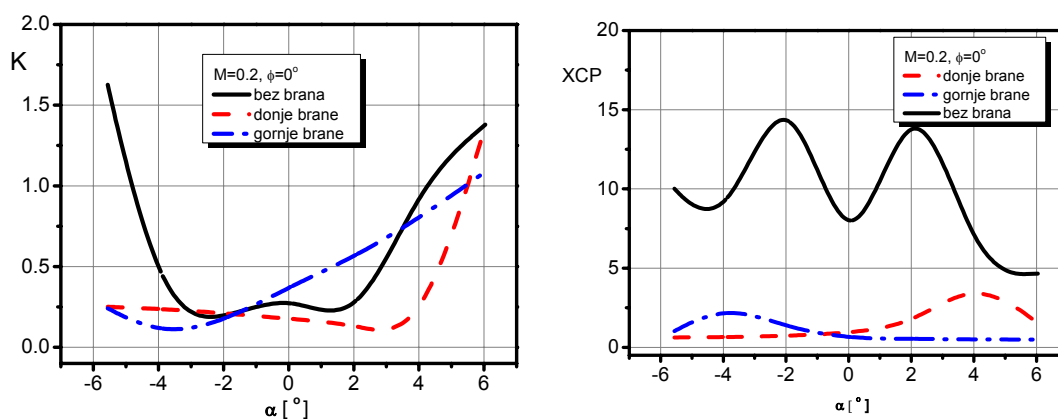
Ефекат дејства млаза на коефицијенте у равни скретања, коефицијент бочне силе и момента скретања у суштини је исти као ефекат млаза на коефицијент нормалне силе и момента пропињања при поставци модела на углу ваљања 0° . Уочава се знатно мањи утицај у конфигурацији модела без командовања из разлога избацивања млаза у равни пропињања. Такође, ефекат млаза током командовања сличног је карактера као и ефекат на коефицијенте везане за раван пропињања при углу ваљања 0° , са незнатним одступањима због различите орјентације равни кретања модела и равни дејства млазева.

7.1.2 Анализа утицаја рада УВП на $M=0.2$

На сликама Сл. 124 и Сл. 125 приказани су утицајни фактор K и фактор утицаја на центар потиска XCP за наведене услове теста, редоследно.

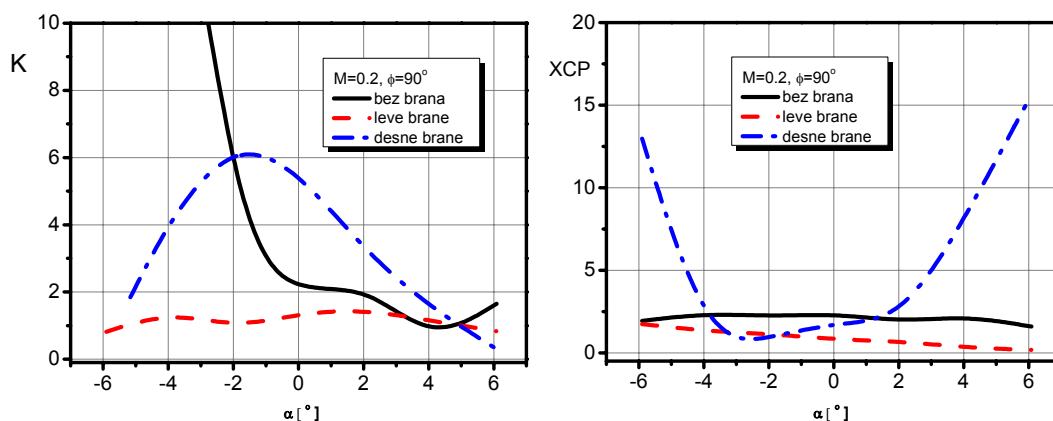
На слици Сл. 124 дат је ниво утицаја рада система УВП изражен преко фактора утицаја K и XCP . Фактор утицаја млаза на нормалну силу највећи је у интервалима нападних углова од -6° до -2° и 2° до 6° .

Утицај млаза на промену центра потиска највећи је, као и у претходном случају на $M=0.1$ током рада без командовања. Разлог већих вредности XCP потпуно исти је као и у поменутом тесту, јер је ефекат млаза много утицајнији на момент пропињања модела него на нормалну силу.



Сл. 124. Ниво утицаја рада УВП, $M=0.2$, $\phi=0^\circ$, K -лево, XCP -десно

Утицај рада система УВП на аеродинамичке коефицијенте нормалне силе и момента пропињања изражен преко фактора утицаја K и коефицијента XCP дат је на слици Сл. 125, лево и десно, редоследно. Највећи утицај млаза на коефицијент нормалне силе детектује се у случају без уроњених команди и највећи је на негативним нападним угловима у интервалу -6° до 2° .

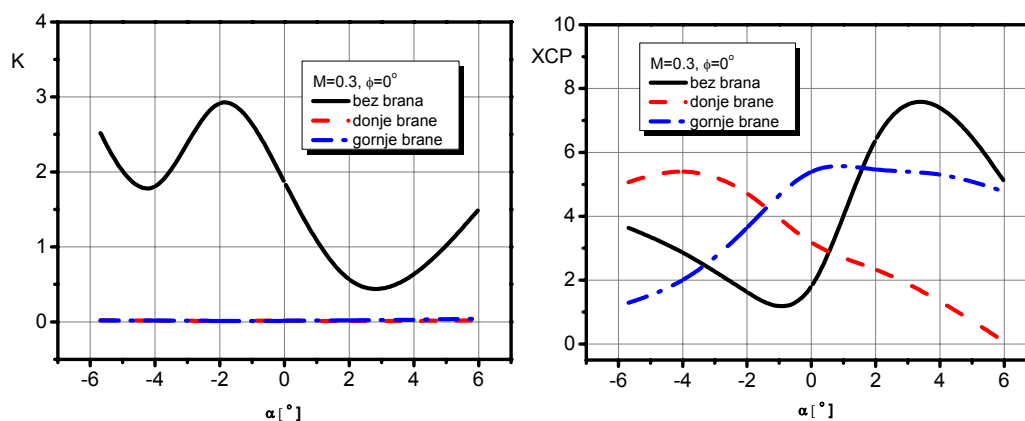


Сл. 125. Ниво утицаја рада УВП, $M=0.2, \phi=90^\circ$, K -лево, XCP -десно

Такође, уочава се и значајно дејство млаза при уроњеним десним бранама на нападном углу 2° . Највећи утицај млаза на померање центра потиска јавља се на екстремним нападним угловима негативним и позитивним у случају испитивања са уроњеним десним командама.

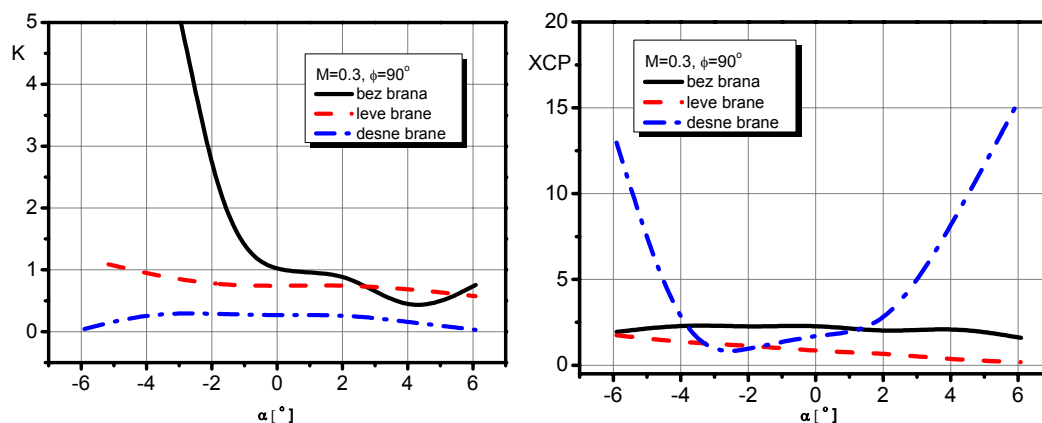
7.1.3 Анализа утицаја рада УВП на $M=0.3$

На слици Сл. 126 приказани су утицајни фактор K и фактор утицаја на центар потиска XCP млаза при брзини непоремећене струје $M=0.3$ и углу ваљања 0° .



Сл. 126. Ниво утицаја рада УВП, $M=0.3, \phi=0^\circ$, K -лево, XCP -десно

Утицајни фактор рада УВП на аеродинамичке карактеристике K и фактор утицаја на центар потиска XCP за услове теста на $M=0.3$ и углу ваљања 90° , приказани су на дијаграмима на слици Сл. 127, лево и десно, редоследно.

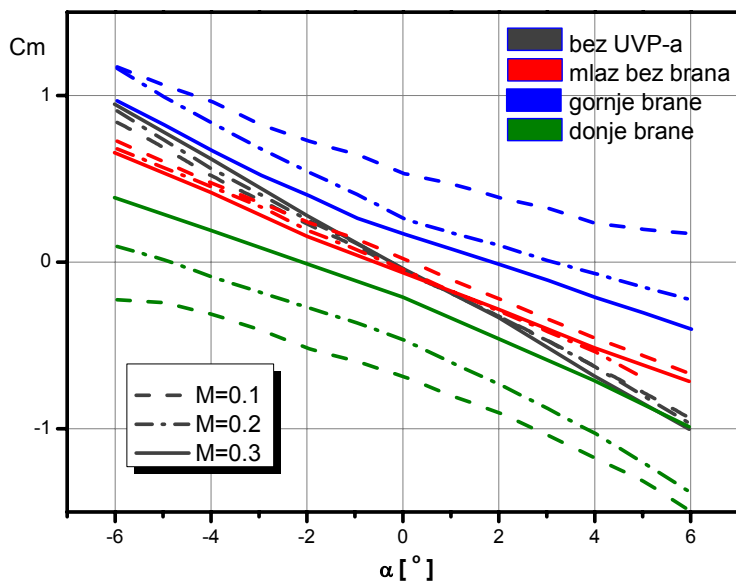


Сл. 127. Ниво утицаја рада УВП, $M=0.3$, $\phi=90^\circ$, K -лево, XCP -десно

Ефекат дејства рада система за УВП смањује се са порастом брзине струјања, с обзиром да њеним порастом примарна струја постаје доминантна у интеракцији са млазом, чиме се смањује захваћена зона, а сходно томе и последице дејстава млаза на вредност аеродинамичких карактеристика уочљиво се смањују.

7.2 Анализа резултата истраживања по Маховом броју и масеном протоку

Рад система за УВП-а изазива промену статичког притисака на задњем делу модела ракете, што за последицу има промену аеродинамичке силе на крилној секцији, а тиме и момента пропињања. На слици Сл. 128 приказан је коефицијент момента пропињања у функцији нападног угла и у зависности од тренутне конфигурације модела и Маховог броја испитивања. Линијама црта-црта приказана су испитивања на $M=0.1$. Испитивања на $M=0.2$ представљена су линијама црта-тачка-црта, док су тестови на $M=0.3$ приказани пуном линијом. Тамно сива боја представља испитивања без рада система УВП, црвена са радом система без команди, плава са радом горњих команди и маслинаста са радом доњих команди.

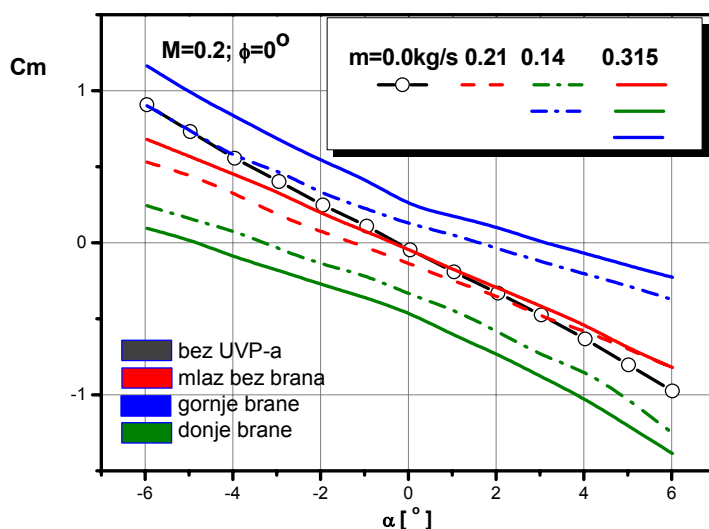


Сл. 128. Вредност коефицијента момента пропињања у функцији М броја

Јасно се уочава да, како је већ констатовано у одељку 7.1, највећи ефекти утицаја рада система УВП на резултате мерења су на мањим Маховим бројевима. Уочава се да се вредности коефицијента момента пропињања у случајевима без рада система УВП веома мало мењају порастом брзине струјања, односно Маховог броја. Вредности градијената поменутог коефицијента знатно се мењају укључивањем рада система УВП и увођењем млазева. Разлике су још значајније урањањем препрека. Повећањем М броја разлике између коефицијената се смањују и теже ка вредностима са радом млазева без команди.

Разлог оваквих промена коефицијента момента пропињања лежи у чињеници да је млаз у разматраним тестовима увођен при констатном масеном протоку од око 0.3 kg/s у свим испитивањима независно од Маховог броја. При мерењу на малим брзинама струјања у радном делу аеротунела ејекторско дејство млаза има знатно већи ефекат од ефекта који производи на већим М бројевима. Енергија примарног флуида се повећава са повећањем брзине струјања, чиме повећава свој удео у интеракцији са секундарним флуидом, млазом. Даљим повећањем брзине ефекат млаза би се свео на ефекат при раду система УВП без командовања.

Ефекат промене масеног протока разматран је на примеру испитивања на Маховом броју $M=0.2$ и при углу ваљања 0° , слика Сл. 129.



Сл. 129. Коефицијент момента пропињања у функцији масеног протока

Пуним линијама представљена су испитивања при максималном масеном протоку од 0.315 kg/s , линијама црта-црта приказана су испитивања на масеном протоку 0.21 kg/s , док су мерења при масеном протоку од 0.14 kg/s представљени линијама црта-тачка-црта. Мерења без рада УВП система означена су тамно сивом бојом, црвеном је приказано мерење са радом система без команди, плавом са уроњеним горњим и маслинастом са уроњеним доњим бранама.

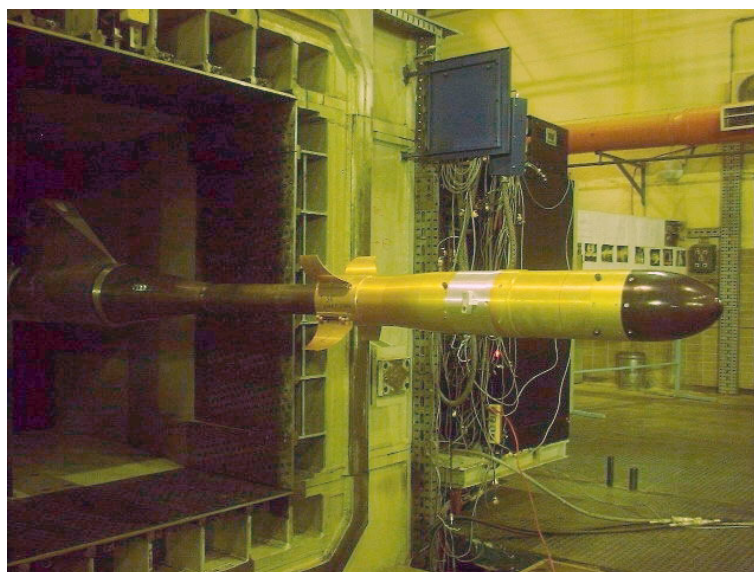
Повећањем масеног протока у инсталацији високог притиска повећава се и ефекат дејства млаза на аеродинамичке карактеристике модела, конкретно на коефицијент момента пропињања, због тога што се повећањем истог увећава и енергетски удео млаза у интеракцији са слободном струјом. Стога, повећањем масеног протока млаз постаје доминантнији у интеракцији, што му омогућава већу област дејства у захвату, а тиме и значајно већи ефекат на перформансе.

7.3 Анализа и верификација резултата истраживања поређењем са резултатима испитивања у аеротунелу Т-38

7.3.1 Анализа и верификација резултата испитивања без рада УВП

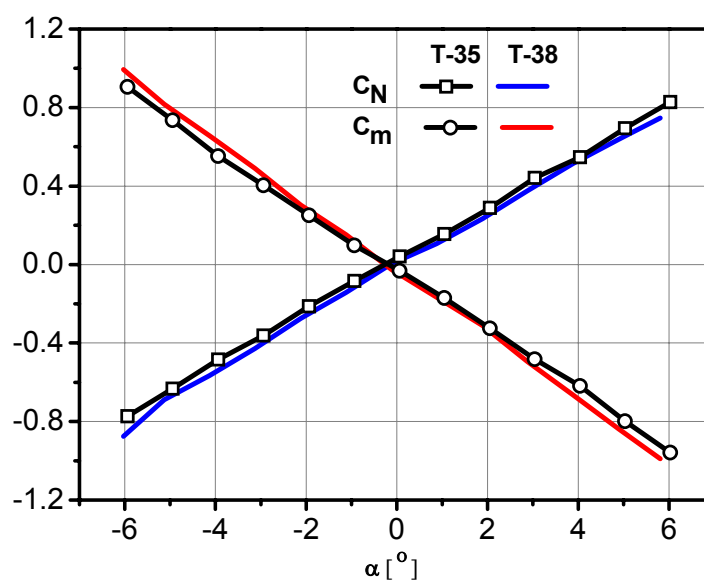
Истраживање утицаја рада система УВП модела ракете, у оквиру ове тезе, представља наставак развојног задатка противоклопне вођене ракете. Претходна

испитивања извршена су у трисоничном аеротунелу Т-38, при чему је испитан исти модел без симулације рада управљајућег вектора потиска, слика Сл. 130.

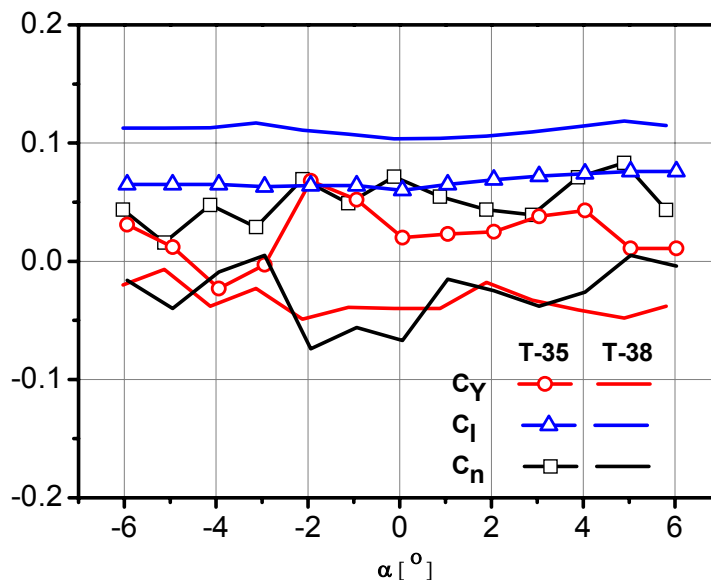


Сл. 130. Модел ракете на репном држачу у аеротунелу Т-38, $\phi=0^\circ$

На основу резултата тих испитивања извршена је упоредна анализа резултата на $M = 0.2$, [77]. Како се ради о истом моделу, са незнатно различитим држачима поређење добијених резултата је изводљиво и оправдано, и у највећој мери поуздано. Упоређени су случајеви истраживања када није било истицања ваздуха под високим притиском кроз млазице модела.



