

UNIVERZITET U BEOGRADU

MAŠINSKI FAKULTET

Marko Ž. Ekmedžić

**ANVELOPE LETA LETELICE U
ATMOSFERI MARSA**

doktorska disertacija

Beograd, 2018.

UNIVERSITY OF BELGRADE

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Marko Ž. Ekmedžić

**FLIGHT ENVELOPES OF AN AIRCRAFT
IN MARS ATMOSPHERE**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2018.

Mentor

dr Aleksandar Bengin, redovni profesor
Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

Članovi komisije

dr Mirko Dinulović, vanredni profesor
Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

dr Danilo Petrašinović, vanredni profesor
Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

dr Goran Vorotović, docent
Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

dr Slobodan Gvozdenović, redovni profesor
Univerzitet u Beogradu, Saobraćajni fakultet

Datum odbrane

ZAHVALNOST

Najveću zahvalnost za uspешan završetak doktorske disertacije, dugujem onima koji su mi obezbedili mir onda kada je bio potreban, podršku u svakome danu i razumevanje kada god je delovalo da gubim dah ili korak. Moja puna zahvalnost i velika ljubav idu mojoj supruzi Mariji i mojim ćerkama Petri i Leni, koje su najviše trpele tokom poslednjih nekoliko godina, prolazeći sa mnom ceo ponekad trnovit, ponekad sladak put do ovog velikog cilja. Na kraju ovog puta, pridružila im se i naša treća ćerka, Anja.

Veliku zahvalnost dugujem i mom neposrednom rukovodiocu u firmi European XFEL GmbH, dr Markusu Kusteru, za veliko razumevanje za specifičnosti moje teze, kao i za punu podršku da put do doktorata isteram do kraja, uprkos tome što je to značilo da moje dnevne i redovne poslovne obaveze, dobijaju dodatnu dimenziju pritiska završetka doktorske disertacije.

ANVELOPE LETA LETELICE U ATMOSFERI MARSA

Sažetak

Doktorska disertacija „Anvelope leta letelice u atmosferi Marsa“ prikazuje detaljnu analizu aerodinamike i performansi, a na osnovu novog konceptualnog dizajna, lake letelice za atmosferu Marsa, ALPEMA. Takva letelica, omogućava atmosfersko ubacivanje (primena koncepta aeroshell), ali i direktno poletanje sa površine Marsa. Složena atmosfera Marsa zahteva pojednostavljenu, a opet efikasnu geometriju, koja može maksimizirati finesu. Marsov atmosferski pritisak, gustina, temperatura i varijacije brzine zvuka zahtevaju pomno izabrani motor, koji letelici ALPEMA donosi značajne prednosti u vezi sa iskorišćenjem snage. Efikasna vitkost i polara otpora dovode do optimalnih anvelopa leta, kao dokaza pune održivosti ALPEMA projekta. Posebne performanse i osnovna aerodinamika postavljaju granice i ograničenja projekta, u skladu s sličnim uporedivim pristupima. Izabrani propeler, tema kojoj je u disertaciji posvećena posebna pažnja, omogućuje ALPEMA da koristi maksimalnu snagu svog motora, prikazanu kroz V_{min} i V_{max} , koji su značajni ulazni podaci za anvelope leta. Anvelopa leta, kao ishodište celokupne analize, ima efikasnu širinu i profil za različite moguće misije. Specifični propeler i motor ALPEMA su jasna komparativna prednost u odnosu na slične, uporedive projekte, kao i u radu prikazana anvelopa leta.

Ključne reči: Mars; atmosfera Marsa; laka letelica; aerodinamika; performanse leta; anvelopa leta

Naučna oblast: Mašinsko inženjerstvo

Uža naučna oblast: Vazduhoplovstvo

UDK: 533.6.013:523.53:551.51(043.3)

629.782:533.6:523.43(043.3)

FLIGHT ENVELOPES OF AN AIRCRAFT IN MARS ATMOSPHERE

Abstract

Doctoral dissertation „Flight Envelopes of an Aircraft in Mars Atmosphere" presents detailed aerodynamics and performances analysis, based on a new conceptual design of the light aircraft for Mars atmosphere, ALPEMA. Such aircraft allows atmospheric dropping (aeroshell concept application), as well as direct take-off from Martian surface. Complex Martian atmosphere demands for simplified yet efficient wing geometry, capable of maximizing Lift-to-Drag ratio. Martian atmospheric pressure, density, temperature and speed of sound variations, demand a scrutinized powerplant choice, which gives significant advantages to ALPEMA in the area of power exploitation. Efficient aspect ratio and drag polar lead to optimal flight envelopes as a proof of sustainability of ALPEMA project. Special performances and basic aerodynamics provide boundaries and constraints of the project, in line with similar and comparable approaches. Chosen propeller, topic which had significant attention in this dissertation, allows for ALPEMA to use maximum power capabilities of its engine, described through V_{min} and V_{max} , which are significant inputs for flight envelope. Flight envelope, as the goal of this entire analysis, provides effective width and profile for a variety of possible missions. ALPEMA's specific propeller and engine are a certain decisive advantage when observed along comparable projects, together with its flight envelope.