Сл. 131. Аеродинамички коефицијенти из испитивања у Т-35 и Т-38



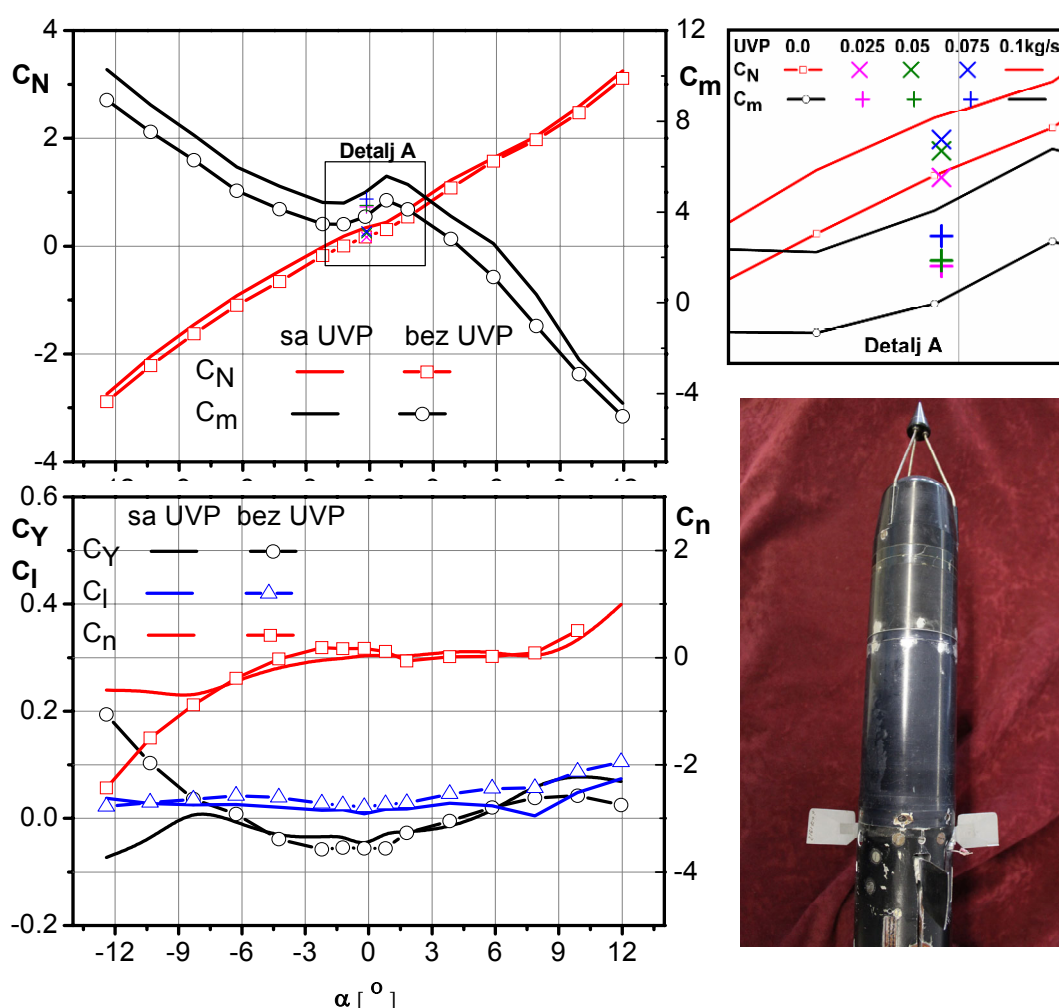
Сл. 132. Аеродинамички коефицијенти из испитивања у Т-35 и Т-38

На дијаграмима на сликама Сл. 131 и Сл. 132 упоредно су приказане вредности аеродинамичких коефицијената (нормалне силе и момента пропињања, бочне силе и момената ваљања и скретања), при одговарајућој брзини струјања ваздуха у радном делу.

Добијени резултати испитивања у доброј мери се слажу са резултатима добијеним из испитивања модела у трисоничном аеротунелу Т-38, ВТИ-а. Добијено је изузетно добро слагање вредности коефицијената нормалне силе, незнатна одступања вредности коефицијента момента пропињања, као и значајније одступање вредности коефицијената момента ваљања. Вредности осталих аеродинамичких коефицијената из ових испитивања улазе практично у област тачности аероваге. Разлог нешто већег одступања коефицијента момента ваљања из ова два упоредна испитивања лежи у томе што је прихват модела на петокомпонентну аеровагу у овом случају остварен нешто другачије него у стандардним тестовима. Наиме, поред прихвата на предњи конус, модел је са аеровагом повезан и преко цеви $\varnothing 12(\varnothing 9)$, која је део инсталације високог притиска за симулацију рада маршевског мотора, чиме је повећана крутост модела у равни ваљања и смањена осетљивост аероваге. Такође, у овом испитивању коришћена је петокомпонентна аеровага ВТИ385 са централним каналом, као делом инсталације високог притиска.

7.3.2 Анализа и верификација резултата испитивања са радом УВП

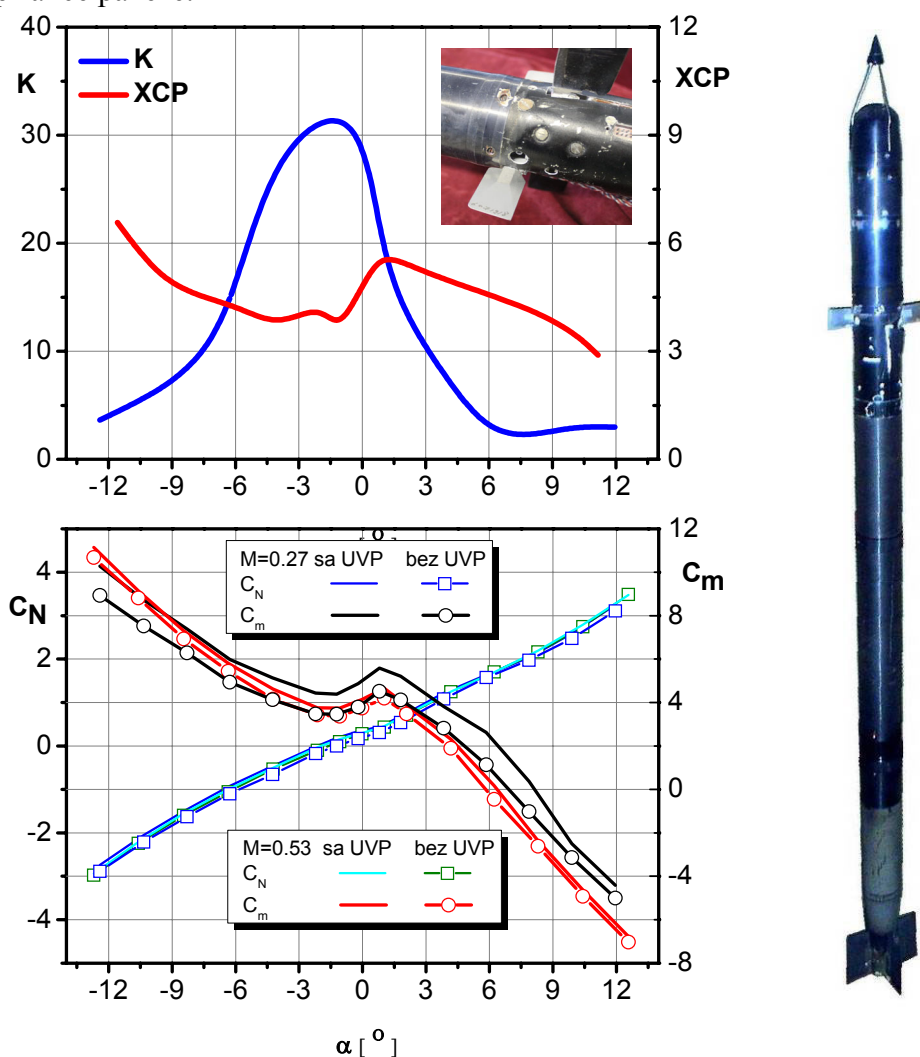
За потребе квантитативне и квалитативне потврде и оцене истраживања у оквиру ове тезе, извршена је анализа резултата аеродинамичког утицаја рада УВП код лаке противваздушне ракете приказане на слици Сл. 133, доле-десно, и Сл. 134, десно. У аеротунелу Т-38 извршена су три концептуално независна испитивања лаке противваздушне ракете у размери 1:1, и то: са прострујавањем ваздуха без дувања, са прострујавањем ваздуха у тесту и испитивањем без прострујавања. Аеродинамичке силе и моменти мерени су аеровагом ВТИ385, која је коришћена и за потребе истраживања у овој докторској тези.



Сл. 133. Резултати испитивања модела противваздушне ракете, Т-38, [97]

Резултати испитивања на Маховом броју $M=0.27$ приказани су на слици Сл. 133, лево, горе/доле, и анализирани су у сврху поређења релативног утицаја рада система УВП базираног на принципу бочних млазева, под углом од 90° , и

продувавању ваздуха високог притиска преко командних површина. Том приликом вариран је притисак у инсталацији за симулацију од 0; 21; 40; 60 и 78 bar. При том су остварени протоци ваздуха од 0; 0.025; 0.05; 0.075 и 0.1 kg/s, редоследно, детаљ А (слика Сл. 133, горе десно). Повећањем вредности масеног протока ефекат дејства млаза се повећава, како је и констатовано у одељку 7.2., из разлога увећања његове енергетске ефикасности у интеракцији са слободном струјом, што значајно утиче на на аеродинамичке карактеристике и свеукупно на перформансе ракете.



Сл. 134. Утицај рада система УВП за модел противваздушне ракете

Добијени резултати су очекивани и прихватљиви, и за разлику од истраживања модела ПТВР у аеротунелу Т-35, ефекат бочног млаза се не огледа у промени градијената коефицијената нормалне силе и момента пропињања. Разлог томе су, прво, велика удаљеност места ијекције од крилне секције, и друго,

бочни млаз се убацује под углом од 90° , у односу на осу модела, чиме је његов допринос практично константан током читаве поларе и не доводи до промене нагиба кривих. Вредност нормалне силе већа је од вредности без симулације рада због повећања притиска на доњаци управљачких површина преко којих ваздух преструјава, што такође, додатно увећава вредност коефицијента момента пропињања. Вредности осталих коефицијента незнатно се разликују у ова два случаја, осим у интервалу нападних углова од -12° до -8° , што се може приписати струјању на критичним нападним угловима са отцепљењем струје.

Вредности коефицијента утицаја на нормалну силу знатно је увећан, слика (Сл. 134, горе-лево) из разлога веома малих вредности коефицијента нормалне силе млаза (нормалне силе сведене на струјне параметре у инсталацији-мали масени проток у цеви пречника 3 mm). Такође, утицај на центар потиска је у нивоу са вредностима истраживања модела ПТВР спроведеног у оквиру ове тезе, иако је тест изведен са релативно малим масеним протоцима, знатно нижим него током поменутог истраживања. Разлог томе је што је место убацивања млаза удаљено око 413.5 mm од локације центар потиска, и што мале промене коефицијента нормалне силе изазивају велике промене момента пропињања.

Испитивањем противваздушне ракете на већим подзвучним брзинама струјања показано је да се повећањем Маховог броја ефекат дејства млаза смањује. На слици Сл. 134, доле-лево, приказани су резултати испитивања на $M=0.53$, што је јасно уочљиво.

С обзиром на горе наведено, очигледно је да се резултати анализе спроведене у одељку 7.2, у потпуности могу прихватити и користити за даљи рад. Показано је да млазеви у ова два теста имају веома сличне и очекиване утицаје, и да се закључци могу генерализовати.

У погледу методе УВП, и поред увећаних вредности утицајних коефицијента, убацивање бочних млазева нормално на површину модела са преструјавањем преко управљачких површина, бољи је избор у поређењу са урањањем брана у млаз. Разлог томе је што се у околину модела убризгавају млазеви малих масених протока, чиме се уносе мањи поремећаји у струјно поље, и изазивају такве промене аеродинамичких карактеристика, које се могу

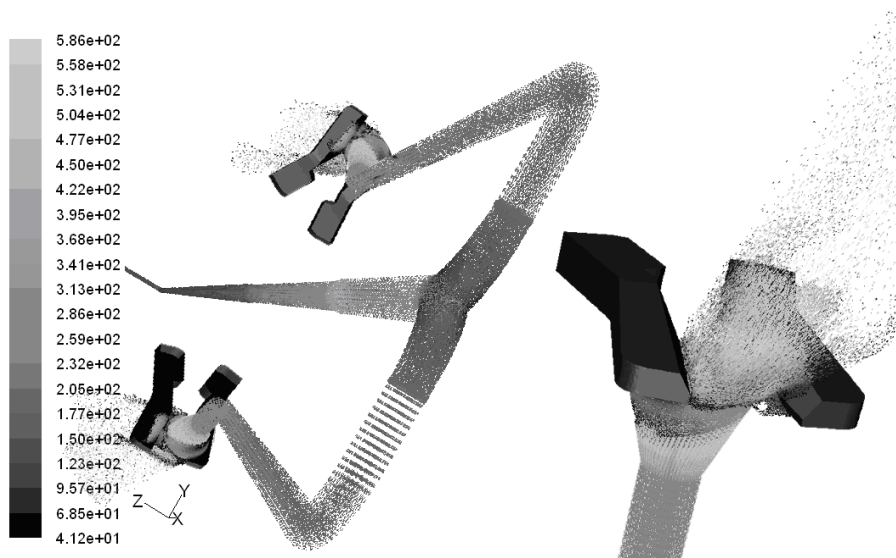
предвидети у фази пројекта система УВП. Испитивањем у аеротунелу Т-38 потврђено је да овакав систем УВП не мења градијенте аеродинамичких коефицијената, што истраживачима олакшава одређивање њиховог утицаја и омогућава да се у почетној фази пројекта предвиде сви релевантни чиниоци, који утичу на аеродинамичке карактеристике ракете.

7.4 Анализа и верификација резултата истраживања кроз поређење са резултатима CFD симулације

7.4.1 Анализа и верификација резултата у инсталацији високог притиска

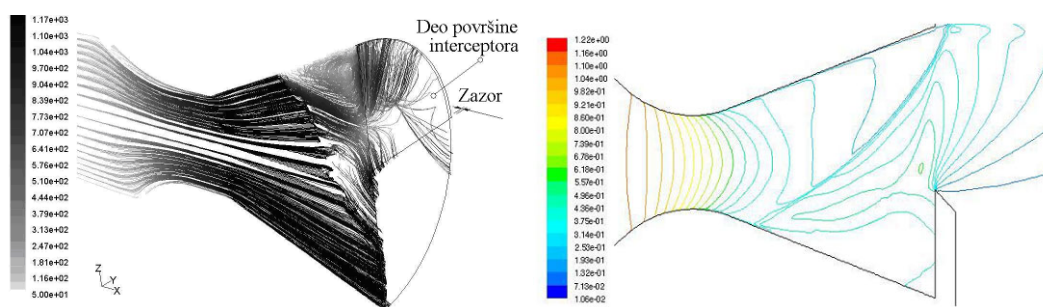
На основу поређења резултата прорачуна извршеног применом рачунара, описаног у одељку 3.6, и добијених експерименталних података за параметре струјања у инсталацији високог притиска може се рећи да је добијено изузетно слагање, што говори о добром избору и адекватно подешеном моделу условима теста. На слици Сл. 135, приказани су вектори брзине струјања унутар инсталације за притисак у резервоару од 40 bar. Остварени масени проток одређен мерењем параметара струјања у инсталацији био је око 0.315 kg/s, што је јако добро поклапање са прорачуном 0.35 kg/s, обзиром на уведена упрошћења при моделирању инсталације. У дивергентном делу млазника, испред препреке настале уношењем интерцептора, јавља се џеп повишеног притиска и смањење брзине струјања. Услед вискозности, део струје који обилази препреку изазива вртложење флуида у џепу, што се види на слици Сл. 136, лево, где је приказано простирање струјница које се налазе у равни симетрије млазника. Повишени притисак у џепу узрокује проток струје у бочном правцу у односу на раван симетрије. Као потврду томе извршен је прорачун са хибридном мрежом за дводимензионалну геометрију млазника, [35][37][38][83]-[87]. Структурна мрежа је примењена у конвергентном делу млазника и у областима граничних слојева, а неструктурна у дивергентном делу и изван млазника, где се очекује интензивно вртложење и скретање струје. У областима граничних слојева, мрежа је уситњена на препоручену вредност за примењене турбулентне моделе. Примењен је $k-\epsilon$ "realizable" модел са "enhanced wall treatment" моделом граничног слоја, базиран на Бусинесковој хипотези, који је најповољнији од свих варијанти $k-\epsilon$ модела, при

струјања са интензивним вртложењем и одвајањем граничног слоја. На Сл. 136, десно приказани су вектори поља брзина у зауставној зони, добијени овим прорачуном.



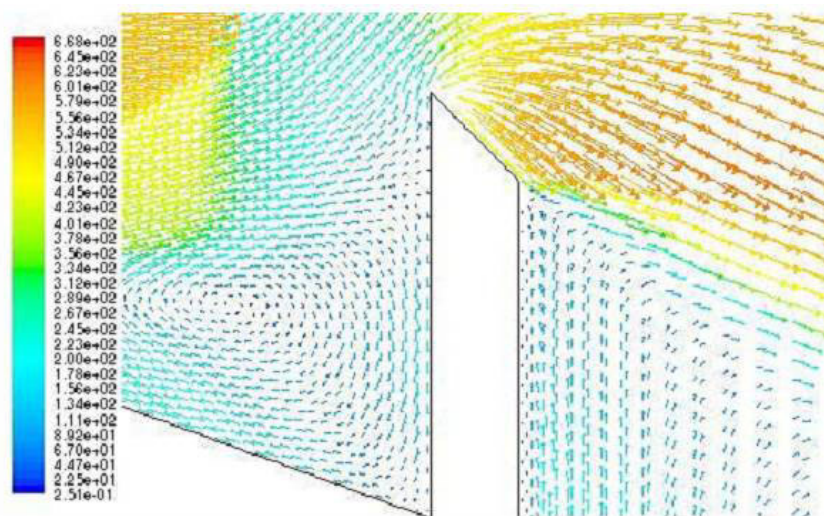
Сл. 135. Вектори брзине струјања у инсталацији високог притиска

Џеп повишеног притиска у надзвучној струји се понаша као клин и изазива појаву косог ударног таласа, слика Сл. 136, десно. Иза ударног таласа статички притисак флуида расте сразмерно опадању брзине струјања, и упркос паду тоталног притиска кроз ударни талас највећи је у самом вртлогу. На резултујућу силу притиска у дивергентном делу млазника највише утиче сам вртлог и остатак зоне иза ударног таласа.



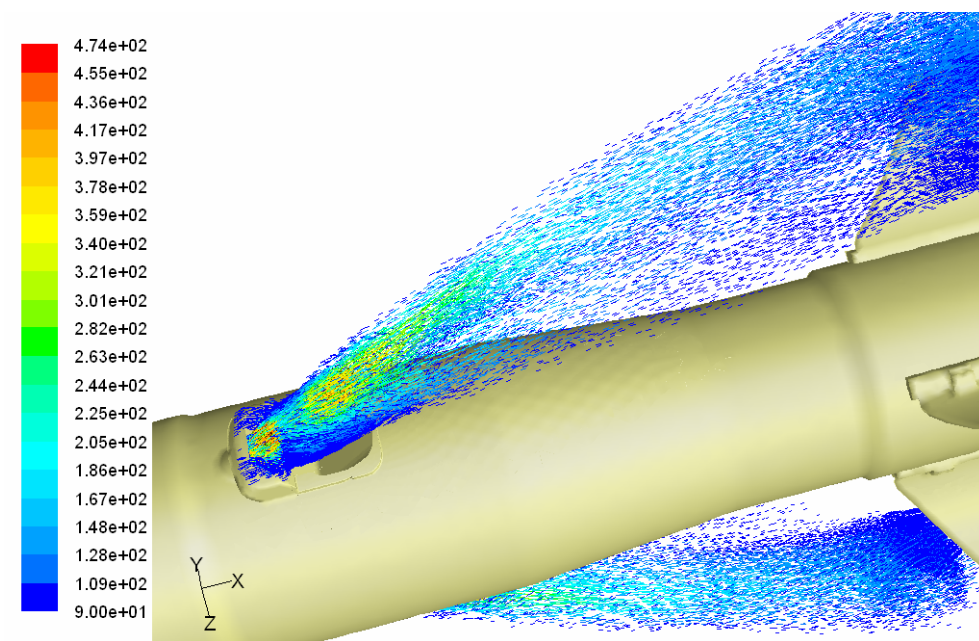
Сл. 136. Струјање у дивергентном делу млазника – лево, контуре Махових линија-млазник са препреком 40%, десно

Вектори брзине у непосредној близини препреке приказани су на слици Сл. 137.