Keywords: Mars; Mars atmosphere; light aircraft; aerodynamics; flight performance; flight envelope

Scientific field: Mechanical engineering

Scientific subfield: Aeronautical engineering

UDC: 533.6.013:523.53:551.51(043.3)
629.782:533.6:523.43(043.3)

SADRŽAJ

Sažetak	v
Abstract	vi
1. Uvod.....	1
1.1. Istorijski pregled istraživanja Marsa	4
1.1.1. Pretelskopska era	9
1.1.2. Teleskopska era	16
1.1.3. Kosmička era	33
2. Atmosfera Marsa	59
2.1. Osnovne fizičko-hemijske i orbitalne karakteristike	59
2.2. Metan u atmosferi Marsa	64
2.3. Atmosferski modeli	67
2.3.1. Temperatura atmosfere	68
2.3.2. Pritisak atmosfere	74
2.3.3. Gustina atmosfere	77
2.3.4. Brzina zvuka	78
2.3.5. Viskoznost atmosfere Marsa	81
2.3.6. Skaliranje	83
2.3.7. Helas Planitija	83
2.4. Reynoldsov broj	88
2.5. Mahov broj	94
3. Aerodinamičke karakteristike letelica u atmosferi Marsa	98
3.1. Uvodne pretpostavke	98
3.2. Polara, geometrija i izvedene veličine	101
3.3. Izbor elise	121
4. Performanse letelica u atmosferi Marsa	127
4.1. Potrebna i raspoloživa snaga	127
4.2. Ugao penjanja i maksimalna brzina penjanja	131

4.3.	Posebni slučajevi	134
4.4.	Brzina i ugao penjanja kao činioci promene snage	136
4.5.	Trajanje leta i dolet	141
4.6.	Pravilni horizontalni zaokret	143
5.	Anvelope leta letelica u atmosferi Marsa	157
5.1.	Faktor opterećenja kao ulazni činilac	157
5.2.	Anvelopa kao funkcija faktora opterećenja	158
5.3.	Anvelopa u funkciji variranja snage motora	159
5.4.	Idejna rešenja uporednih projekata	163
6.	Zaključak	166
6.1.	Nova naučna informacija	167
6.2.	Otvorena područja istraživanja	168
6.3.	Vrednovanje rada	169
	Literatura	173
	Prilog 1	185
	Prilog 2	191
	Prilog 3	194

1. UVOD

Ljudi su, od samog praskozorja postojanja svoje vrste, pogled upravljali ka nebu. Tražili su odgovore, molili za svetlost, toplotu, kišu. Zamišljali su tragove svojih predaka među zvezdama, promišljali o daljinama na kojima su nebeska svetla pokačena po noćnom nebu i o putu koji Sunce prelazi tokom obdanice. Vremenom, tokom hiljada, čak desetina hiljada godina, među našim precima su se pojavili i oni koji su umeli da razlikuju ili bolje prepoznaju položaje nebeskih tela. Ti položaji su bili prvi veliki, bezmalo trajni orijentiri, za naše pretke, nesvesne u najvećoj meri toga da se i zvezde i druga nebeska tela kreću beskrajem svemira.

Mnogo je vremena prošlo dok ljudi nisu uspjeli da međusobno razlikuju bar deo nebeskih tela. Osim očiglednih razlika Sunca i Meseca, u odnosu na druga nebeska tela, vremenom su po osvetljenosti ili prividnom kretanju, uspjeli da u određenoj meri načine razliku između planeta, zvezda i kometa. Za sve to vreme, Mars je zadržao posebno mesto u mitologiji i u naučnom interesovanju ljudi.

Ponašanje letelice u surovoj atmosferi Marsa, uslovljeno je kako parametrima same atmosfere, tako i geometrijom letelice, odnosno njenim aerodinamičkim karakteristikama i njenim pogonom, prilagođenim sredini. Dodatni činilac je svakako i sama priroda misije, gde je kao cilj najčešće postavljeno osmatranje, odnosno skeniranje površine planete i prikupljanje atmosferskih podataka i magnetosfernih parametara. Ti ciljevi odgovaraju i postavljenim ciljevima letelice ALPEMA, projekta čije karakteristike analiziramo u ovom radu.

Za ostvarivanje misije, odnosno potencijalnih misija, predviđena je dvojaka mogućnost upućivanja letelice ALPEMA na nju - poletanje sa površine planete, ili ispuštanje u „aeroljusci” iz niske orbite, iznad površine planete ([1], [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8]). Druga mogućnost podrazumeva prethodno sklopljeno krilo i samu letelicu, koji se potom, na odgovarajućoj visini, otpuštaju i rasklapaju na odgovarajućoj visini iznad površine Marsa, odakle letelica otpočinje svoju zadatu misiju. Oba pristupa imaju svoje prednosti i izazove ([9], [10]).