Сл. 137. Вектори брзине у близини препреке

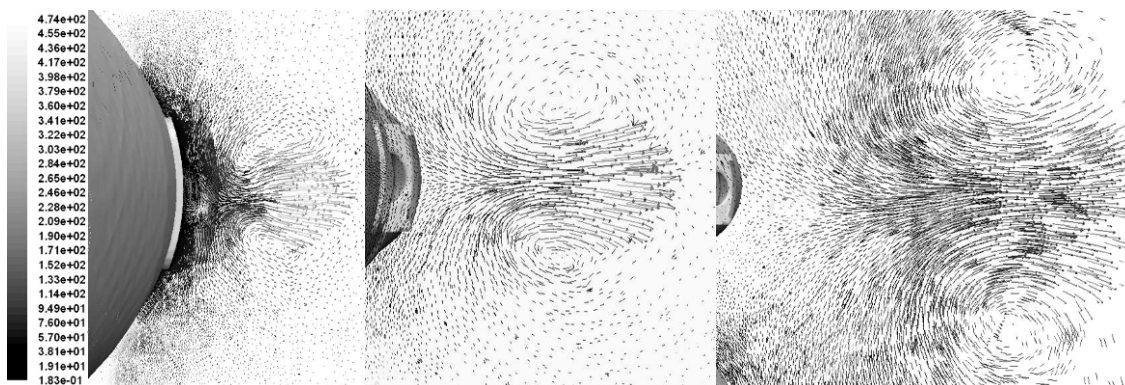
Јасно се уочавају зоне повратног струјања испред и иза препреке, као и нагло убрзавање у горњој зони око препреке.



Сл. 138. Вектори брзине струјања

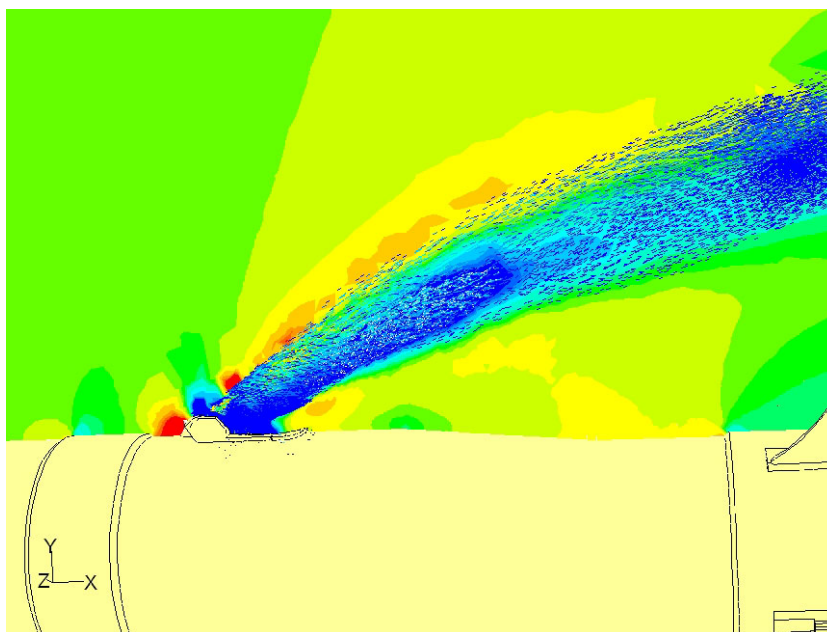
Као што је већ поменуто млазнице маршевског ракетног мотора се налазе на средини тела ракете, тако да истицање производа сагоревања значајно утиче на

њене аеродинамичке карактеристике. Овај утицај се пре свега огледа у ремећењу поља притиска ваздуха због ејекторског дејства млазева. Вектори брзине струјања млаза у три управне равни у односу на осу модела, позициониране на 0, 50 и 150 mm од излазног пресека млазнице приказани су на сликама Сл. 139.



Сл. 139. Вектори брзине струјања млаза у три управне равни на осу модела, на удаљености низ струју од 0, 100 и 150 mm од места инјекције

Расподела статичког притиска у равни симетрије дата је на слици Сл. 140. Јасно се уочава да се низводно од инјекције монотално дешава пад притиска, [90]-[95]. Негативан градијент притиска, заједно са смицајним силама од интеракције млаза са слободном струјом су механизми директно одговорни за стварање контра ротирајућег вртложног пара, [96].

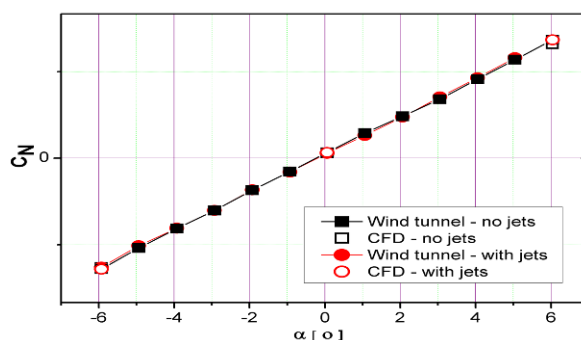


Сл. 140. Расподела притиска у равни симетрије модела

Недвосмислено је из претходне анализе потврђено да млаз који истиче у слободну струју доводи до промене градијента притиска низструјно од места инјекције, што за последицу има формирање вртлога, кроз стварање вртложних система, како је описано у поглављу 1.2.

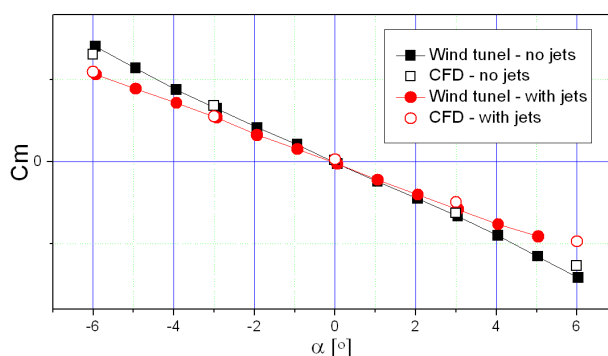
7.4.2 Анализа и верификација резултата аеродинамичке симулације

На сликама Сл. 141 и Сл. 142 приказани су аеродинамички коефицијенти нормалне силе и момента пропињања у функцији нападног угла из два упоредна испитивања на Маховом броју $M = 0.2$ без симулације и са симулацијом бочних млазева, редоследно. Током испитивања бране (интерцептори) нису биле уроњене у млаз.



Сл. 141. Коефицијент нормалне силе са и без симулације рада мотора

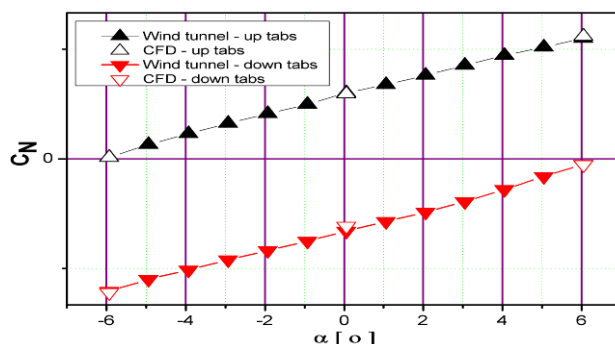
Такође, на дијаграмима упоредно су дате и вредности коефицијента нормалне силе и момента пропињања добијене CFD анализом.



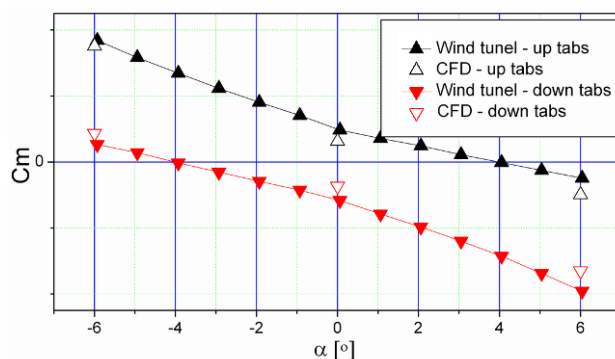
Сл. 142. Коефицијент момента пропињања

Аеродинамички коефицијенти нормалне силе и момента пропињања добијени у испитивањима са симулацијом млазева из два упоредна испитивања на

Маховом броју $M = 0.2$, у случајевима када су уроњене горње и доње приказани су на дијаграмима на сликама Сл. 143 и Сл. 144, редоследно. На сликама су приказане и вредности поменутих коефицијената добијене CFD анализом.



Сл. 143. Коефицијент нормалне силе са уроњеним бранама



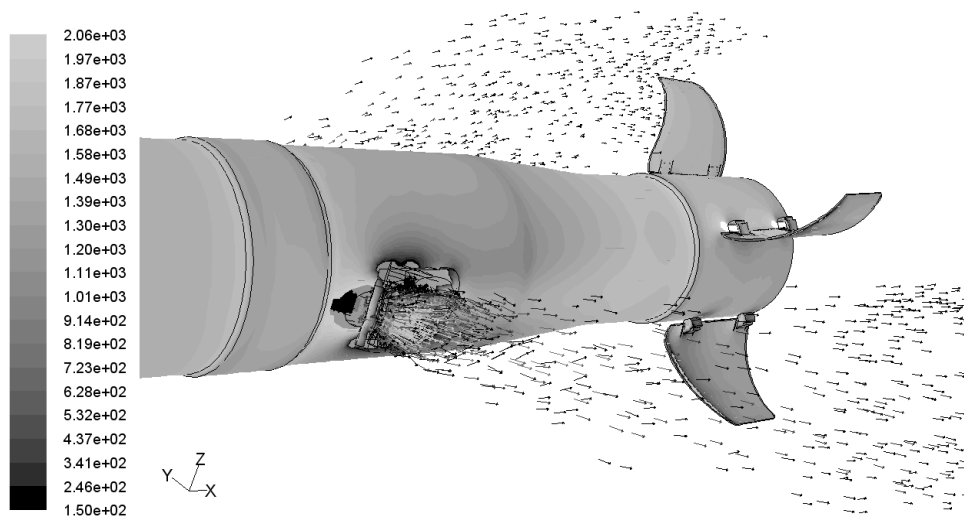
Сл. 144. Коефицијент момента пропињања са уроњеним бранама

Испитивања модела ракете са симулацијом рада управљања вектором потиска показала су да бочни млазеви немају битног утицаја на вредност коефицијента нормалне силе, али да зато имају значајан утицај на вредност момент пропињања.

Прорачуни методом коначних запремина указују да млазеви продуката сагоревања смањују притисак на телу ракете низ ваздушну струју, а такође ремете поље притиска између крила, слике Сл. 145 и Сл. 146, [89][91].



Сл. 145. Вектори брзине струјања ваздуха у интеракцији са геометријом ракете и млазом продуката сагоревања



Сл. 146. Контуре притиска на телу ракете и вектори брзине продуката сагоревања

Ови поремећаји постају значајнији када се командује системом за УВП, када су млазеви скренути и када је јако изражена несиметрична расподела притиска.

Упоредном анализом експерименталних резултата и резултата CFD симулације на Маховом броју 0.2 добијено је јако добро слагање коефицијената нормалне силе и момента пропињања, што показује добар квалитет целокупног процеса мерења аеродинамичких коефицијената.

7.5 **Анализа струјне слике добијене визуализацијом помоћу кончића**

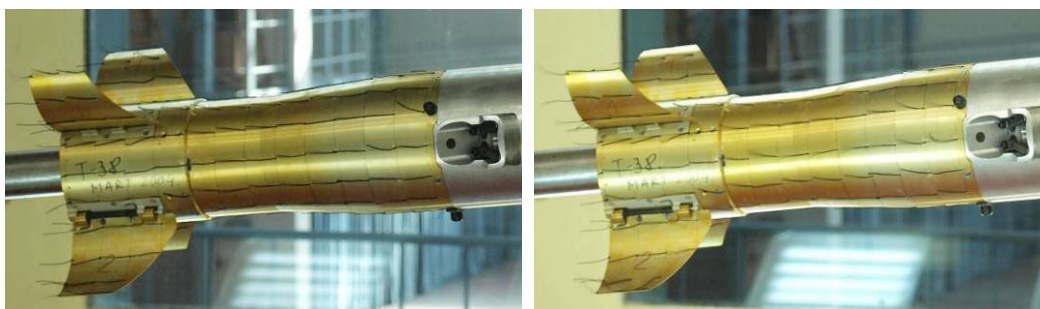
Визуализација струјања помоћу кончића је стандардна метода за добијање струјне слике око модела, чије предности су: добра и јасно видљива слика струјања, снимања целе поларе у току једног испитивања, и адекватне слике струјања условима испитивања, [88]. Циљ визуализације био је да се учини видљивим утицај бочних млазева на управљивост и летне карактеристике ракете, тако што је у току рада аеротунела омогућено и истицање ваздуха под притиском одговарајућег масеног протока кроз млазнице. Стога, површине предвиђене за визуализацију, задњи део модела одмашћене су и очишћене, и припремљене за фазу лепљења кончића.

На површинама је, како би се задржао правилан размак између кончића и спречило њихово уплитање, исцртана мрежа 30 mm × 30 mm. За овај модел са великом рефлексијом површина изабрани су црни кончићи, да би се обезбедило што већи контраст. Дужина кончића била је око 30 mm, а дебљина 0.5 mm. Због добре савитљивост, мале масе и потребне чврстоће материјала, изабрани су памучни кончићи. Слободни крај кончића је умочен у супер лепак, како би се спречило расподела истих. Дужина кончића натопљена лепком, била је од 0.5 до 1.0 mm.

Кончиће је потребно причврстити за више или мање закривљене површине модела и, наравно, због тога што кончићи морају да буду причвршћени током трајања целог опита визуализације, лепак мора да поседује одговарајуће карактеристике, које имају цијаноакрилатни лепкови у виду гела. Изабран је Permatex супер лепак у гелу 82181, који може да изврши лепљење памучних кончића за дуралуминијум и спада у групу тзв. тренутних лепкова односно залепљени спој очвршћава за око 20 s. Лепак је провидан, и посебно се препоручује за примену на вертикалним и обрнутим површинама.

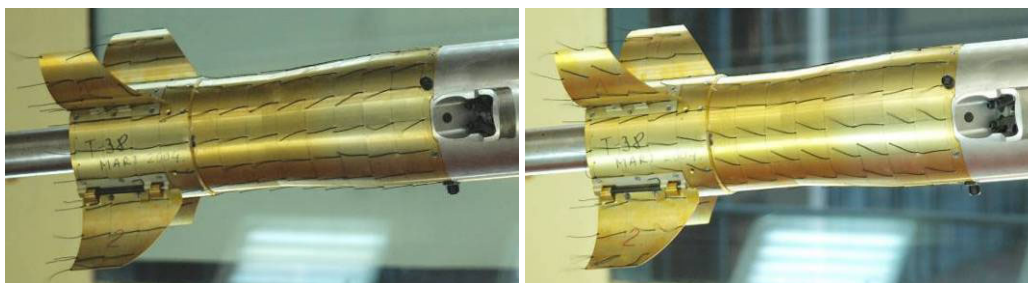
Регистровање ефеката визуализације вршено је помоћу дигиталног фотоапарата, где је сликан сваки појединачни угао, чиме је регистрован одређени тренутак времена и дати положај. Промена нападног угла вршена је у step by step

моду. Такође, дигиталним фотоапаратом са видео записом у AVI формату регистрован је цео интервал промене нападног угла α и процес опструјавања у целом интервалу, при чему је промена нападног угла вршена у континуалном (sweep) моду. Снимци визуализације струјања око модела ракете дати су на сликама Сл. 147 и Сл. 148 за Махов број $M=0.2$ на $\alpha = 6^\circ$ и углу ваљања 0° . На слици Сл. 147 дата је слика струјања за случај испитивања без млаза, лево и са дејством млаза без уроњених команди, десно.



Сл. 147. Визуализација струјања без млаза-лево; са млазем без команди-десно

На слици Сл. 148 приказана је слика струјања око модела са уроњеним горњим бранама, лево и са уроњеним доњим бранама, десно.



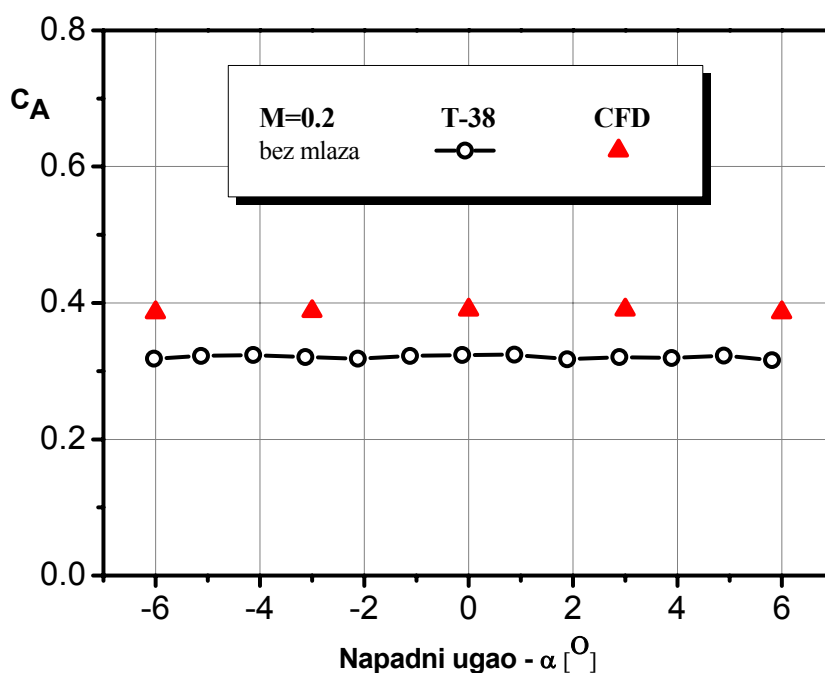
Сл. 148. Визуализација струјања са млазем горње команде-лево; са млазем доње команде-десно

Ефекти визуализације су јасно видљиви. Добијена је веома добра и јасна слика струјања око модела, која по карактеру одговара, како добијеним резултатима мерења аеродинамичких коефицијената, тако и слици струјања добијеној нумеричким симулацијама. Кончићи заузимају правац струјница и мирују у случају струјања без дејства млаза. Укључивањем млаза, а посебно командовањем бранама, струјање постаје вртложно, што за последицу има хаотично понашање кончића, који покушавају прате промену струјања током времена. На основу визуализације струјања око модела можемо дати

квантитативну оцену понашања модела ракете на испитиваним нападним угловима. Снимљена слика струјања је јасна, и по карактеру појава одговара резултатима мерења аеродинамичких коефицијената на основу којих дајемо квалитативну оцену. Такође, током испитивања праћена је и симетричност опструјавања модела.