Misija koju predviđamo za letelicu ALPEMA, sastoji se od snimanja površine planete kamerom visoke rezolucije, prikupljanja podataka o bitnim atmosferskim parametrima (temperatura, pritisak, gustina, sastav, brzina zvuka, vlažnost), određivanju bitnih topografskih karakteristika, povezanih sa atmosferskim parametrima (mesta višeg ili nižeg pritiska, pre svega), skeniranja površinskih i plitkih slojeva tla, u potrazi za vodom, snimanja promena u intenzitetu i obliku magnetosfere, kao i praćenja i beleženja podataka o klimi, klimatskim promenama i promenama godišnjih doba na Marsu. Za uspešno ostvarivanje ove misije, neophodno je to da letelica ima, osim povoljnih osnovnih aerodinamičkih karakteristika, dovoljno široku anvelopu, odnosno povoljne odnose brzina i faktora opterećenja, u nizu režima letenja, ali primarno pri krstarenju.

Analiza i proračun veličina kod letelice ALPEMA, obavljena je u skladu sa nizom kriterijuma koje je moguće pratiti kod većine letelica namenjenih za let u atmosferi Marsa. Nijednog trenutka se ne zaboravlja to da je kretanje u atmosferi Marsa daleko izazovnije i komplikovanije od kretanja letelice u atmosferi Zemlje ([11])

Posmatrani su masa letelice (m [kg]), kao značajan kriterijum za let u atmosferi u kojoj je što niža masa, izrazita prednost. Posmatrani su potom i geometrija i parametri krila, sa osvrtom na površinu (S [m^2]), razmah (b [m]) i vitkost (AR [/]). Upoređivane su dostupne visine leta (H [m]), gde se na umu ima pre svega krstarenje, oličeno kroz brzinu krstarenja. Posmatrana je sila otpora letelice (D [N]), prigodno svedena u najvećoj meri na dominantnu silu otpora, onu na krilu. Zatim je posmatrana bezdimenziona veličina, finesa krila (L/D ili F), a naročito maksimalna finesa ($(L/D)_{max}$ ili F_{max}), kao i koeficijent uzgona za tu vrednost ($C_{L(L/D)max}$), kao i koeficijent uzgona pri krstarenju (C_{Lcr}). Posebno su poređene brzine penjanja (RoC), brzina za maksimalnu finesu (V_{Fmax}), brzina pri gubitku uzgona, odnosno „stolinga” (V_{stall}), brzina propadanja (w), zatim minimalna (V_{min}) i maksimalna (V_{max}) brzina, parametri značajni za anvelopu, kao i maksimalni ugao nagiba (γ) i maksimalna brzina penjanja (RoC_{max}). Sve brzine su izražene u [m/s]. Analiza, odnosno neophodna poređenja koja prethode eventualnoj optimizaciji, okončani su faktorom opterećenja (n), kao jednim od činilaca za određivanje anvelope.

Posebna pažnja je posmatrana uticaju motora i odgovarajuće elise na raspoloživu snagu i parametre brzine leta.

Treba napomenuti i to da je za razne poređene letelice, na raspolaganju bio različiti broj podataka, pa su određena pojednostavljena i racionalizacije bile neophodni deo analize.

Kao rezultat, uočavamo prednosti i nedostatke naše, održive letelice namenjene letu i misijama, odnosno scenarijima upotrebe u atmosferi Marsa. Izazovi koji se obrađeni, svakako nisu konačni i postoji prostor za analizu i poređenje čitavog niza pojava, koje se, na ovaj ili onaj način, obrađuju u raznim izvorima ([12], [13], [14], [15], [16]). Izazovi leta, kontrole, stabilnosti i manevrabilnosti letelica u atmosferi Marsa ostaju brojni i raznoliki, kao i izazovi i rizici poletanja sa površine planete podložne čestim oštrim olujama ili pak ubacivanja u tanku atmosferu ([17], [18], [19], [20]). Konačni i jedinstveni projektni put i proces zadavanja misija i scenarija, za letelicu namenjenu atmosferi Marsa, za sada ne postoji i ovo polje inženjerskog i šireg naučnog istraživanja, ostaje i dalje u velikoj meri otvoreno za nove zamisli. Nova saznanja o prirodi sezonskih promena, ali i o prirodi, odnosno sastavu tla na Marsu, doprinose lakšem sužavanju pravaca analize i algoritama projektovanja, iako su pred nama i dalje decenije usavršavanja ([21], [22], [23]).

Ono što možemo izdvojiti kao uočene prednosti letelice ALPEMA, odnosi se pre svega na povoljnu, praktičnu, efikasniju polaru, koja omogućava konkurentnu vrednost finese, ali i koeficijenta uzgona za maksimalnu finesu i za krstarenje. Posredno, kompletna aerodinamika letelice je pod uticajem polare, geometrije i mase letelice, pa prednosti koje u tom smislu ima ALPEMA, odražavaju se dakle i na njenu kompletnu aerodinamiku. Takođe, racionalno raspoređena masa letelice i njena ukupna vrednost, uz snažan motor, daju nam trajanje leta i dolet, koji bi bili zadovoljavajući i uz korišćenje klasičnog napajanja, odnosno baterije. Međutim, ukoliko se uzme u obzir mogućnost korišćenja solarnog napajanja, ove vrednosti mogu biti i značajno povoljnije, a autonomija leta proširena. Na isti način se i misije mogu proširiti a upotrebljivost letelice ALPEMA može biti još veća. Mogućnosti variranja snage motora, otvaraju mogućnost za široki opseg minimalnih i

maksimalnih brzina, kao i širih anvelopa. Takođe, regulacija tokom samog leta, obezbeđuje sigurniji let. U odnosu na druge posmatrane projekte, to su značajne prednosti.