7.6 Анализа и верификација резултата истраживања поређењем аксијалне силе добијене CFD симулацијом и мерењем у аеротунелу Т-38

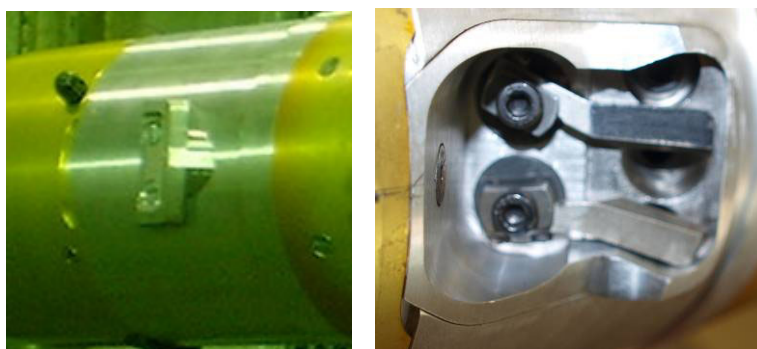
Вредност аксијалне силе добијене нумеричком анализом у програмском пакету Fluent, при истим условима испитивања, знатно се разликује од вредности исте добијене у мерењима у трисоничном аеротунелу Т-38, слика Сл. 149. Добијене вредности су за око 25% веће од измерених.



Сл. 149. Коефицијент аксијалне силе – упоредни приказ

Постоји неколико разлога за релативно велику разлику поређених резултата. Први, комплетан прорачун динамике флуида CFD симулација спроведен је без присуства држача модела, при чему није узет утицај стинга на вредност аксијалне силе и свих осталих коефицијената, понаособ.

Други разлог је знатно измењена геометрија струјног простора модели коришћеним у експерименту. Наиме, тест у трисоничном аеротунелу није укључивао мерење утицаја рада мотора и система УВП, па је стога струјни простор израђен без детаља и то само део који је излазио из калибра модела, види слику Сл. 150. Током израде модела за испитивање са симулацијом УВП у Т-35 струјни простор је верно представљен, како у тесту, тако и при CFD симулацијама.



Сл. 150. Изглед струјног простора на моделу у Т-38, лево и Т-35, десно

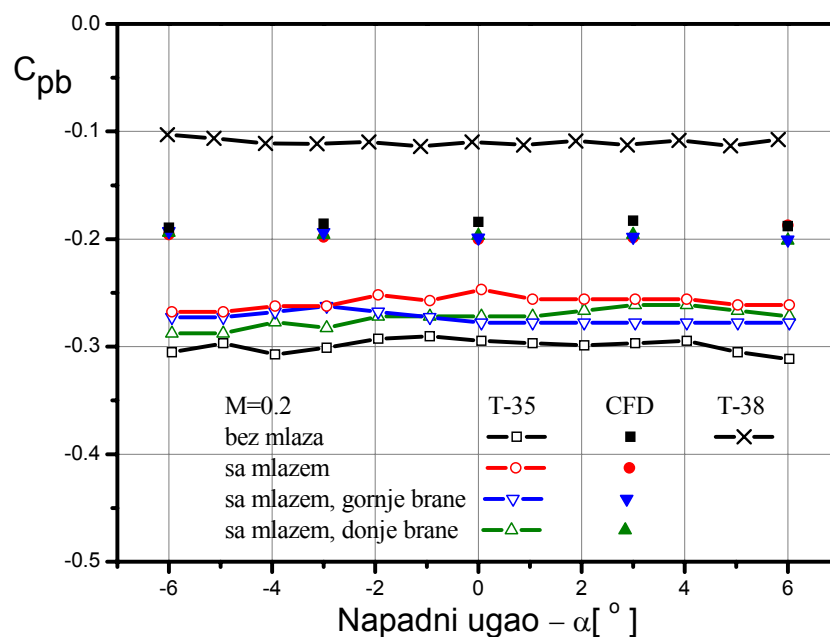
Трећи разлог неслагања може се наћи у разликама током мерења базног притиска, које утиче на укупну аксијалну силу, кроз отпор базе модела. Детаљна објашњења мерења базног притиска дата су у одељку, 7.7.

7.7 **Анализа и верификација резултата кроз мерење притиска базе**

Базни притисак током теста извршеног у трисоничном аеротунелу мерен је пиезоотпорним диференцијалним давачем произвођача Druck (заправо мерена је разлика статичког и базног притиска), опсега 0.35 bar, што је знатно већа вредност од опсега давача од 0.070 bar, истог типа, коришћеног у аеротунелу Т-35. Такође, нелинеарност и хистереза давача у мерењу била је нешто виша, око 0.03% пуног опсега, што износи око 10 mbar. Вредност од неколико милибара која се мерила поменути давачем, практично је дупло мања и улази у границе тачности давача.

Такође, још један од разлога различитог мерења базног притиска налази се у чињеници да је због инсталације високог притиска, коју је било неопходно

спровести кроз стинг, за тестове у аеротунелу Т-35 употребљен дражач пречника од 48 mm, за 12.5% већи од пречника стинга у трисоничном аеротунелу.



Сл. 151. Коефицијент притиска базе модела

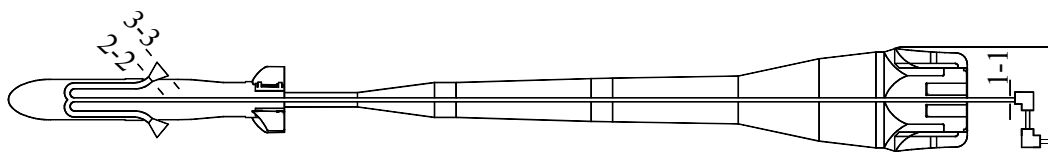
Модел у том случају био је постављен на стинг пречника 42 mm. Узимајући све горе наведено, са посебним акцентом на тачност мерења базног притиска у аеротунелу Т-38, разумљиво је да постоје одступања резултата мерења.

7.8 Прорачун потиска млаза и верификација кроз поређење са резултатима CFD симулације

На основу мерења у инсталацији за симулацију рада система УВП током испитивања модела ракете на $M=0.2$, при углу ваљања 0° , без интерцептора извршен је прорачун потиска који се ствара током њеног рада. Разматрано је стварно једнодимензионо струјање ваздуха под притиском са трећем о зидове цеви константног попречног пресека. Ради се дакле о изоенергетском струјању код кога је енталпија константна, [45][89].

Измерени параметри током симулације, пресек 1-1, у поменутом случају су, види скицу на Сл. 152:

- Заушавни притисак у инсталацији $p_0' = 4444400 P_a$;
- Статички притисак у инсталацији $p_1' = 4218800 P_a$;
- Заушавна температура у инсталацији $T_0^i = 269.81 K$;



Сл. 152. Карактеристични пресеци у инсталацији високог притиска

Геометријски параметри карактеристичних пресека:

- Површина мерног пресека, пресек 1-1

$$A_1 = \frac{0.009^2 \cdot \pi}{4} = 6.362 \cdot 10^{-5} m^2; \quad (80)$$

- Површина улазног пресека дивергентног дела млазница, пресек 2-2

$$A_2 = 2 \cdot \frac{0.009^2 \cdot \pi}{4} = 1.2724 \cdot 10^{-4} m^2; \quad (81)$$

- Површина излазног пресека млазница, пресек 3-3

$$A_3 = 2 \cdot \frac{0.00163^2 \cdot \pi}{4} = 4.173 \cdot 10^{-4} m^2; \quad (82)$$

Струјни параметри мерног пресека 1-1:

$$M_1 = \sqrt{\frac{2}{(\kappa-1)} \cdot \left[\left(\frac{p_0'}{p_1'} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]} = 0.274; \text{ - Махов број} \quad (83)$$

$$T_1' = \frac{T_0'}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1^2\right)} = 265.8 K; \text{ - статичка температура} \quad (84)$$

$$\rho'_1 = \frac{p'_1}{R \cdot T'_1} = 55.3 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}; \text{ - густина} \quad (85)$$

$$V_1 = M_1 \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T'_1} = 89.5 \frac{\text{m}}{\text{s}}; \text{ - брзина струјања} \quad (86)$$

$$\dot{m} = V_1 \cdot \rho'_1 \cdot A_1 = 0.315 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \text{ - масени проток} \quad (87)$$

Како се ради о цевима констатног попречног пресека, адијабатско струјање у цеви, праћено трећем назива се Фаноово струјање. Параметри при критичним условима су констатни за за посматрани адијабатски ток. Ради одређивања промене параметара флуида на дужини цеви на којој се М број промени са M_1 на M_2 , потребно је наћи параметре за одговарајуће М бројеве и поделити их. На основу развијених једначина за Фаноово струјање добијају се параметри струјања у улазном пресеку дивергентног дела млазнице, пресек 2-2:

$$p'_2 = \frac{p'_1 \cdot M_1}{\sqrt{\frac{\kappa+1}{2+(\kappa-1) \cdot M_1^2}}} = 1.062 \cdot 10^6 P_a; \text{ - статички притисак} \quad (88)$$

$$p'_{02} = p'_2 \cdot \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 2.011 \cdot 10^6 P_a; \text{ - зауставни притисак} \quad (89)$$

$$T'_2 = \frac{T'_0}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{\kappa}\right)} = 224.842 K; \text{ - статичка температура} \quad (90)$$

$$V_2 = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T'_2} = 300.57 \frac{\text{m}}{\text{s}}; \text{ - брзина струјања} \quad (91)$$

Излазни пресек 3-3:

$$A_3 = A_2 \cdot \frac{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \cdot \left(\frac{p'_{02}}{p'_3}\right)^{\frac{1}{\kappa}}}{\sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{p'_{02}}{p'_3}\right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}\right]}}; f_{(p'_3)} = A_3 - A_2 \cdot \frac{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \cdot \left(\frac{p'_{02}}{p'_3}\right)^{\frac{1}{\kappa}}}{\sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{p'_{02}}{p'_3}\right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}\right]}}; \quad (92)$$

$$p'_3 = 100000 P_a; \quad \underline{p'_3} = \text{root}(f(p'_3), p'_3) = 82270 P_a; \text{ - статички притисак} \quad (93)$$

$$V_3 = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa}{\kappa - 1} \cdot R \cdot T_0' \cdot \left[1 - \left(\frac{p_{02}'}{p_3'} \right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right]} = 569.71 \frac{m}{s}; \text{ - излазна брзина} \quad (94)$$

$$F_T = \dot{m} \cdot V_3 + (p_3' - 100000) \cdot A_3 = 171.954 N \text{ - потисак.} \quad (95)$$

Провера резултата добијених прорачунском динамиком флуида:

$$p_{3CFD}' = 100000 - 56951.016 = 4.305 \cdot 10^4 Pa; \quad (96)$$

$$V_{3CFD} = 568.60 \frac{m}{s}; \quad (97)$$

$$F_{T_{CFD}} = \dot{m} \cdot V_{3CFD} + (p_{3CFD}' - 100000) \cdot A_3 = 172.06 N. \quad (98)$$

Из горе извршеног прорачуна јасно се види да је добијено изузетно слагање резултата прорачуна потиска добијеног мерењем у пнеуматској инсталацији на мерном месту, пресек 1-1, и резултата струјања одређених нумеричком анализом струјања. Одлично слагање је потврда добро извршеног експеримента и адекватног избора, начина мерења, мерне опреме и инструментације.

7.9 Анализа резултата CFD симулације са хладним ваздухом и продукатима сагоревања

Резултати CFD симулације урађени су за Махов број непоремећене струје $M=0.2$, углу ваљања модела 0° и при масеном протоку у инсталацији за симулацију рада УВП од 0.5 kg/s , који одговара оном који се остварује током рада реалног ракетног мотора.

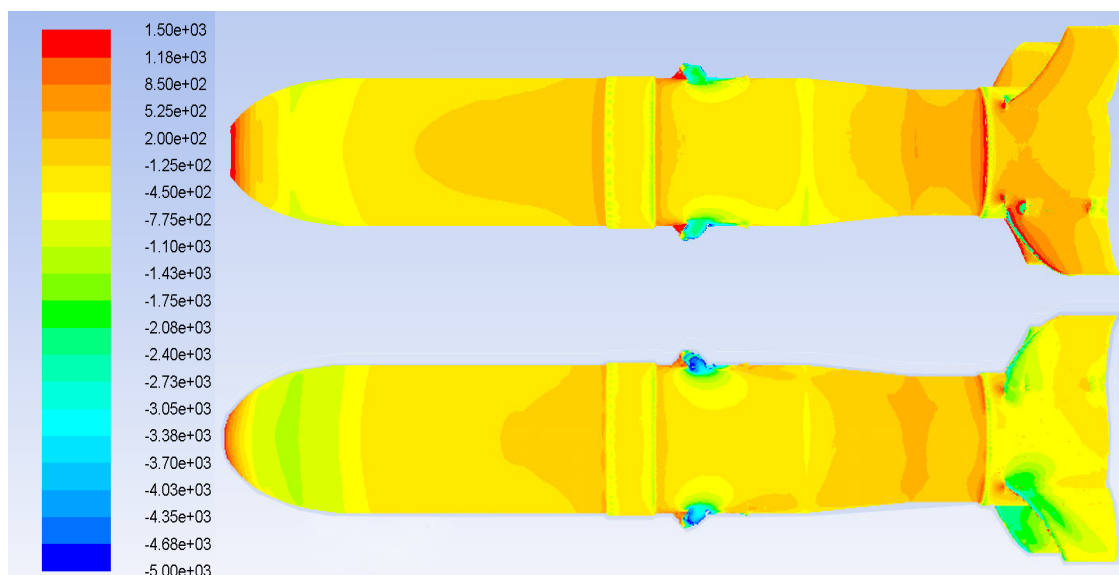


Сл. 153. ПТВР са системом УВП на принципу урањања интерцептора у млаз

На слици Сл. 153 приказан је рад система УВП у реалном лету. Резултати симулације дати су табели 0, а коментарисани су само за конфигурацију модела са уроњеним горњим бранама на нападном углу од -6° . Резултати CFD симулације са уроњеним командама

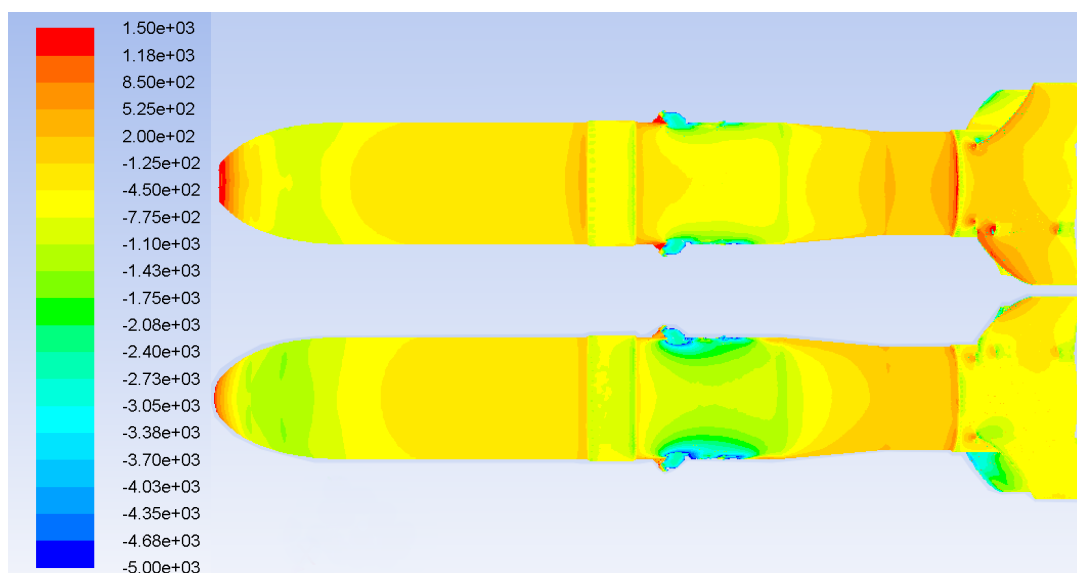
α	Хладни ваздух, горње команде $m = 2 \times 0.25 = 0.5 \text{ kg / s}$				Продукти сагоревања, горње команде $m = 2 \times 0.25 = 0.5 \text{ kg / s}$ $T_{ks}=2300 \text{ K}, T_{iz}=1500 \text{ K}$			
	C_A	p_b	C_N	C_m	C_A	p_b	C_N	C_m
-6	0.41	-543	-0.998	1.32	0.497	-720	-1.22	0.587
-3	0.41	-548	-0.504	1.1	0.495	-733	-0.61	0.270
0	0.407	-551	0.039	0.6	0.49	-744	-0.1	-0.048
3	0.407	-548	0.5	0.25	0.48	-732	0.48	-0.552
6	0.398	-563	0.995	-0.4	0.46	-719	0.97	-0.60

Температура хладног ваздуха одговара темеператури измереној у поменутом аеротунелском испитивању, док је температура симулације топлих продуката сагоревања адекватна темеператури која се постиже у комори сагоревања маршевог мотора $T=2300\text{K}$, што је на излазу из млазника негде око $T=1500\text{K}$.

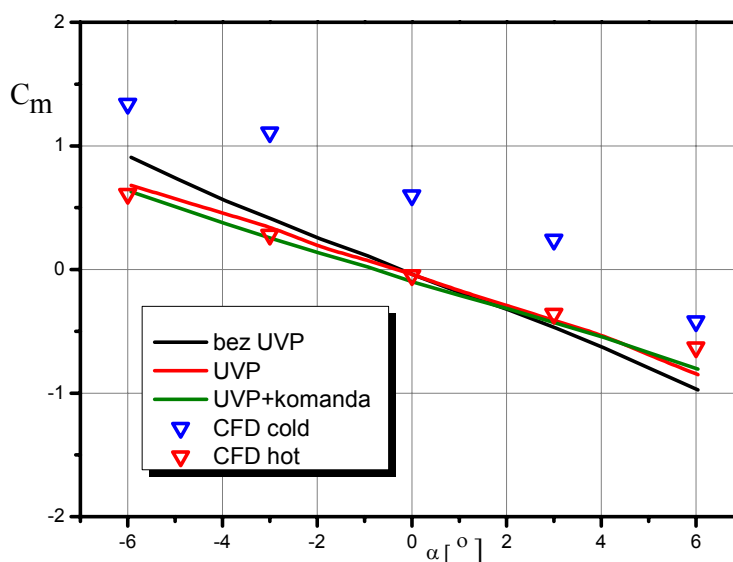


Сл. 154. Расподела статичког притиска на моделу ракете, хладни ваздух – на горњој и доњој страни модела на нападном углу $\alpha=-6^\circ$

На сликама Сл. 154 и Сл. 155 приказане су расподела статичког притиска на површини модела за $M=0.2$, при углу ваљања 0° , и моделом на нападном углу -6° , за симулације са хладним ваздухом и продуктима сагоревања, редоследно. Горње препреке су током симулације биле уроњене у млаз.