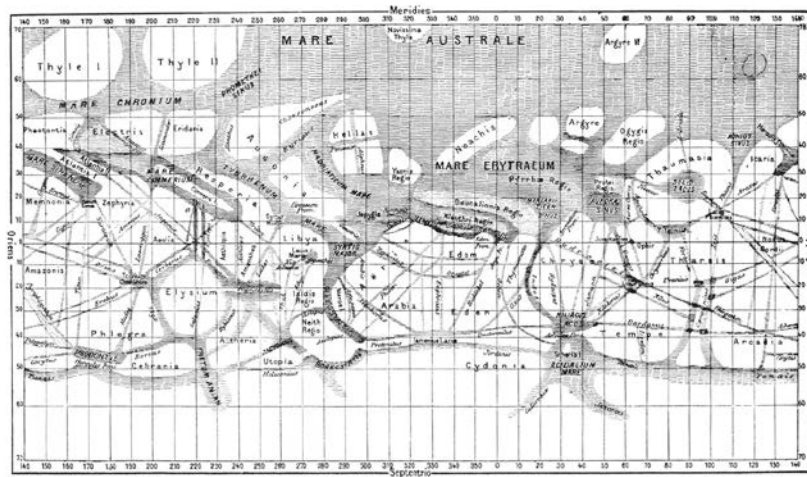
U odnosu na savremene trendove, odnosno razne projekte letelica namenjenih letu u atmosferi Marsa, ALPEMA prati odgovarajuće pravce umanjivanja mase i ostvarivanja relativno visoke vitkosti i finese, dok nudi mogućnost za veću versatilnost, promenama snage motora. Projekat uzima u obzir sve složenosti sredine i daje mogućnost i za uobičajeni način otpuštanja u atmosferu (aeroljuska) i ostavlja mogućnost za poletanje sa površine planete, što je bitna razlika u odnosu na konkurentne ideje. Široka anvelopa i mogućnosti variranja snage motora u relativno širokom opsegu, omogućavaju i da se na lak i ergonomičan način obavi snimanje površine Marsa, da se skeniraju bitne atmosferske i elektromagnetne osobine planete, ali i da se pokrije široka površina i obezbedi veća detaljnost prikupljanja podataka.

1.1. Istorijski pregled istraživanja Marsa

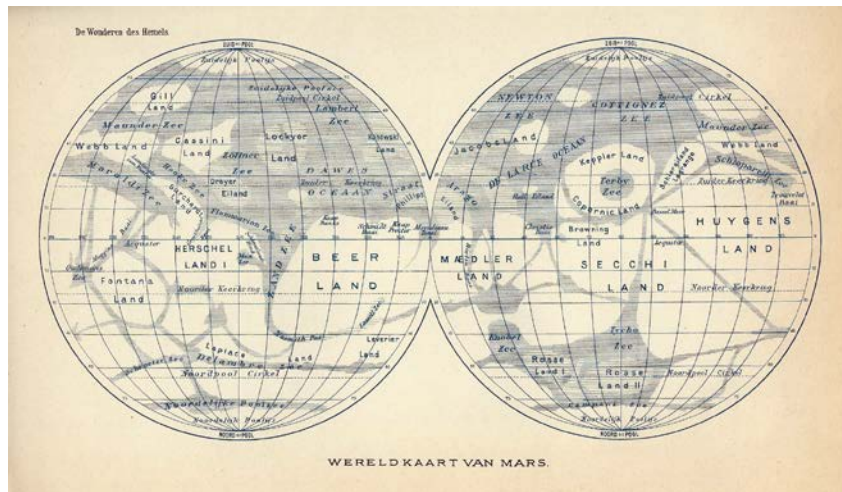
Među planetama, jedna od onih koja je najranije uočena kao zasebno nebesko telo, drugačije od zvezda, bio je i Mars. Početak istorijskih zapisa o Marsu, nalazi se u vremenu antičkih egipatskih astronoma, iz drugog milenijuma pre nove ere. Negde u isto vreme, mogu se pronaći i prvi kineski zapisi o Marsu, zabeleženi u vremenu dinastije Žou (oko 1045. godine p.n.e.). Vremenom se pojavljuju i beleške vavilonskih astronoma, koji su razvili za to vreme složene aritmetičke tehnike predviđanja budućeg položaja planete. Kod grčkih astronoma i filozofa, razvija se geocentrički model, u kom se sva nebeska tela, pa i Mars, okreću oko Zemlje, kao središta univerzuma. Indijski astronomi su prvi dali grube procene veličine Marsa i njegove udaljenosti od Zemlje, da bi od vremena Nikole Kopernika i Johana Keplera i suštinski ulaska u savremenu astronomiju, količina znanja o Sunčevom sistemu, nebeskim telima, pa među njima i o Marsu, počela da raste eksponencijalno.

Galileo Galilej je u opservacionu astronomiju uveo savremeni teleskop, po čijem modelu su kasnije nastajali tehnički sve napredniji, sve savršeniji uređaji za dubinsko osmatranje univerzuma. Od prvih Galilejevih osmatranja Marsa, 1610.

godine, za svega jedno stoleće nakon toga, astronomi su već otkrili specifična albedo¹, svojstva među kojima i tamne fleke Sirtis Major Planum (Syrtis Major Planum) i polarne ledene kape. Do početka XIX stoleća, već se znalo puno o periodu rotacije Marsa i o nagibu njegove ose rotacije, a pomoću boljih teleskopa, trajna albedo svojstva Marsa su detaljno mapirana. 1840. je objavljena prva gruba mapa Marsa, a od 1877. se objavljuju sve detaljnije, sve preciznije mape.



Slika 1 - Mapa Marsa Đovanija Skijaparelija, sklapana 1877-1886 (izvor: NASA publication SP-4212, On Mars: Exploration of the Red Planet. 1958-1978. ch1-2)



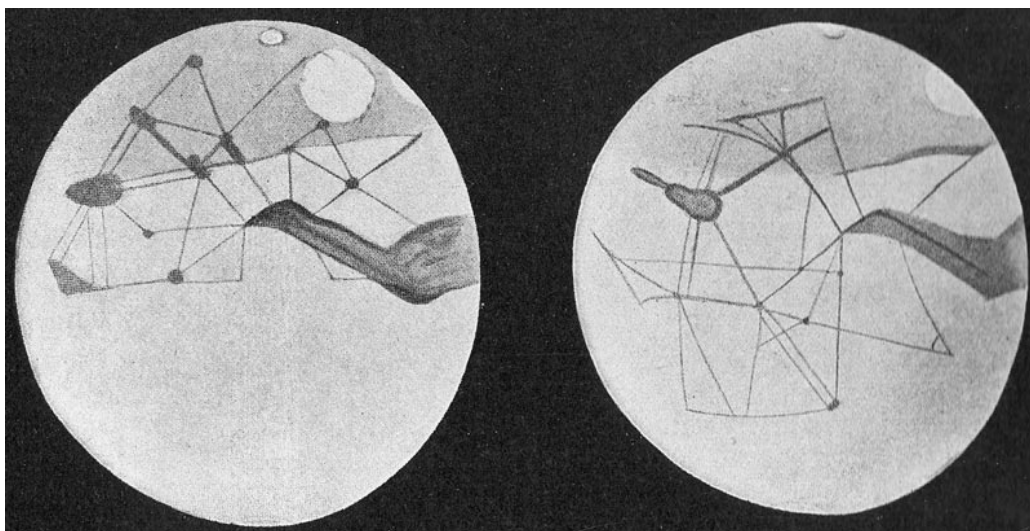
Slika 2 - Mapa Marsa iz 1898. godine (izvor: <http://www.mapsland.com>)

¹ Albedo je mera reflektivnosti površine ili tela. To je odnos odbijenog elektromagnetnog zračenja i onoga koje pada na telo. Odnos se obično izražava kao decimalna vrednost, ili kao procenat (od 0% do 100%). Ovo je vrlo važna mera u klimatologiji i astronomiji.

Kada su astronomi greškom pretpostavili da su došli do spektroskopskih tragova vode u atmosferi Marsa, ideja o životu na Marsu je postala naglo jedna od najpopularnijih tema javnosti. Persival Lauel (Percival Lowell) je verovao da je uočio čitavu mrežu kanala na Marsu. Iako se kasnije pokazalo da su te linearne pojave bile samo optička varka, te da je atmosfera Marsa previše tanka da bi mogla da održi ekosistem nalik na Zemljin, ideja je još dugo opstajala u raznim, kvazinaučnim i fantastici okrenutim krugovima.



Slika 3 - Persival Lauel (izvor: www.gettyimages.co.uk)



Slika 4 - Lauelova mapa „Marsovih kanala” (izvor: Яков Перельман - "Далёкие миры". СПб, типография Сойкина, 1914.)

Žuti oblaci u atmosferi Marsa su uočeni još početkom 1870-ih. Još tada je Ežen Mišel Antoniadi/Eugenios Mihail Antoniadis (Eugène Michel Antoniadi, Εύγένιος Μιχαήλ Αντωνιάδης, 1870-1944) pretpostavio da su ti oblaci nastali od vetrom podignutog peska ili prašine.