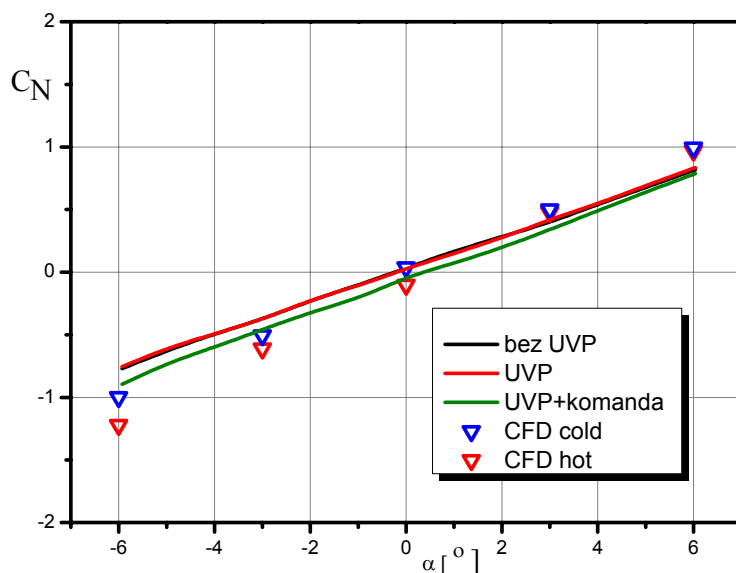
Сл. 155. Расподела статичког притиска на моделу ракете, продукти сагоревања - на горњој и доњој страни модела на нападном углу $\alpha=-6^\circ$



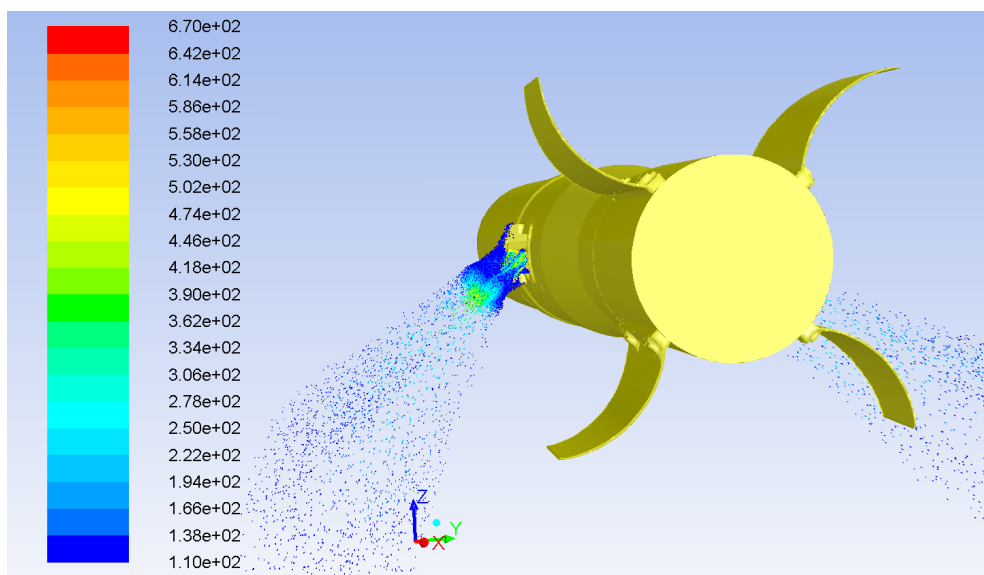
Сл. 156. Ефекти хладног ваздуха и продуката сагоревања на C_m

Уочава се да истицање хладног ваздуха из млазника у већој мери ремети расподелу статичког притиска на моделу, посебно у зони крилне секције, што се јако одражава на момент пропињања модела, види слику Сл. 156, при том је тај

ефекат на коефицијент нормалне силе незнатан. Са дијаграма на сликама Сл. 157 јасно се види да хладни ваздух и топли продукти сагоревања имају сличан ефекат на нормалну силу, осим што градијент криве нормалне силе услед дејства топлог гаса има незнатно већу вредност од градијента са хладним ваздухом.



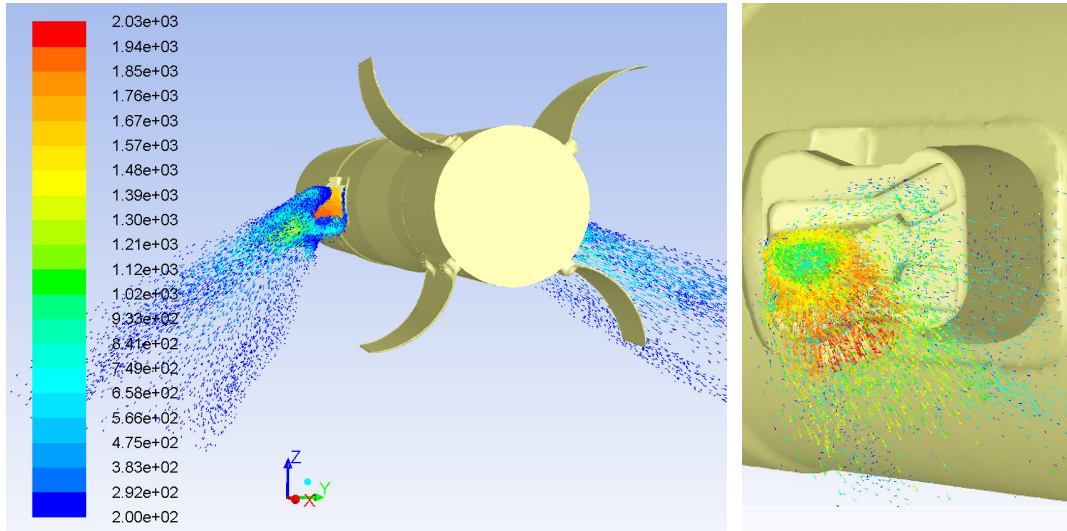
Сл. 157. Ефекти хладног ваздуха и продуката сагоревања на C_N



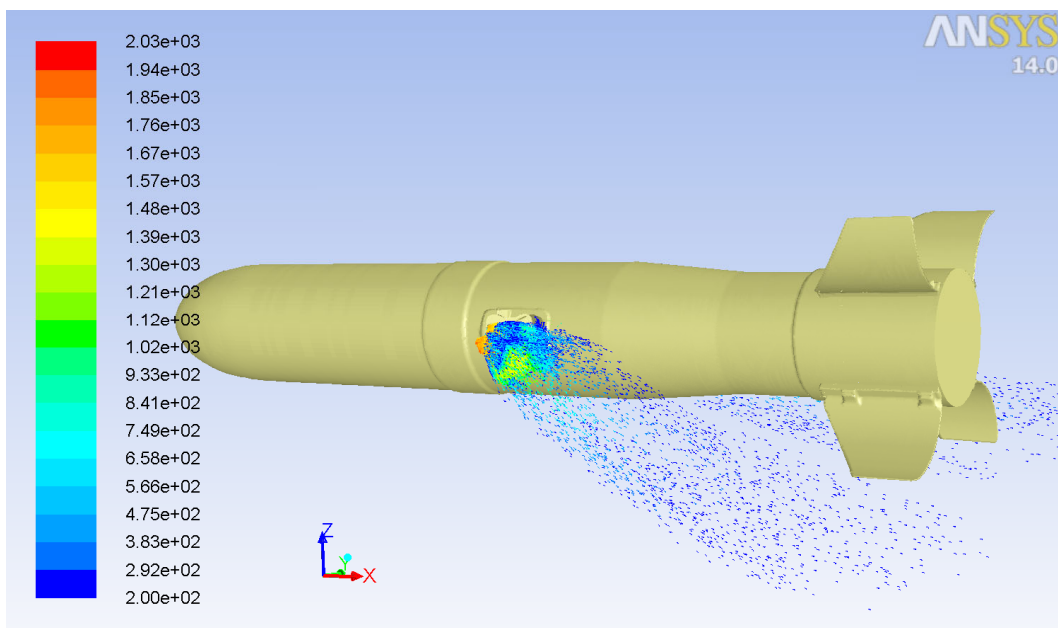
Сл. 158. Вектори брзине струјања, хладни ваздух – горње бране, $\alpha = -6^\circ$

Резултати дејства топлог гаса на аеродинамичке карактеристике модела веома добро се слажу експерименталним резултатима у истој конфигурацији испитивања са хладним ваздухом, са незнатним одступањима за нападне углове

преко 5° . Вектори брзине струјања са уроњеним горњим командама у млазу хладног ваздуха приказани су на слици Сл. 158. На сликама Сл. 159 и Сл. 160, приказани су вектори брзине струјања млаза продуката сагоревања.



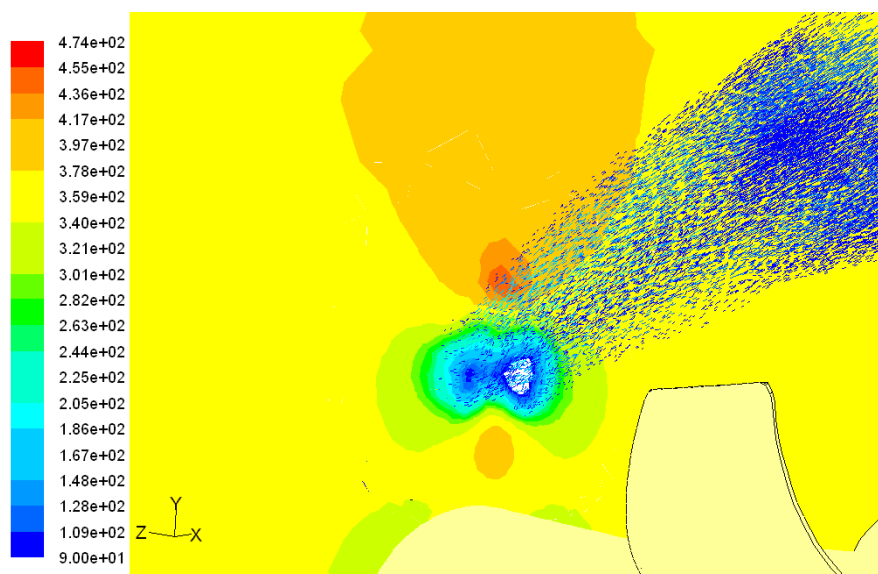
Сл. 159. Вектори брзине струјања, продукти сагоревања – горње бране, $\alpha = -6^\circ$ - задњи поглед (лево) и детаљ струјног простора млазника (десно)



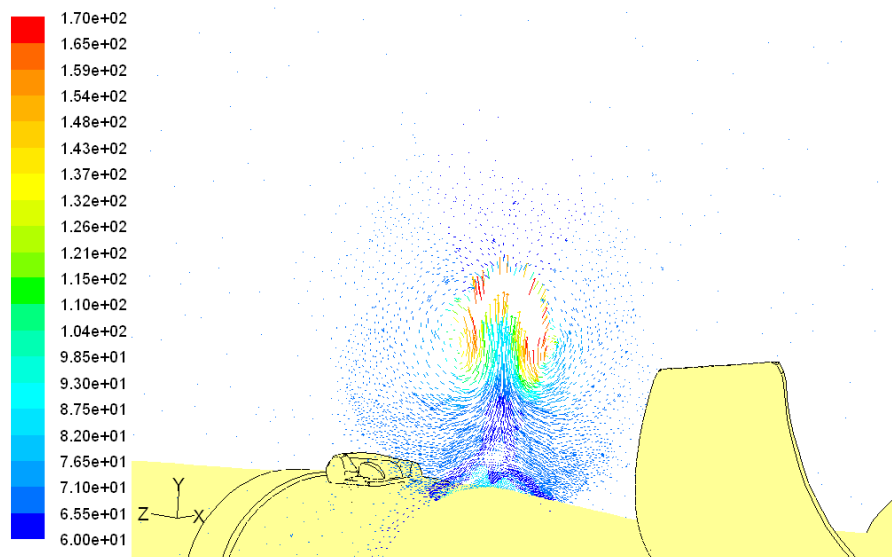
Сл. 160. Вектори брзине струјања, продукти сагоревања – горње бране, $\alpha = -6^\circ$ - бочни поглед

Један од главних разлога већине ефеката комплексне структуре млаза узрокован је интеракцијом ударног таласа од млаза и граничног слоја око модела,

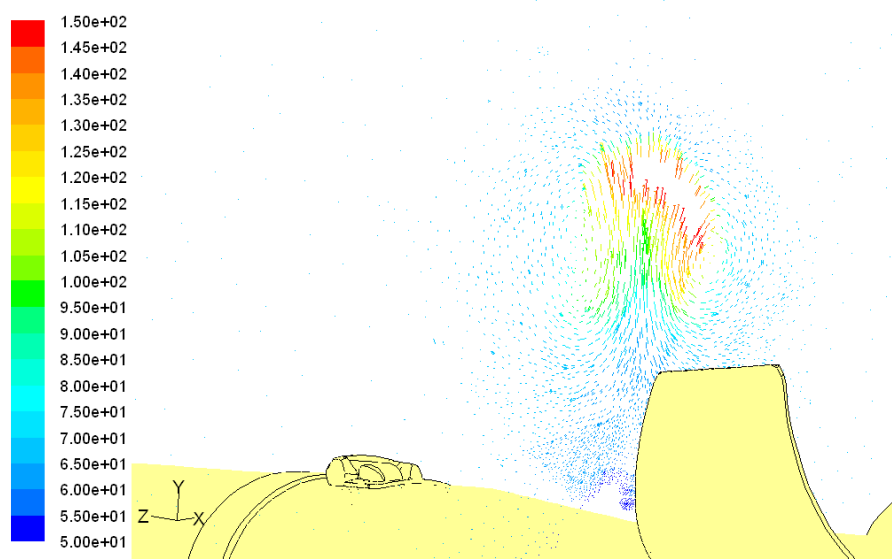
поготово ако је гранични слој израженији. Такав гранични слој доводи до значајног повијања ударног таласа у близини модела, што је веома сложено у погледу струјних феномена, за које не постоје једноставна теоријска објашњења, [12]. Гранични слој је турбулентан низструјно од зоне интеракције, а ефективни утицај са спољашњом струјом формира гранични слоју још веће дебљине. Као што је већ описано у одељку 1.2 флуид из граничног слоја путује са млазом, и одваја се низводно на страни формирања вртлога, [98][99]. Максимална брзина истицања топлог гаса је око 2030 m/s, што је 3 пута већа брзина од вредности брзине истицања хладног ваздуха, што је основни разлог што врели гаса има знатно већу енергију и структуру која другачије интерагује са слободном струјом. На сликама од Сл. 161, Сл. 162 и Сл. 163 приказани су вектори брзине струјања хладног ваздуха за услове струјања $M=0.2$ са уроњеним горњим командама и при истом масеном протоку као врели гас, у три пресека управна на осу модела лоцирана на месту убризгавања, на 50 mm и 150 mm од места убризгавања, редоследно. Уочава се да истицање хладног ваздуха, производи систем ударних таласа, слабијег интензитета него у случају врелог гаса. Мањи градијент притиска испред места убризгавања доводи до умеренијег одвајања граничног слој, и стварања шире зоне са негативним градијентом притиска. На сликама се јасно уочавају потковичасти вртлог, вртложни пар и контра ротирајући вртлози.



Сл. 161. Вектори брзине струјања млаза у равни управној на осу модела, на месту инјекције млаза



Сл. 162. Вектори брзине струјања млаза у равни на 50 mm од млазница

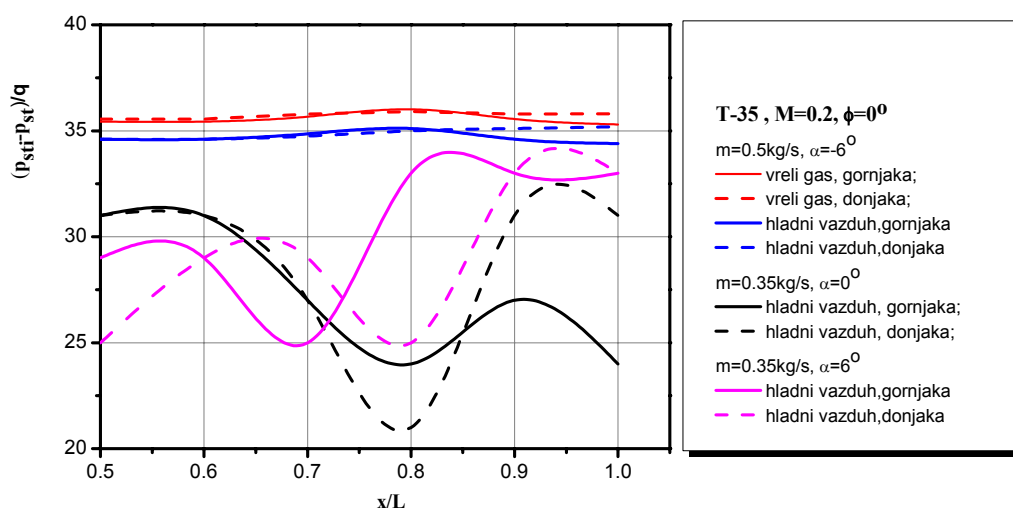


Сл. 163. Вектори брзине струјања млаза у равни на 150 mm од млазница

Прорачуни за врелим млазом на Маховом броју $M=0.2$ показали су значајно мање одвајање граничног слоја око модела, него у случају коришћења хладног ваздуха под притиском. Стога, узимајући у обзир све горе наведено, а при томе и уважавајући чињеницу да се аеротунелски тестови, у највећем броју случајева, спроведе са хладним ваздухом јасно је да се варирањем параметара (брзина истицања, притисак, масени проток, итд) може прецизно репродуковати ефекат који производе врели продукти сагоревања у реалним условима лета.

7.10 Анализа расподеле статичког притиска на моделу на основу резултата CFD симулације

Релативна расподела статичког притиска, разлика статичког притиска на горњаци/доњаци модела и статичког притиска испитивања сведена на динамички притисак испитивања, у функцији релативне дужине мерено од врха модела у вертикалној равни симетрије модела дата је на слици Сл. 164. Због боље прегледности приказана је само релативна расподела на задњем делу модела иза млазница, тј. места инјекције млаза. На дијаграму су приказане вредности релативне расподеле притиска у конфигурацији модела са уроњеним горњим бранама на углу ваљања 90° , како, за хладни ваздух при масеном протоку 0.315 kg/s на углу пропињања 0° и 6° и масеном протоку 0.5 kg/s , са моделом на $\alpha=-6^\circ$; тако и за врели гас са 0.5 kg/s , и моделом постављеним на $\alpha=-6^\circ$.



Сл. 164. Релативна расподела статичког притиска на моделу

Вредности статичког притиска за поменуте случајеве, како током експеримента нисмо имали мерење истог, добијени су као резултат CFD симулације. Јасно се уочава да је расподела статичког притиска на моделу на већем масеном протоку знатно уједначенија, и да су разлике на горњаци и доњаци готово занемарљиве, за разлику од случаја експеримента са масеним протоком од 0.315 kg/s у инсталацији. Самим тим, на основу изложеног, може се закључити да је и утицај млаза са реалним масеним протоком од 0.5 kg/s знатно мањи и да се његов утицај на аеродинамичке карактеристике може практично игнорисати.

8 ЗАКЉУЧАК И ПРАВЦИ ДАЉЕГ ИСТРАЖИВАЊА

За истраживање кроз предложену тезу искоришћено је експериментално испитивање рада система УВП на моделу противтенковске вођене ракете у аеротунелу, која је намењена за уништавање покретних и непокретних оклопљених циљева на малим даљинама. Ракета има полуаутоматски систем вођења. Веза између оператера и ракете се одржава преко микрокабла који се у току лета одмотава са дна ракете. Гађање се врши тако што оператер после лансирања ракете крст кончанице оптоелектронског нишана држи усмерен у центар мете. Маса ракете на старту је око 14,5 kg, а почетна брзина око 14 m/s. Поред избацног мотора, који завршава са радом још док је ракета у лансирној цеви, за убрзавање ракете користи се и маршевски мотор који почиње са радом два метра од лансирне цеви. Ракета убрзава све време лета и достиже крајњу брзину око 230m/s. Управљање ракетом врши се методом управљања вектором потиска, тј. стварањем несиметричног струјања дела продуката сагоревања, који истичу кроз млазнице. Две млазнице маршевског ракетног мотора су симетрично постављене, под углом од 40° у односу на осу ракете, у зони тежишта ракете. Време лета ракете до крајњег домета је око 4,2 s. Крилна секција, смештена је на крају ракете, и обезбеђује стабилност ракете, као и ротацију од 5 Hz до 10 Hz (конзоле крила су уграђене под углом од 1°).