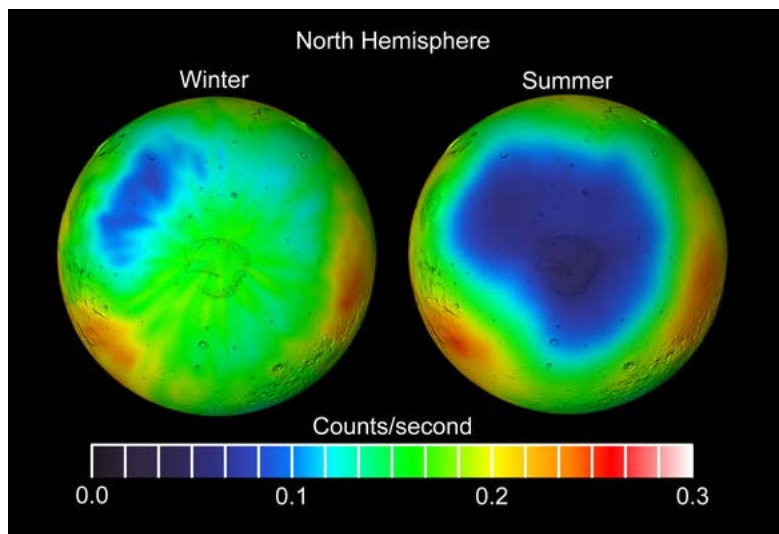


Slika 5 - Ežen Mišel Antoniadi (izvor: philosophyofscienceportal.blogspot.de)

Tokom 1920-ih, uspešno je izmeren, odnosno analitički određen, opseg temperatura na Marsu. Prema proračunima iz tog vremena, temperature su se kretale u opsegu od -85 pa do 7 °C. Otkriveno je i da je atmosfera planete suva, sa kiseonikom i vodom u tragovima. 1947. je potom Džerard Kuiper (Gerard Kuiper) dokazao da je atmosfera Marsa izuzetno bogata ugljen dioksidom, sa gotovo dvostruko većom količinom od one koja je tada postojala u atmosferi Zemlje.



Slika 6 - Džerard Kuiper (izvor: solarsystem.nasa.gov)



Slika 7 - Sezonske varijacije raspodele CO₂ na severnoj polarnoj kapi Marsa (izvor: <http://lasp.colorado.edu>)

Prva standardizovana nomenklatura za albedo pojave na Marsu je usvojena 1960. godine, od strane Međunarodne astronomske unije (International Astronomical Union, IAU²). Od početka te decenije, veliki broj robotizovanih letelica je poslat sa Zemlje, da bi ispitivao brojna svojstva Marsa. Ispitivanja su vršena kako iz orbite, tako i sa površine Marsa. Proučavanje planete traje i danas, nesmanjenim intenzitetom. Osmatranja se vrše sa površine naše planete, složenim instrumentima, ali u značajnoj meri i sa površine i iz orbite Marsa, kroz široki spektar elektromagnetnog pojasa. Otkriće meteorita na Zemlji, koji su potekli sa Marsa, omogućilo je laboratorijsko ispitivanje hemijskih okolnosti i hemijskog sastava površine našeg planetarnog suseda.

Misija sa ljudskom posadom, ostaje naredni cilj i naredna meta koju je čovečanstvo zadalo sebi u istraživanju Marsa.

Ako bismo želeli da detaljnije izučimo čitavo široko polje posmatranja i istraživanja Marsa, mogli bismo ga grubo podeliti u tri veća segmenta - preteleskopsku eru, teleskopsku eru i kosmičku eru³.

² www.iau.org

³ Doktorska disertacija, Dušan Marčeta, „Mogućnosti i optimizacija sletanja na južnu hemisferu Marsa”

1.1.1 Preteleskopska era

Rani antički astronomi, pre svega staroegipatski, beležili su kretanje, odnosno „lutanje” Marsa po noćnom nebu. Do drugog milenijuma pre nove ere, bili su već upoznati sa prividno retrogradnim kretanjem planete⁴. Mars je prikazan na plafonu grobnice Setija I, na plafonu Rameseuma i na zvezdanoj karti Senemuta, odnosno Senemuta. Ta karta je inače najstarija poznata zvezdana karta, koja je datirana na 1534. godinu p.n.e. i zasnovana je na položaju planeta.



Slika 8 - Rameseum (izvor: britannica.com)



Slika 9 - Zvezdana karta Senemuta (izvor: pinterest.com)

⁴ Prividno kretanje planeta po našem nebu rezultat je kretanja kako samih planeta, tako i Zemlje. Planete se većinu vremena kreću od zapada prema istoku, kao i Sunce i Mesec, zatim stanu, krenu nazad prema zapadu (retrogradno), opet stanu, te nastave svoje uobičajeno kretanje od zapada prema istoku. Retrogradno kretanje uvek traje podjednako za pojedine planete.

Do vremena Novovavilonskog Carstva, njihovi astronomi su već obavljali sistematska osmatranja položaja i ponašanja planeta. Za Mars su, znali da obavlja 37 sinodičkih perioda⁵, ili 42 zodijačka kruga, na svakih 79 godina. Vavilonci su izmislili aritmetičke metode za uređivanje manjih ispravki pretpostavljenog položaja planeta. Ova tehnika je prvenstveno bila izvedena iz merenja vremena, poput merenja trenutka kada se Mars pojavi iznad horizonta. U mnogo manjoj meri su zavisila od daleko manje precizno poznatih položaja planete na nebeskoj sferi⁶.

Kineski dokumenti i zapisi o pojavljivanju i kretanju Marsa, pojavili su se po prvi put pred uspostavljanje dinastije Žou (1045. godine p.n.e.), a intenzivni su postali u vreme dinastije Kin, ili Ćin (od 221. godine p.n.e.), od kada su astronomi počeli da brižljivo beleže planetarne konjunkcije⁷, a među njima i Marsove. Okultacije Marsa Venerom⁸ su zabeležene 368., 375. i 405. godine n.e. Period i kretanje planetarne orbite Marsa, bili su do detalja poznati već tokom dinastije Tang, od 618. godine n.e.

Rana astronomija antičke Grčke, bila je pod značajnim uticajem znanja koja su do Grčke stigla preko Mesopotamije i njene kulture. Kao što su Vavilonjani povezivali Mars sa Nergalom (ili Nirgalom, ili Nirgalijem), svojim bogom rata i razaranja, tako su i Grci ovu planetu povezali sa svojim bogom rata, Aresom.

Tokom čitavog ovog perioda, a što je zanimljivo, kretanje planeta nije previše zanimalo stare Grke. Hesiodovo čuveno delo, „Poslovi i dani” (Ἔργα καὶ ἡμέραι), nastalo oko 650. godine p.n.e., čak i ne spominje planete. Stari Grci su koristili reč „planēton” da bi opisali sedam nebeskih tela koja su se kretala u odnosu na zvezde u pozadini. Takođe, zagovarali su ideju o geocentričnom svemiru, odnosno o nebeskim telima koja se okreću oko Zemlje, koja je središte svemira.

⁵ sinodički period je vreme potrebno da se telo nađe u istoj tački neba, relativno u odnosu na Sunce kada posmatramo sa planete Zemlje, tj. vreme povratka u istu elongaciju (i menu planete). To je period između dve konjunkcije sa Suncem i orbitalni period objekta kada ga posmatramo sa Zemlje.

⁶ U astronomiji i navigaciji nebeska sfera je imaginarna rotirajuća sfera jediničnog radijusa koncentrična Zemlji. Svako nebesko telo možemo posmatrati kao da leži na nebeskoj sferi. Položaj svakog tela tada može biti opisan korišćenjem sfernih koordinatnih sistema.

⁷ Konjunkcija se dešava onda kada dva nebeska tela ili dve svemirske letelice imaju ili jednaku rektascenziju (ekvivalent geografske dužine) ili istu ekliptičku longitudu, obično kada se posmatraju sa Zemlje. U slučaju dve planete, u pitanju je blisko prividno približavanje nebeskih tela.

⁸ Okultacija je sakrivanje jednog nebeskog tela drugim.

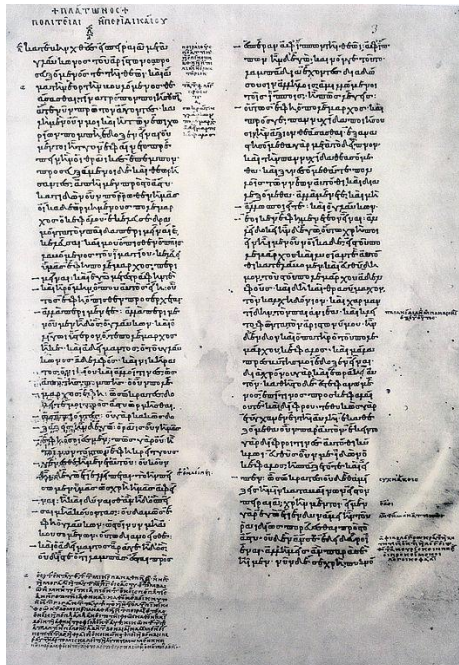


Slika 10 - Vavilonski bog Nergal
(autor: Klaus-Peter Simon)

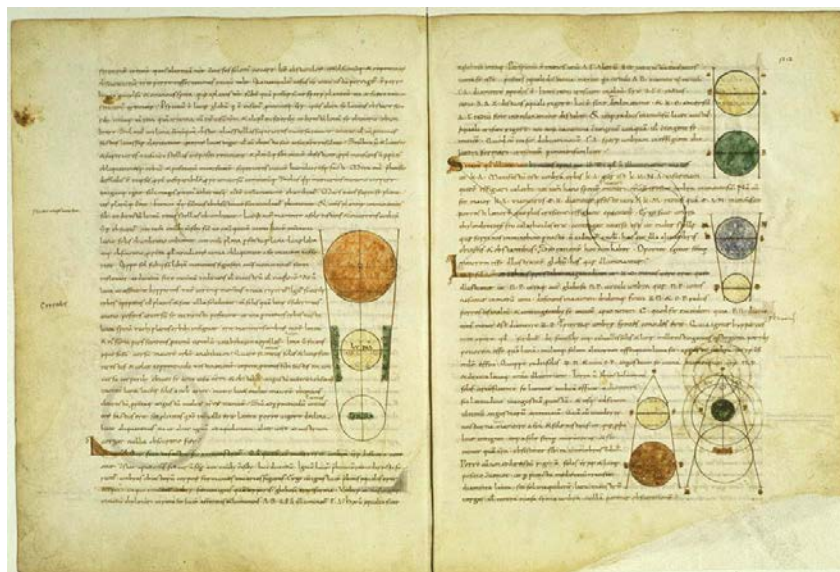


Slika 11 - Starogrčki bog Ares
(muzejska replika iz Vile Adrijane)

U svom delu „Republika” (Πολιτεία), nastalom oko 380. godine p.n.e, grčki filozof Platon je izneo najstariju poznatu tvrdnju o poretku planeta prema grčkoj, tj. helenističkoj astronomskoj tradiciji.