Савремене вођене ракете лете при екстремним вредностима неких промењивих као што су: нападни угао, угао клизања или брзина ротације. Одређивање аеродинамичких карактеристика аналитичким методама вођених ракета, које поседују високе маневарске способности је сложено и не даје поуздане резултате. Такве ракете изложене су нестационарним струјним појавама које значајно утичу на карактеристике кретања. Те појаве често проузрокују отцепљење струје или засенчење делова ракета вртложним трагом и дефлектујућим млазом. Током лета се могу створити услови за несиметрично струјање. Нестационарна струјна поља су обично нелинеарна и сложена, а карактеристике стабилности су сложене функције нападног угла са значајним аеродинамичким спрезањем између уздужних и попречних степени слободe. Из

наведеног се може, пре свега, видети изузетан значај одређивања алгоритама управљања за било коју врсту савремених вођених ракета. Без мерења аеродинамичких карактеристика са утицајем рада мотора, и рада система управљања вектором потиска није могуће вршити анализу понашања ракете нити дефинисати њен закон управљања. Сагледавајући значај добијања поузданих вредности аеродинамичких карактеристика за пројектовање савремених ракета, долази се до захтева да експеримент у аеротунелу и мерење које се при томе изводи буде изузетно високе поузданости и тачности.

8.1 Рекапитулација резултата истраживања

Циљ истраживања у оквиру ове докторске дисертације био је да се унапреди постојећа методологија у фази развоја ракета, као и да се развије пнеуматска инсталација за симулацију рада ракетних мотора и управљање вектором потиска представља. Коришћење исте значајно је унапредило оригиналну методологију пројектовања сложених система УВП код ракета. Извођењем експеримената у аеротунелу и симулацијама рада УВП уређаја на моделу ракета створена је база података која је непходна за поуздано одређивање егзактних аеродинамичких карактеристике модела ракета. Оправданост пројектовања и израде инсталације за симулацију лежи у чињеници да је најбољи начин за одређивање аеродинамичких карактеристика ракета у оваквим условима лета проучавање и адекватна симулација у аеротунелима.

Инсталација се користи у области испитивања система управљања вектором потиска на моделима ракета у аеротунелима Војнотехничког института. Поменута област рада од великог је интереса за развој система управљања и пројектовања савремених ракета у Војнотехничком институту, и представља значајан корак напред, чиме је његове веће конкуретности на тржишту.

Развој ракетне и ваздухопловне технике је пред област експерименталне аеродинамике истакао изузетно сложене захтеве. За мерење аеродинамичких параметара са симулацијом рада мотора то су: испитивања при великим брзинама истицања бочних млазева и захтев да се испитују аеродинамички нестабилне конфигурације вођених ракета. Употребом инсталације за симулацију путем

мерења у аеротунелу, са највећим могућим степеном поузданости и тачности у доброј мери се решава проблем мерења аеродинамичких карактеристика вођених ракета, а при томе узимајући у разматрање све услове који постоје током експеримента.

У извршеним анализама обухваћено је и поређење резултата експерименталних резултата са подацима из прелиминарних мерења која су изведена у аеротунелу Т-38, као и поређење са резултатима добијеним нумеричким симулацијама при одговарајућим условима.

Основна претпоставка од које се пошло у дисертацији је да је могуће адекватним дефинисањем начина мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом управљајућег вектора потиска, дефинисањем захтева за истраживање у аеротунелу, као и дефинисањем опитне инсталације и параметара рада у њој, могуће извршити дефинисање поузданог модела за одређивање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете, који ће унапредити инжењерску праксу. На основу тако постављене претпоставке извршене су следеће активности:

- Проучена су постојећа истраживања утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете, као веома битна при прорачуну динамике лета ракете.
- Пројектован је и израђен модел ракете са симулацијом рада УВП, довољно сличан реалном моделу, тако да је ниво упрошћења обезбедио прихватљиву тачност резултата симулација.
- Посебно за потребе испитивања пројектована је и израђена петоконпонентна аеровага са централним каналом за пролаз ваздуха за симулацију бочних млазева. Извршено је еталонирање аероваге, са и без притиска у централном каналу и формирана је калбрациона матрица, која је коришћена у мерењима.
- Анализирана је могућност истраживања у аеротунелу Т-35, и за те потребе формирана је инсталација за симулацију рада система УВП.
- Извршен је прелиминарни прорачун параметара струјања у инсталацији помоћу рачунарске флуидо динамике.
- У аеротунелу Т-36 извршено је експериментално дефинисање геометрије млазника, избор степена експанзије, ширине процепа и висине препреке.

- Извршени су аеротунелски тестови модела ракете са симулацијом рада система за УВП на принципу урањања препрека у бочне млазеве на Маховим бројевима $M=0.1; 0.2; 0.3$, при угловима ваљања 0° и 90° , са и без рада система и у три позиције брана: бране ван млаза, горње/десне уроњене и доње/леве уроњене.
- Аеродинамичким испитивањем модела ракете извршена је верификација CFD симулације.
- Извршена је детаљна анализа експерименталних и резултата нумеричких симулација и одређен ниво утицаја система УВП на аеродинамичке карактеристике ракете.
- Потврђен је правилан избор параметара струјања, адекватно пројектован модела и инсталација за симулацију рада УВП.
- Верификација резултата истраживања је извршена компаративном анализом измерених аеродинамичких карактеристика модела ракете у аеротунелу Т-35 са резултатима испитивања у аеротунелу Т-38.
- Испитивање је верификовано прорачуном аеродинамичких карактеристика методом коначних запремина, и са тако подешеним моделом извршен је прорачун за модел са продуктима сагоревања.

8.2 Перспективе и правци даљег истраживања

Кратко време одзива у фази вођење ракета пресудно је за брзо реаговање, побољшану агилност ракета и покретљивост. Атрактивну алтернативу конвенционалном контролом аеродинамичним површинама омогућава управљање вектором потиска. Побољшане перформансе при малим брзинама и великој висини (где је низак динамички притисак) су додатне предности УВП-а. Утврђено је бочни млазеви при одређеним положајима ракете и условима струјања, утиче на појачање управљајућег вектора потиска захваљајући региону високог површинског притиска који се формира испред млаза на површини ракете. Ефективна експлоатација појачаног вектора потиска утиче на побољшање перформанси ракете. Међутим, примећено је да под одређеним условима и положају ракете, реактивни млазеви могу произвести и негативне ефекте, то јест,

смањење потиска. Разумевање утицајних параметара, који произведе повећање потиска, као и оне који производе смањење, пресудан је у развоју и пројектовању ракета оптималних перформанси, а неке од најзначајнијих препорука за боље разумевање феноменолошких аспеката истих, као и предлози за даља истраживања у су:

– *Истраживање утицаја рада система за УВП у аеротунелу Т-38*

У циљу потврде и валидације резултата испитивања размотрити могућност тестирања истог модела у трисоничном аеротунелу Т-38, у подзвучној области брзина, са комплетном инсталацијом високог притиска за симулацију рада УВП. За потребе таквог истраживања неопходно је пројектовати сличну инсталацију као и у реализованом истраживању у Т-35, којом би се повезало постројење за припрему ваздуха са компресорским јединицама Вауег са инсталацијом у самом моделу. Том приликом размотрити могућност формирања инсталације са цевима/цревима максималног дозвољеног притиска 270бара, чиме би се омогућило повећање масеног протока у инсталацији, а самим тим и прошириле могућности истраживања и оформила проширена база података у подзвучном опсегу истраживања утицаја млаза.

– *Усавршавање технике мерења параметара струјања у инсталацији високог притиска*

У циљу одржавања високог нивоа тачности мерења параметара струјања у инсталацији потребно је континуирано пратити и усавршавати технике мерења и размотрити могућности укључивања метода мерења масеног протока помоћу бленди, ротометара или применом одговарајућих бесконтактних метода, чија употреба неће имати утицај на параметре струјања у инсталацији.

– *Истраживање утицаја рада система за УВП са повећаним масеним протоком у инсталацији високог притиска*

У циљу добијања што реалније слике струјања и што тачнијег одређивања ефеката утицаја млаза на аеродинамичке карактеристике, неопходно је извршити адекватну симулацију процеса истицања у смислу одговарајућих параметара сличности. Студија је показала и доказала да је варирањем параметара струјања у инсталацији високог притиска за симулацију рада УВП, могуће оставарити сличне

ефекте као у случају реалних, врелих, продуката сагоревања на ракети. Међутим, остваривањем масеног протока у инсталацији који одговара реалном, скратило би се време испитивања, а истраживачи би били у потпуности уверени у резултате испитивања без додатних CFD симулација. Стога, у циљу повећања притиска, тј. масеног протока у инсталацији, неопходно је размотрити могућности повезивања, цревим/цевима високог притиска до 270 bar, објекта за припрему ваздуха са Вауер комперсорским јединицама са аеротунелом Т-35. Тиме би се значајно подигле перформансе испитне инсталације, као и могућности истраживања утицаја рада УВП у подзвучној области брзина.

– *Израда модела са мерење расподеле притиска по површини*

У циљу одређивања расподеле статичког притиска по површини неопходно је размотрити могућност израде модела који би имао рупице за мерење притиска пречника 1 mm повезаних пластичним цревима са "Scanivalve" инструментима за мерење притиска. На тај начин би се експерименталним путем кроз мерење одредила расподела статичког притиска око целог модела, или дела највише захваћеног ефектом који производи млаз.

– *Пројекат модела који би омогућио мерење свих шест компоненти аеродинамичких сила и момената*

У циљу експерименталног мерења аксијалне силе у случајевима, када се истражује ефекат рада УВП на аеродинамичке карактеристике, неопходно је размотрити могућност пројектовања модела који би омогућио мерење свих шест компоненти аеродинамичког оптерећења. Модел би требао да омогући прихват на адекватну б-к аеровагу класичне конструкције, без централног канала, и довођење инсталације на место убацивања млазева. При том је неопходно уважавати чињеницу да употребом б-к аероваге било би омогућено мерење аксијалне силе модела, али би еластични део инсталације за симулацију од стинга до модела уносио грешку у мерењу сила и момената, јер би се преко њега остварио контакт између стинга и самог модела. На тај начин би се део оптерећења на моделу преносио преко инсталације на држач, тако да га аеровага не би мерила. Обзиром, да постоје веома еластични мехови преко којих би било могуће довести инсталацију високог притиска до места убацивања млаза са готово занемарљивим утицајем на мерење, неопходно је најозбиљније размотрити ту могућност у циљу

експерименталног одређивања комплетног, резултујућег аеродинамичког оптерећења.

- *Истраживање могућности визуализације бочног млаза димним струјницама*

Усавршавањем технике стварања и убацивања дима у струјање око модела, увођењем ласера као извора светлости при посматрању и снимању и обради слике омогућавају нови квалитет у визуализацији димом. Стога, најозбиљније размотрити могућност убацивања таквих бочних млазева, који би се сагоревањем минералних уља богатих парафином у уређајима званим димни генератори обојили, а затим пратила њихова интеракција са слободном струјом ваздуха око модела.

- *Истраживање могућности визуализације уљним премазима и бојама осетљивим на притисак*

Уљане емулзије су на бази петролеја, керозина, лакних трансформаторских уља, дизел уља, којима се додају различити пигменти и адитиви. Ако је површина модела светла, додаје се графит, чађ, коалин, боја или неки други тамни пигмент, у супротном најчешће се додаје прах титанијумовог оксида (TiO_2), алуминијум триоксида (Al_2O_3), млеко у праху, флуоресцентни пигменти итд. Као адитив се додаје олеинска киселина. Веома интересантни ефекти визуализације се добијају коришћењем флуоресцентних пигмената у адекватној течној компоненти.

Боје осетљиве на притисак (PSP) у свом саставу имају луминисцентне молекуле и омогућавају да се изврши мерење расподеле притисака на површини модела користећи оптички детектор (фотоапарат или ТВ камера). Када у боју пенетрирају молекули кисеоника, долази до гашења луминисценције и смањење интензитета светлости. Промене у интензитету луминисценције адекватним еталонирањем могу бити претворене у промену притиска на површини модела.

- *Континуирано праћење истраживања са предметном тематиком*

Правилан пројекат модела ракете за испитивања у утицаја рада система УВП у аеротунелу Т-35 је потврђен, а као неопходност током испитивања истакнута је потреба за обимнијом и актуелнијом базом података сличних тесова. Размена резултата испитивања и искустава са релевантним аеротунелским

центрима је једна од препорука. Искуство и препоруке стечени током испитивања модела ракете су драгоцени и отворили су простор разних могућности истраживања.

Данас, када је све више у употреби прорачунска динамика флуида, неопходно је извршити верификацију софтверских рутина за ову област испитивања, на основу резултата испитивања модела са симулацијом рада УВП, у циљу рационализације програма испитивања будућих ваздухопловних објеката, са аспекта расположивог аеротунелског времена, енергетске и економске ефикасности.

8.3 Закључак и допринос истраживању

На основу изложеног теоријског и експерименталног истраживања заснованог на цитираним библиографским изворима потврђено је да се адекватним дефинисањем начина мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом управљајућег вектора потиска, дефинисањем опитне инсталације и прорачуном параметара рада у њој, квалитетно извршених истраживања у аеротунелу, могуће извршити дефинисање поузданог модела за одређивање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете. Предложена и усвојена методологија је значајно унапредила инжењерску праксу у ВТИ-у.

Истраживање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете веома је битно при прорачуну динамике лета ракете. Анализирани модел ракете довољно је сличан реалном моделу, тако да је ниво упрошћења обезбедио прихватљиву тачност резултата симулација. Инсталација за симулацију УВП је, имајући у виду да се ваздухом под притиском не може постићи брзина струјања продуката сагоревања, остварила сличан ефекат са прихватљивом тачношћу као и продукти сагоревања, што се и потврдило накнадном нумеричком симулацијом. Истраживање је заснивано на основним хипотезама теорије сличности струјања ваздуха под притиском и струјања реалних продуката сагоревања мотора, на основу које ће се извршено моделирање струјања продуката сагоревања односно услова експлоатације. Испитивање је верификовано прорачуном аеродинамичких

карактеристика методом коначних запремина, и са тако подешеним моделом извршен је прорачун за модел са продуктима сагоревања.

Докторска теза је из области која је од великог интереса за будући развој ракета у Војнотехничком институту, и допринела је побољшању оригиналне методологије за пројектовање, чиме је да научни допринос у решавању овако сложене проблематике УВП код ракета кратког домета, посебно када су потребне њене маневарске способности које аеродинамичко управљање не може да оствари (мала брзина лета, разређени ваздух на већим висинама, потребна велика нормална оптерећења, итд.).

Мотив за израду ове дисертације је да се, путем експеримената у аеротунелу и симулације рада УВП уређаја на моделу ракете кратког домета створи експериментална база података која је неопходна за поуздано одређивање егзактних аеродинамичких карактеристике модела ракета. Научна оправданост истраживања лежи у чињеници да је најбољи начин за одређивање аеродинамичких карактеристика ракета у оваквим условима лета проучавање и симулација у аеротунелима.

Друштвена оправданост израде ове докторске дисертације се огледа у увођењу испитивања управљања вектором потиска на моделима ракета у аеротунелима Војнотехничког института, што представља значајан корак напред за развој система управљања и пројектовања савремених ракета у Војнотехничком институту, а тиме и његове веће конкуретности на тржишту.

Допринос истраживања се огледа у формирању побољшане методологије мерења утицаја рада система УВП, при чему се даје свеобухватан и систематичан приказ новог приступа у дефинисању захтева, начину мерења аеродинамичких карактеристика и тумачењу резултата. Спроведено истраживање је из области која је од интереса за развој савремених летелица. Резултати истраживања су обезбедили основу за оцену, како функционалности, и ефикасности система УВП и верификацију добијених резултата кроз поређења, са експериментима из трисоничног аеротунела Т-38, као и са резултатима нумеричке симулације, тако и омогућило свеобухватнији приступ током реализације развојних и истраживачких пројеката различитих врста ракета са реактивним начином управљања.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Anderson, J.D.Jr, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill, USA, 1991.
- [2] Fleeman, E.L, “*Tactical Missile Design*”, AIAA Education Series, 2001.
- [3] Lacau, R., G. and Roberts, M., *Some trends in missile aerodynamics, aerospace - Division Engins Tactiques*, AGARD Conference proceeding No.493 Missile Aerodynamics, 1990.
- [4] Nielsen, N.J., *Missile Aerodynamics, McGraw-Hill series in missile and space technologies*, 1969.
- [5] Karthikeyan, T.V., Kapoor, A. K., *Guided Missiles*, Defence Research & Development Laboratory, Hyderabad, 1991.
- [6] Hollstein, H. J., *Jet Tab Thrust Vector Control*, Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 2, No. 6, Nov.-Dec.1965
- [7] Lacau, R. G. and Roberts, M., “*The Use of Lateral Jet Control at Aerospatiale*”, Proceedings of NEARConference on Missile Aerodynamics, edited by M. R. Mendenhall, E. Nixon and M. F. E. Dillenius, Nielsen Engineering and Research, Inc., California, 1988, pp. 11.1-11.15.
- [8] Champigny, P. and Lacau, R.G., “*Lateral Jet Control for Tactical Missiles*”, Presented at an AGARD Special Course on “*Missile Aerodynamics*”, June 1994.
- [9] Steven J. Beresh, John F. Henfling, and Rocky J. Erven, *Surface Measurements of a Supersonic Jet in Subsonic Compressible Crossflow for the Validation of Computational Models*, SANDIA REPORT SAND2002-1890, Unlimited Release, October 2002.
- [10] Spaid, F.W. et al, *Aerodynamic interference induced by reaction controls*, AGARD, Paris, France, 1973.
- [11] Cassel, A. Louis, *Applying Jet Interaction Technology*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 40, No. 4, July–August 2003
- [12] Schilling, H., Friedrichs, R. and Christ, D., *Experimental Aerodynamics for Hot Gas Jet Reaction Control Systems*, AGARD Conference proceeding No.493 Missile Aerodynamics, 1990.

- [13] Auman, M.L., Miller, M.S., Landers, M.G., Wincey, R.T., *Aerodynamic characteristics of a guided anti-tank missile utilizing a ram air powered control actuation system*, AIAA, Reno, USA, 1996.
- [14] Andreopoulos, J., Rodi, W. *Experimental investigation of jets in a crossflow*, J. Fluid Mech. 138: 93-127. 1984
- [15] Brandeis, J., Gill, J., “*Experimental Investigation of Side-Jet Steering for Supersonic and Hypersonic Missiles*,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 3, 1996, pp. 346–352.
- [16] Spaid, F. W., Zukoski, E. E., “*Study of the Interaction of Gaseous Jets from Transverse Slots with Supersonic External Flows*,” AIAA Journal, Vol. 6, No. 2, 1968, pp. 205–212.
- [17] Spaid, F.W., “*Two-Dimensional Jet Interaction Studies at Large Values of Reynolds and Mach Numbers*,” AIAA Journal, Vol. 13, No. 11, 1975, pp. 1430–1434.
- [18] Brandeis, J., Gill, J., “*Experimental Investigation of Super and Hypersonic Jet Interaction on Missile Configurations*,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 35, No. 3, 1998, pp. 296–302.
- [19] McMaster, D. L., Shang, J. S., Golbitz, W. C., “*Supersonic, Transverse Jet from a Rotating Ogive Cylinder in a Hypersonic Flow*,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 26, No. 1, 1989, pp. 24–30.
- [20] Chamberlain, R., “*Calculation of Three-Dimensional Jet Interaction Flowfields*,” AIAA Paper 90-2099, July 1990.
- [21] Hsieh, T., Wardlaw, A. B., “*Numerical Simulation of Cross Jets in Hypersonic Flow Over a Biconic Body*,” AIAA Paper 94-0165, Jan. 1994.
- [22] Sahu, J., “*Numerical Computations of Three-Dimensional Jet Interaction Flowfields*,” AIAA Paper 94-3521, Aug. 1994.
- [23] Srivastava, B., “*Aerodynamic Performance of Supersonic Missile Body and Wing Tip Mounted Lateral Jets*,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 35, No. 3, 1998, pp. 278–286.
- [24] Graham, M. J., Weinacht, P., “*Numerical Investigation of Supersonic Jet Interaction for Axisymmetric Bodies*,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 37, No. 5, 2000, pp. 675–683.

- [25] Dasch, S. M, and Sinha, N., *Exhaust Plumes and Their Interaction with Missile Airframes: A new viewpoint, from "Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology"*, Chapter 13, pg.649 – 756.
- [26] Strykowski, P.J. and Krothapalli, A., *An Experimental Investigation of Active Control of Thrust Vectoring Nozzle Flow Fields*, Air Force Office of Scientific Research Boeing Air Force Base, Washington DC 20332, Final Report for the Period July 15,1992 - July 15,1993
- [27] Muppidi, S., *Direct Numerical Simulations and Modeling of Jets in Crossflow*, PhD thesis, University of Minnesota, 2006.
- [28] Cassel, L.A., Davis, J.G., and Engh, D.P.: *Lateral Jet Control Effectiveness Prediction for Aximetric Missile Configurations*, U.S. Army Missile Command, Rept. RD-TR-68-5, Redstone Arsenal, June 1968.
- [29] Chin, S.S., *Missile configuration design*, McGraw-Hill book, USA, 1961.
- [30] Ненадовић М.: *Стабилност и управљивост летелица*, Машински факултет Београд, 1971.
- [31] *Solid rocket thrust vector control*, NASA SP-8114, 1974.
- [32] Живковић, С., *Техничка решења и гасодинамичка ефикасност система за управљање вектором потиска ракетних пројектила*, Научнотехничке информације, Vol.LII, број 4, 2015.
- [33] Eilers, S.D., Wilson D.M., Whitmorey A.S., Peterson W.Z., *Analytical and Experimental Evaluation of Aerodynamic Thrust Vectoring on an Aerospoke Nozzle*, American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [34] Gilman, R. G., "Control Jet Interaction Investigation," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8, No. 4, 1971, pp. 334–339.
- [35] Jan Östlund, *Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads*, TRITA-MEK, Technical Report 2002:09, ISSN 0348-467X, ISRN KTH/MEK/TR--02/09-SE
- [36] Živković, S., Milinović, M., Adamec, N., *Experimental and Numerical Research of a Supersonic Planar Thrust Vectoring Nozzle via Mechanical Tabs*, FME Transactions Vol. 42, No 3, pp 205-211, 2014.

- [37] Jojić, B.; Blagojević, Đ.; Fotev, V.; Miloš, M. et al. *Rocket propulsion research-thrust vector control*, Jet Propulsion Laboratory Faculty of Mechanical Engineering University of Belgrade, 1984-1986.
- [38] Jojić, B.; Milinović, M.; Stefanović, Z.; Blagojević, Đ., *Pressure distribution in rocket nozzle with mechanical system for TVC*, AIAA Propulsion Conference, San Diego, 1987.
- [39] Јојић, Б., Милиновић, М., Благојевић, Д., Стефановић, З., *Расподела притиска у ракетном млазнику са механичким системом за управљање вектором потиска*, Научнотехнички преглед, Vol. XXXIX, број 7, 1989.
- [40] Козић, М., *Примена нумеричке динамике флуида у аеронаутици-кумулятивна научнотехничка информација*, Научнотехничке информације, Vol.L, No. 3, 2013.
- [41] *Recommended Practice for Mass Properties Control for Satellites, Missiles, and Launch Vehicles* (AIAA R-020A-1999)
- [42] Кобиларев, М., *Метода за одређивање реалних тренутних вредности вектора потиска ракетног мотора вођене ракете, на земљи*, Научнотехнички преглед, Vol.XXXXIX, број 1, 1989.
- [43] Савковић, М., *Анализа утицаја унутрашње балистичких величина на карактеристике ракетног мотора са чврстиом погонском материјом*, Научнотехнички преглед, Vol. XLV, број 1-2, 1995.
- [44] Сидельников, Р.В., Тропин, А.Б., *Аеродинамиа ракет расчети и иследования аеродинамических характеристик леталних аппаратов на ЕВМ*, 1997.
- [45] Краснов, Н.Ф., *Метод аеродинамического раищота*, Москва, Машиностроение, 1984.
- [46] Абрамович, Г. Н., *Прикладная газовая динамика*, Наука, Москва, 1976.
- [47] *Recommended Practice: Wind Tunnel Testing — Part 1 and Part 2: Management Volume* (AIAA R-092-1-2003)
- [48] *Recommended Practice – Calibration and Use of Internal Strain-Gage Balances with Application to Wind Tunnel Testing*, AIAA-R-091-2003. American Institute of Aeronautic and Astronautics, 2003.
- [49] Vuković Đ., *An alternative method of the multicomponent wind tunnel balances*, Aeronautics, Belgrade, 1995.

- [50] Vitić A., Ocokoljić G., *VTI385 Wind Tunnel Balance Calibration Results. Internal report V3-3031-I-07*, 2009.
- [51] Model design procedure, ONERA GMT, *Rules for the design and model design and manufacturing of wind tunnels models*, AQ/DRIM/PG/0401-4.0, 2010.
- [52] Mandal, N., Malpani, M., Kumar, K.R., *Wind Tunnel Model - Fabrication Challenges*, International Journal of Applied Research In Mechanical Engineering (IJARME), ISSN: 2231 –5950, Volume-1, Issue-2, 2011.
- [53] Eatough, R.G., *Improved jet tab thrust vector control for the BGM-34C booster*, AFRPL TR-77-49, 1977.
- [54] Ocokoljić, G., Živković S., Vitić A. *Design of the ATM model with missile engine simulation*. In Proc. 3rd ОТЕН Conference, pp. 159-165, 2009.
- [55] *T-35_АПС Приручник за кориснике, В1.0*, Ваздухопловнотехнички институт Жарково, Београд, 1988.
- [56] Горан Оцокољић, „Мерење еластичности држача за потребе испитивања модела ракете БУМБАР на у склопу са аеровагом ВТИ385, у аеротунелу Т-35“, интерни извештај В3-3037–И–06, ВТИ, новембар 2009.
- [57] *Recommended Practice: Calibration of Subsonic and Transonic Wind Tunnels*, R-093-2003, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [58] *Guide: Assessing Experimental Uncertainty-Supplement to AIAA S-071A-1999*, AIAA G-045-2003
- [59] Steinle F, Stanewsky E.: *Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements*, AGARD Advisory Report No.184, 1982.
- [60] Rašuo B., *Scaling between Wind Tunnels—Results Accuracy in Two-Dimensional Testing*, - Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 55, No. 2, 2012, pp. 109-115.
- [61] Damljanović D., Vuković Đ., Ocokoljić G.: *Standard Models in the Experimental Aerodynamics Laboratory of VTI*, - Proceedings of the 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, Paris 2012.
- [62] Ocokoljić, G., Rašuo, B., *Testing of the Anti Tank Missile Model with Jets Simulation in the T-35 Subsonic Wind Tunnel*, *Scientific Technical Review*, Vol.62, No.3-4, 2012., pp 14-20.

- [63] Ocokoljić G., Živković S., Subotić S., *Aerodynamic coefficients determinations for the ATM model with lateral jets simulation-experimental and numerical methods*. In Proc. 4rd OTEH Conference, pp. 17-22, 2011.
- [64] Ocokoljić, G., Rašuo, B., *Testing of the Cluster Anti-Tank Mine in the T-35 wind tunnel*, Tehnika, LXVIII, No.6, Belgrade, 2013.
- [65] Оцокољић Г., *Испитивање модела ПТБР са симулацијом рада мотора у аеротунелу Т-35*, Интерни извештај, V3-3053-I-06, 2010.
- [66] Guide: Nomenclature and Axis Systems for Aerodynamic Wind Tunnel Testing (AIAA G-129-2012)
- [67] *Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations*, AIAA, G-077-1998 (2002)
- [68] Kyoung, T. K. and Lee, E., *Numerical Investigation of Jet Interaction for Missile with Continuous Type Side Jet Thruster*, Int'l J. of Aeronautical & Space Sci. 16(2), 148–156 (2015),
- [69] Miao, J. J., Lin, C. H., K. M. Chung, Chou, J. H., and Liu, J. F., *Normal and Side Forces Amplification by Lateral Jet Issued from An Ogive Cylinder*, Presented at IC MAR2002, International Conference on the Methods of Aerophysical Research XI, Novosibirsk-Biysk, Russia, July 1-7. 2002.
- [70] Srivastava B., *Computational Analysis and Validation for Lateral Jet Controlled Missiles*, Journal of Space and Rockets, Vol.34, No.5, September-October 1997.
- [71] Behrouzi, P., Feng, T. and McGuirk, J.J., *Active flow control of jet mixing using steady and pulsed fluid tabs*. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 222(5), pp. 381-392, 2008.
- [72] Vidanović N., Rašuo B., Damljanović D., Vuković Đ., Ćurčić D.: *Validation of the CFD Code used for Determination of Aerodynamic Characteristics of Nonstandard AGARD-B Calibration Model*, Thermal Science, 2013, ISSN:0354-9836, DOI: 10.2298/TSCI130409104V
- [73] Tuncer, I.H.; Platzer, M.F., VanDyken, R.,D., *Navier–Stokes Analysis of Subsonic Flowfields over a Missile Configuration*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1998 Vol.35 No.2, pp 127-131.
- [74] Dechuan S., Xiaohong J. , Xiaogeng L., *CFD Research for Air-to-Air Missile with Lateral Jet Control*, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2008.

- [75] Srivastava, B., *Computational Analysis and Validation for Lateral Jet Controlled Missiles*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, No. 5, September–October 1997.
- [76] Aḡsarlioḡlu, E., Akgül, A., *Numerical prediction of lateral jets for missile like geometries*, Scientific Technical Review, Vol.62, No.2, pp.3-9, 2012
- [77] Витић, А., *Испитивање модела ракете БУМБАР у аеротунелу Т-38*, интерни извештај ВЗ-2834, Војнотехнички институт, Београд, 2003.
- [78] Grunne, J.L., *Factors Affecting the Magnitude of Jet Interaction Forces*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 8, No. 12, 1971.
- [79] Nunn, R.H., *Jet Interaction Wrap-Around on Bodies of Revolution*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 3, 1970.
- [80] Kanipe, D. B., *Plume/Flowfield Jet Interaction Effects on the Space Shuttle Orbiter during Entry*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 20, No. 4, 1983.
- [81] S.Srinivas Prasad, K.Durga Rao, R.K.Sharma, G.V.Ramana Murty, *Effect of Lateral Jet Interaction with External Flow at Positive and Negative Incidence*, International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT) Volume 3, Issue 1, ISSN: 2277-3754, July 2013.
- [82] Zmijanović, V., Rašuo, B., Chpoun, A., *Flow Separation Modes and Side Phenomena in an Overexpanded Nozzle*, FME Transactions, Vol. 40, No 3, pp 111-118, 2012.
- [83] Jojić, B. et al. *Research from modern rocket propulsion-TVC-physical model*, Jet Propulsion Laboratory Faculty of Mechanical Engineering University of Belgrade, 1986.
- [84] Almqvist, M., *Semi-empirical model for supersonic flow separation in rocket nozzles*, Master thesis, Lulea University of Technology, Kiruna 2005.
- [85] Zukoski, E. E., *Turbulent boundary layer separation in front of forward facing step*, AIAA Journal. 5, 10(1967). DOI: 10.2514/3.4299
- [86] Chang, P. K., *Control of the flow separation*, Hemisphere, Washington, 1977.
- [87] Davidović, N.; Miloš, P.; Jojić, B.; Blagojević, Dj.; Miloš, M., *Jet Tab and Dome Deflector TVC in Solid Rocket Motor Mathematical Model and Test Comparison*, Proceedings of 2nd International Conference on Manufacturing Engineering & Management 2012, Presov, Slovak Republic, December 5-7, 2012, pp. 59-63.

- [88] Оцокољић Г., *Визуализација струјања помоћу кончића око крилне секције модела ПТВР са симулацијом рада мотора у аеротунелу Т-35*, Интерни извештај ВЗ-3054-И-06, 2010.
- [89] Eilers, D., S., et al, *Analytical and Experimental Evaluation of Aerodynamic Thrust Vectoring on an Aerospike Nozzle*, American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [90] Srivastava, B., *Lateral Jet Control of a Supersonic Missile: Computational and Experimental Comparisons*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 35, No. 2, March–April 1998
- [91] Hefner, N., Jerry, Sterrett, R., James, *Secondary Jet Interaction with Emphasis on Outflow and Jet Location*, Journal of Spacecraft and Rockets, VOL. 9, NO. 11, 1972.
- [92] Zmijanović, V., *Secondary injection fluidic thrust vectoring of an axisymmetric supersonic nozzle*, PhD THÈSE, Institut de Combustion Aérothermique Réactivité et Environnement, CNRS Orléans, 2013.
- [93] Brendan A. B., *Numerical investigation of Fluidic Injection as a means of thrust control*, Initial Thesis Report 2009, ACME
- [94] Gnemmi, P., R. Adeli, Longo J., *Computational Comparisons of the Interaction of a Lateral Jet on a Supersonic Generic Missile*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii
- [95] Rouehht, X., *Jet Interaction Wrap-Around on Bodies of Revolution*, J. Spacecraft VOL. 7, No. 3, 1970.
- [96] Byun, Y.H., *Jet Interaction in Supersonic Flow with a Downstream Surface Ramp*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 42, No. 1, 2005.
- [97] Зрнић, Н., *Испитивање ракете Игла са управљањем вектора потиска (ИГЛУВП) у аеротунелу Т-38*, Интерни извештај ВЗ-2649-И-ЕА, 1991.
- [98] Douglas, H.J., et al, *Hot Jet and Mach Number Effects on Jet Interaction Upstream Separation*, AIAA Missile Sciences Conference, 1998.
- [99] Inoyue, T., *Experiments on Rocket Thrust Vector Control by Hotgas Injection*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 3-4, 1966, pp. 737-739.

ПРИЛОГ – ПРОЦЕДУРА ЗА ОДРЕЂИВАЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА МОДЕЛА НА ОСНОВУ ПАРАМЕТАРА ИЗМЕРЕНИХ У АЕРОТУНЕЛУ

А-1. Прикупљање и нормализација података

Резултат рада система за прикупљање података после сваког испитивања састоји се од више неформатираних датотека, које садрже податке очитане током истог. Поред тога, формирају се и датотеке, које садрже опис очитаваних канала (тј. идентификацију канала, напоне напајања, појачања, брзине очитивања, итд.).

У исто време, контролни систем аеротунела формира тзв. *датотеку догађаја* са информацијама неопходним за поделу података на сегменте, који одговарају различитим фазама током испитивања.

Обрада испитивања започиње провером интегритета забележених података. После тога, користећи датотеку догађаја и датотеке добијене из система за прикупљање података, забележени подаци се сегментују и за сваки од софтверских модула за обраду формира се по једна датотека. Ове датотеке садрже нормализоване податке са оних канала, који су релевантни за поједине модуле. Нормализација се врши да би се очитани подаци учинили неосетљивим на подешавања канала. Иста се обавља, узорак по узорак, над дигитализованим вредностима ('каунтима') сигнала са свих давача и аероваге коришћене у мерењу, користећи израз:

$$\text{нормализовани сигнал} = \frac{(\text{каунти} - \text{офсет канала}) \cdot \text{фактор } A/D \text{ конверзије}}{\text{појачање} \cdot \text{напон напајања}} \quad (\text{a.1})$$

Да би се одредиле вредности Маховог и Рејнолдсовог броја у радном делу аеротунела, неопходно је мерити зауставни притисак p_0 и зауставну температуру T_0 у колектору, као и разлику статичког и зауставног притиска $p_{st}-p_0$.

Мерени зауставни притисак одређује се за сваки узорак прочитан током испитивања (отуда индекс i у наредним изразима) користећи вредност u_i нормализованог сигнала са давача и одговарајуће баждарне коефицијенте κ_0 и κ_1 :

$$p_{0i} = \kappa_0 + \kappa_1 u_i \quad (\text{a.2})$$

Како, диференцијални давач притиска мери разлику статичког и тоталног притиска $\Delta p_i = p_{0i} - p_{sti}$, нормализована вредност сигнала за време фазе таре (тј. када је $\Delta p_i = 0$) узима се у обзир као нула давача и одузима од нормализованог сигнала са одговарајућег канала:

$$\Delta p_i = \kappa_1 (u_i - u_0), \quad (\text{a.3})$$

а статички притисак p_{sti} рачуна се као:

$$p_{sti} = p_{0i} + \Delta p_i. \quad (\text{a.4})$$

Махов број M_i рачуна се користећи изентропску релацију,

$$M_i = \left[\frac{2}{\kappa - 1} \left(\left(\frac{p_{0i}}{p_{sti}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (\text{a.5})$$

као и динамички притисак q_i

$$q_i = \frac{\kappa p_{sti} M_i^2}{2}. \quad (\text{a.6})$$

Зауставна температура се одређује користећи нормализоване вредности напона u_i сигнала са давача и одговарајуће баждарне коефицијенте κ_0 и κ_1 :

$$T_{0i} = \kappa_0 + \kappa_1 u_i, \quad (\text{a.7})$$

а Рејнолдсов број за јединичну дужину се рачуна као:

$$R_{ei} = \frac{1.4 \cdot 10^5 P_{0i} M_i}{20.047 \sqrt{T_{0i}} \cdot 1.791 \cdot 10^{-5} \left(\frac{\frac{T_{0i}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2}}{288.2} \right)^{1.5} \frac{398.5}{110.3 + \frac{T_{0i}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}} \quad (\text{a.8})$$

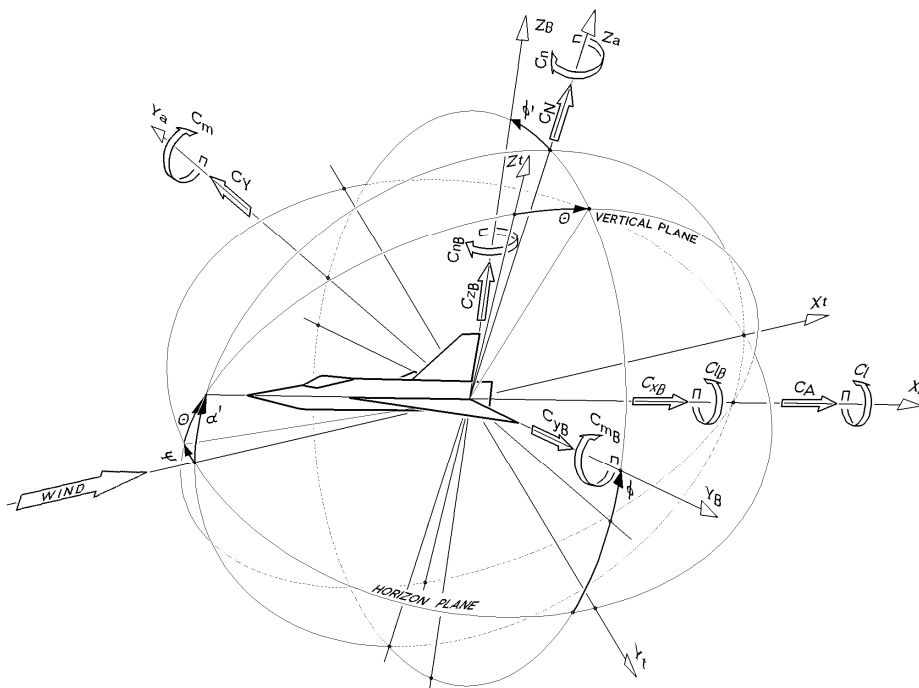
Средња вредност зауставног притиска израчуната је као аритметичка средина свих n узорака из фазе дувања:

$$P_{0SR} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_{0i} . \tag{a.9}$$

Средње вредности статичког притиска, динамичког притиска, зауставне температуре, Маховог броја и Рејнолдсовог броја се рачунају користећи еквивалентне изразе (напомена: средњи Рејнолдсов број дат је у милион/метар).

A-2. Одређивање положаја модела

У обради података користи се више координатних система. То су аеротунелски координатни систем, аеродинамички координатни систем и динамички координатни систем, види слику Сл. 165. Аеротунелски и динамички координатни систем употребљавају се само при рачунању међурезултата.



Сл. 165. Координатни системи

Наведени координатни системи дефинисани су на следећи начин:

Аеротунелски координатни систем: Координатни почетак је у центру радног дела аеротунела. Координатна оса X_t је паралелна уздужној оси аеротунела и усмерена на исту страну као струјање у радном делу. Оса Z_t лежи у вертикалној равни и усмерена је навише, а Y_t оса је усмерена према левом зиду радног дела, гледано уз струју ваздуха, и са друге две чини леви координатни систем.

Координатни систем аероваге: Координатни почетак овог система је у центру аероваге. Оса X_c паралелна је са уздужном осом аероваге, и усмерена је према задњем делу модела. Оса Z_c лежи у вертикалној равни и усмерена је навише, а оса Y_c са друге две осе чини леви координатни систем.

Аеродинамички координатни систем: Координатни почетак овог левог координатног система је у центру аероваге. Оса X_a има правац и смер брзине струјања, оса Z_a нормална је на правац струјања са смером навише и са осом X_a налази се у равни симетрије модела, а ове две осе са осом Y_a образују леви координатни систем.

Везани координатни систем: Координатни почетак овог левог координатног система је у изабраној референтној тачки за редукацију коефицијената момента. Осе X_B , Y_B и Z_B овог система су, за овај модел, паралелне су одговарајућим осама координатног система аероваге, а у општем случају су закренуте у односу на њих за поставни угао модела α_p . Оса X_B је паралелна оси модела, и усмерена је према задњем делу модела. Оса Z_B налази се у (вертикалној) равни симетрије модела, а оса Y_B је усмерена према левој страни модела и са друге две осе чини леви координатни систем.

За нулти угао скретања овог модела, осе X_B , Y_B и Z_B паралелне су одговарајућим осама координатног система аероваге, а у општем случају су закренуте у односу на њих за поставни угао модела α_p .

Полувезани координатни систем: Координатни почетак овог координатног је у референтној тачки модела. Оса X_P је паралелна уздужној оси модела и усмерена ка његовом задњем крају. Оса Z_P лежи у равни чија се оријентација бира тако да буде паралелна са “номиналном” оријентацијом равни опструјавања(тј са равни пропињања модела), и позитивна у истом смеру као и

попечна компонента брзине струјања ваздуха кад је α' позитивно. Оса Y_p са друге две осе формира десни координатни систем.

А-3. Усредњавања података

Механизам са репним држачем модела модела омогућава контролу положаја модела у равнима пропињања, скретања и ваљања.

Испитивање је извршено у опсегу нападних углова од -6° до $+6^\circ$, а поставни углови пропињања, скретања и ваљања држача модела θ_p , ψ_p и φ_p били су 0° , 0° и $0^\circ/90^\circ$, респективно.

Положај држача у ове три међусобно нормалне равни обртања мери се давачима, дигиталним енкодерима. Угао пропињања механизма pit рачуна се за сваки узорак прочитан у мерењу из сигнала давача s , користећи баждарни полином трећег степена:

$$pit_i = k_0 + k_1 \cdot s + k_2 \cdot s_2 + k_3 \cdot s_3, \quad (a.10)$$

док се угао ваљања механизма rol и угао скретања yaw рачунају по линеарној зависности:

$$rol_i = k_0 + k_1 \cdot s, \quad (a.11)$$

$$yaw_i = k_0 + k_1 \cdot s. \quad (a.12)$$

Усредњене вредности измерених углова pit_i , yaw_i , rol_i се рачунају за сваки сегмент података (тј. за сваки изабрани положај модела) користећи n узорака у интервалу за усредњавање:

$$pit = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n pit_i, \quad (a.13)$$

$$yaw = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n yaw_i, \quad (a.14)$$

$$rol = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n rol_i. \quad (a.15)$$

Средње вредности параметара струјања p_0 , p_{st} , M , T_0 и R_e се рачунају за сваки сегмент користећи еквивалентне изразе.

А-4. Потребне трансформације

Дефлекције држача модела $\{\Delta\}$ за репни држач модела одређују се и за нагибе и за угибе, и то су дефлекције по скретању, пропињању и ваљању Δ_ψ , Δ_θ и Δ_ϕ (нагиби), и дефлекције Δ_x , Δ_y и Δ_z (угиби) у правцу одговарајућих оса координатног система аероваге. Дефлекције држача модела $\{\Delta\}$ одређују се у координатном систему аероваге за сваки положај модела, множењем оптерећења компоненти аероваге $F_1 \dots F_6$ матрицом еластичности $[A]$:

$$\{\Delta\} = \begin{Bmatrix} \Delta_\psi \\ \Delta_\theta \\ \Delta_\phi \\ \Delta_x \\ \Delta_y \\ \Delta_z \end{Bmatrix} = [A] \cdot \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \\ F_5 \\ F_6 \end{Bmatrix}. \quad (\text{a.16})$$

Матрица $[A]$, димензија 6×6 , одређује се експериментално, калибрацијом склопа аеровага-држач модела пре испитивања. Непаралелност оса аероваге и механизма држача модела узема се у обзир преко *поставних углова држача модела* ψ_p , θ_p и ϕ_p , а непаралелност уздужних оса аероваге и модела преко *поставног угла модела* α_p .

Положај модела у односу на аеротунел и правац струјања одређује се користећи матричне трансформације. За сваку од ротација модела у односу на аеротунел формира се матрица трансформације димензија 3×3 , као што следи:

$$[pit] = \begin{bmatrix} \cos pit & 0 & -\sin pit \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin pit & 0 & \cos pit \end{bmatrix} \text{ за угао пропињања} \quad (\text{a.17})$$

$$[yaw] = \begin{bmatrix} \cos yaw & \sin yaw & 0 \\ -\sin yaw & \cos yaw & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ за угао скретања} \quad (\text{a.18})$$

$$[rol] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos rol & \sin rol \\ 0 & -\sin rol & \cos rol \end{bmatrix} \text{ за угао ваљања} \quad (\text{a.19})$$

$$[\Delta_\psi] = \begin{bmatrix} \cos \Delta_\psi & \sin \Delta_\psi & 0 \\ -\sin \Delta_\psi & \cos \Delta_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ за дефлекцију по скретању } \Delta_\psi \quad (\text{a.20})$$

$$[\Delta_\theta] = \begin{bmatrix} \cos \Delta_\theta & 0 & -\sin \Delta_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Delta_\theta & 0 & \cos \Delta_\theta \end{bmatrix} \text{ за дефлекцију по пропињању } \Delta_\theta \quad (\text{a.21})$$

$$[\Delta_\varphi] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta_\varphi & \sin \Delta_\varphi \\ 0 & -\sin \Delta_\varphi & \cos \Delta_\varphi \end{bmatrix} \text{ за дефлекцију по ваљању } \Delta_\varphi \quad (\text{a.22})$$

$$[\psi_p] = \begin{bmatrix} \cos \psi_p & \sin \psi_p & 0 \\ -\sin \psi_p & \cos \psi_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ за поставни угао држача модела } \psi_p \quad (\text{a.23})$$

$$[\theta_p] = \begin{bmatrix} \cos \theta_p & 0 & -\sin \theta_p \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_p & 0 & \cos \theta_p \end{bmatrix} \text{ за поставни угао држача модела } \theta_p \quad (\text{a.24})$$

$$[\varphi_p] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_p & \sin \varphi_p \\ 0 & -\sin \varphi_p & \cos \varphi_p \end{bmatrix} \text{ за поставни угао држача модела } \varphi_p \quad (\text{a.25})$$

$$[\alpha_p] = \begin{bmatrix} \cos \alpha_p & 0 & -\sin \alpha_p \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_p & 0 & \cos \alpha_p \end{bmatrix} \text{ за поставни угао модела } \alpha_p \quad (\text{a.26})$$

Матрица трансформације $[M_v]$ за ротацију од аеротунелског координатног система на координатни систем аероваге одређује се множењем матрица трансформације појединих ротација:

$$[M_v] = [\varphi_p] \cdot [\theta_p] \cdot [\psi_p] \cdot [\Delta_\varphi] \cdot [\Delta_\theta] \cdot [\Delta_\psi] \cdot [pit] \cdot [yaw] \cdot [rol], \quad (\text{a.27})$$

а матрица трансформације $[M]$ за ротацију од аеротунелског координатног система на координатни систем модела одређује се даљим множењем матрицом $[\alpha_p]$ (a.26):

$$[M] = [\alpha_p] \cdot [M_v] \quad (\text{a.28})$$

Ојлерови углови ψ , θ и ϕ који дефинишу положај модела у односу на аеротунел рачунају се из матрице трансформације $[M]$ као што следи:

$$\theta = -\arcsin M_{13} \quad (\text{a.29})$$

$$\psi = \arctan (M_{12}/M_{11}) \quad (\text{a.30})$$

$$\phi = \arctan (M_{23}/M_{33}). \quad (\text{a.31})$$

а на исти начин се одређују, из матрице $[M_v]$, одговарајући углови θ_v , ψ_v и ϕ_v , који описују положај аероваге у односу на аеротунел.

Аеродинамички углови α , β и ϕ у аеродинамичком координатном систему рачунају се на следећи начин:

$$\alpha = \arctg (M_{31}/M_{11}) \quad (\text{a.32})$$

$$\beta = \arcsin M_{21} \quad (\text{a.33})$$

$$\phi = \arctg(M_{21}/M_{31}). \quad (\text{a.34})$$

A-5. Одређивање аеродинамичких коефицијената

Да би се редуковали подаци са аероваге, они су морали бити сегментовани. За сваки сегмент израчунају се средње вредности нормализованих сигнала $\{u\}$ шест компоненти аероваге. Оптерећења аероваге се затим рачунају за сваки сегмент. Сигнал са аероваге је, при било ком положају модела, функција оптерећења аероваге (који се састоје од аеродинамичких и гравитационих/инерцијалних оптерећења) и електричних офсета компоненти аероваге. Електрични офсети су углавном зависни од температуре и могу се лагано мењати током времена. Да би се коректно измерило оптерећење аероваге неопходно је одредити ове офсете (*нулу аероваге*) за свако испитивање у аеротунелу.

Нормализовани прирасти сигнала $\{e\} = \{e_1 \dots e_6\}^T$ у односу на нулу аероваге рачунају се одузимајући такозване *бајонт офсете* $\{e_0\}$ од усредњених нормализованих сигнала $\{u\}$.

$$\{e\} = \{u\} - \{e_0\}. \quad (\text{a.35})$$

Бајонт офсети физички представљају нормализоване сигнале који би се измерили са аероваге (у склопу са моделом) у бестежинском стању (на пример, у слободном паду).

Вредност офсета $\{e_0\}$ рачуна се релативно сложеним итеративним поступком, користећи измерене сигнале са аероваге и податке о измереним положајима модела у пре-тара фази теста. Знајући нормализоване прирасте сигнала $\{e\}$, факторе баждарења компоненти аероваге $[D]$, и линеарне и нелинеарне матрице међуутицаја $[X_1]$ и $[X_2]$, могу се итеративним путем израчунати оптерећења $\{F\}$ компоненти аероваге као:

$$\{F\}_i = [X_1]^{-1} \cdot [D] \cdot \{e\} - [X_1]^{-1} \cdot [X_2] \cdot \{F^*\}_{i-1}, \quad (\text{a.36})$$

где се производи оптерећења компоненти $\{F^*\}$ рачунају као:

$$\{F^*\} = \{F_1^2 + F_2^2 + \dots + F_6^2 + F_1F_2 + \dots + F_5F_6\}^T. \quad (\text{a.37})$$

Овај итеративни прорачун се изводи да би се одредила оптерећења аероваге за сваки положај модела у испитивању.

Треба имати у виду да се међуутицаји аероваге $[X_1]$ и $[X_2]$ разликују за позитивна и негативна оптерећења, тако да се за сваку итерацију $[X_1]$ и $[X_2]$ синтетишу из независних матрица за 'позитивна оптерећења' и 'негативна оптерећења', узимајући у обзир знаке оптерећења израчунате у претходној итерацији. Почетна вредност знака оптерећења за прву итерацију добија се множењем прираста сигнала $\{e\}$ и фактора баждарења $[D]$.

Да би се могла одредити оптерећења аероваге која потичу од тежине модела и аероваге (тара), пре сваког теста (тј. у фази таре) врши се одређен број читавања сигнала аероваге и положаја модела, и то тако да је модел за сваки од ових сегмената података физички био на различитом углу скретања, а софтверски на различитим угловима пропињања и скретања нпр. $(\theta; \psi) = (-7^\circ; 0^\circ)$, $(-3^\circ; 0^\circ)$, $(0^\circ; 0^\circ)$, $(3^\circ; 0^\circ)$ и $(7^\circ; 0^\circ)$. Оптерећења аероваге услед таре $\{F_g\}$ се затим апроксимирају тригонометријским функцијама на следећи начин:

$$\begin{Bmatrix} F_{g1} \\ \vdots \\ F_{g6} \end{Bmatrix} = [G] \cdot \begin{Bmatrix} 1 \\ \sin \theta_v \\ \cos \theta_v \end{Bmatrix}. \quad (\text{a.38})$$

Такозвана *гравитациона матрица* $[G]$ (6×3) одређује се методом најмањих квадрата из података узетих у фази таре. Апроксимацију (а.38) могуће је употребити у овом облику само у случајевима када је $F_v = \text{const}$.

А-6. Аеродинамичке силе и моменти

Аеродинамичке силе и моменти $\{F_a\}$, који делују на модел, одређују се за сваки положај модела тако што је прво рачуна укупно оптерећење $\{F\}$ компоненти аероваге по изразу (а.36) и од њега одузме оптерећење таре $\{F_g\}$ рачунато по изразу (а.38):

$$\{F_a\} = \{F\} - \{F_g\}. \quad (\text{а.39})$$

Вектори \vec{R} и \vec{M} аеродинамичких сила и момената *редуковани на центар аероваге* рачунају се множењем аеродинамичких оптерећења компоненти матрицом трансформације компоненти $[S]$ димензија 6×6 :

$$\begin{Bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = [S] \cdot \{F_a\}. \quad (\text{а.40})$$

Силе и моменти \vec{R}_D и \vec{M}_D редуковани на референтну тачку модела израчунавају се множењем вектора сила и вектора положаја $\{X_{\text{реф}}, Y_{\text{реф}}, Z_{\text{реф}}\}$ референтне тачке у односу на центар аероваге, уз трансформацију на осе везаног координатног система:

$$\begin{Bmatrix} R_{xD} \\ R_{yD} \\ R_{zD} \end{Bmatrix} = [\alpha_p] \cdot \begin{Bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{Bmatrix}, \quad (\text{а.41})$$

$$\begin{Bmatrix} M_{xD} \\ M_{yD} \\ M_{zD} \end{Bmatrix} = [\alpha_p] \cdot \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} + [\alpha_p] \cdot \begin{Bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{Bmatrix} \times \begin{Bmatrix} X_{\text{реф}} \\ Y_{\text{реф}} \\ Z_{\text{реф}} \end{Bmatrix}. \quad (\text{а.42})$$

А-7. Бездимензиони коефицијенти

Аеродинамички коефицијенти $C_{xD} \dots C_{nD}$ у везаном координатном систему рачунају се из аеродинамичких сила \vec{R}_D и аеродинамичких момената \vec{M}_D на основу следећих релација:

$$C_{xD} = \frac{R_{xD}}{qS_{ref} \cdot 10^5} \quad (\text{a.43})$$

$$C_{yD} = \frac{R_{yD}}{qS_{ref} \cdot 10^5} \quad (\text{a.44})$$

$$C_{zD} = \frac{R_{zD}}{qS_{ref} \cdot 10^5} \quad (\text{a.45})$$

$$C_{lD} = \frac{M_{lD}}{qbS_{ref} \cdot 10^5} \quad (\text{a.46})$$

$$C_{mD} = \frac{M_{mD}}{qL_{ref}S_{ref} \cdot 10^5} \quad (\text{a.47})$$

$$C_{nD} = \frac{M_{nD}}{qbS_{ref} \cdot 10^5} \quad (\text{a.48})$$

при чему се фактор 10^5 појављује зато што се притисци рачунају у барима, а не у паскалима. Коефицијент притиска базе и базни отпор рачунају се као:

$$C_{pbD} = \frac{P_b - P_{st}}{q}, \quad (\text{a.49})$$

$$C_{xbD} = -C_{pb} \frac{S_b}{S_{ref}}. \quad (\text{a.50})$$

Аеродинамички коефицијенти $C_{xD}, C_{yD} \dots C_{nD}$ у везаном координатном систему се трансформишу у коефицијенте $C_A, C_Y, \dots C_n$ у полувезаном координатном систему користећи следеће матричне трансформације:

$$\begin{Bmatrix} C_A \\ C_Y \\ C_N \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos \phi' & \sin \phi' \\ 0 & \sin \phi' & \cos \phi' \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} C_{xD} \\ C_{yD} \\ C_{zD} \end{Bmatrix}, \quad (\text{a.51})$$

$$\begin{Bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi' & -\sin \phi' \\ 0 & \sin \phi' & \cos \phi' \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} C_{lD} \\ C_{mD} \\ C_{nD} \end{Bmatrix}. \quad (\text{a.52})$$

Коефицијент отпора базе C_{xb} и кориговани коефицијент отпора $C_A - C_{Ab}$ у полуvezаном координатном систему рачунају се користећи C_{xbD} и $C_{xD} - C_{xbD}$ уместо C_{xD} у горњим трансформацијама.

А-8. Одређивање параметара струјања млаза за симулацију рада мотора

Масени проток, за разлику од параметара струјања гаса у инсталацији, остаје константан за дати однос притисака у резервоару и излазном пресеку млазница. Масени проток ћемо анализирати у функцији односа притисака, где посматрамо промену притиска у неком уоченом пресеку, нпр. мерном, и ако се у једначину континуитета

$$\dot{m} = \rho_1' \cdot v_1 \cdot A_1 \quad (\text{a.53})$$

уврсти израз за брзину у функцији односа притиска добијамо

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \frac{p_0'}{\rho_0'} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_{st1}'}{p_0'} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (\text{a.54})$$

и елиминише густина преко релације

$$\rho_1' = \rho_0' \cdot \left(\frac{p_{st1}'}{p_0'} \right)^{\frac{1}{k}}, \quad (\text{a.55})$$

добија се израз за масени проток у функцији односа притиска

$$\dot{m} = A_1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot p_0' \cdot \rho_0' \cdot \left[\left(\frac{p_{st1}'}{p_0'} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{st1}'}{p_0'} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (\text{a.56})$$

Ако густину изразимо преко једначине за идеални гас за изентропску промену стања

$$\rho_0' = \frac{p_0'}{R \cdot T_0'}, \quad (\text{a.57})$$

масени проток дефинисати преко мерених величина у инсталцији, тоталног притиска - p_0 , статичког притиска p_{st} и тоталне температуре – T_0 .