Slika 12 - Najstariji sačuvani rukopis Platonove „Republike”, oko 900. godine n.e.
(izvor: Anri Omont, Oeuvres phil. de Platon: Facsimilé en phototypie, à la grandeur exacte de l'original du Ms. grec 1807 de la Bibliothèque Nationale. Paris 1908.)



Slika 13 - Srednjevekovni rukopis Kalcidovog latinskog prevoda Platonovog „Timaeusa“ (izvor: ibiblio.org; Reg. lat. 1308 fols. 21 verso - 22 recto)

Aristotel, Platonov učenik, posmatrao je okultaciju, odnosno pomračenje Marsa od strane Meseca, 365. godine p.n.e. Posmatranjem ove pojave, zaključio je da je Mars udaljeniji od Zemlje nego što je to Mesec. Zabeležio je da su slične okultacije zvezda i drugih planeta već zabeležili egipatski i vavilonski astronomi. Ta posmatranja je potom iskoristio da bi potvrdio dotadašnji helenistički poredak planeta. U njegovom delu „O nebesima“ (Περὶ οὐρανοῦ), napisanom oko 350. godine p.n.e., predstavio je model svemira u kom Sunce, Mesec i planete kruže oko Zemlje na stalnim, fiksnim rastojanjima. Nešto unapređeniju verziju geocentričkog modela svemira, razvio je grčki astronom Hiparh iz Nikeje, koji je pretpostavio da se Mars kreće po kružnoj putanji, nazvanoj epicikloida. Ta epicikloida se onda okreće oko Zemlje, tj. orbitira oko nje, po većoj kružnici, nazvanoj deferent.

U rimskom Egiptu, tokom II stoleća nove ere, Klaudije Ptolomej, negde poznat i samo kao Ptolomej, pokušao je da se pozabavi problemom orbitiranja Marsa. Posmatranja planete su ukazala na to da se planeta kreće 40% brže na jednoj strani svoje orbite, nego na drugoj. To je bilo u sukobu sa Aristotelovim modelom jednolikog, uniformnog kretanja. Ptolomej je prilagodio model planetarnog kretanja tako što je dodao takozvani ekvant, odnosno pomeraj od središta planetarne kružne orbite, po kojoj se planeta kreće jednolikom brzinom obrtanja. Prema njegovim proračunima,

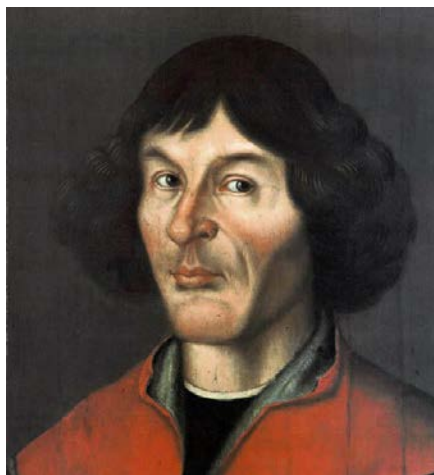
sa uvećanim rastojanjem među nebeskim telima, raspored nebeskih tela od Zemlje nadalje je bio - Mesec, Merkur, Venera, Sunce, Mars, Jupiter, Saturn i nepromenljive zvezde. Ptolomejev model i njegova zbirna dela o astronomiji, predstavljena su u višetomnom zborniku „Almagest” (u grčkom originalu Μαθηματικὴ Σύνταξις, u latinskom prevodu Syntaxis Mathematica, u kasnijem grčkom prevodu i preradi Ἡ Μεγάλη Σύνταξις i napokon, u arapskom prevodu al-majisti, iz čega je i došlo do savremenog naziva), koji je postao najuticajnije delo zapadne astronomije u narednih četrnaest stoleća.

U V stoleću nove ere, indijski astronomski tekst „Surja Sidanta” (Surya Siddhanta), procenio je ugaoni prečnik⁹ Marsa na 2 lučna minuta (1/30 deo stepena), a razdaljinu od Zemlje na 10 433 000 km (u tadašnjim indijskim merama, to je 1 296 600 jodžana, gde je jedna jodžana jednaka osam kilometara). Odatle je prečnik Marsa proračunat na 6 070 km (754,4 jodžana), što je greška od svega 11% u odnosu na danas prihvaćenih 6 788 km. Ipak, ova procena je zasnovana na netačnoj pretpostavci o prividnoj veličini planete. Na rezultat je možda uticao i Ptolomejev način računanja, tj. njegova dela, koja su vrednost davala preračunato na 1,57 lučnih minuta. U svakom slučaju, obe vrednosti su značajno veće od onih koje su kasnije proračunate korišćenjem savremenijih i nadasve današnjih, savremenih teleskopa.

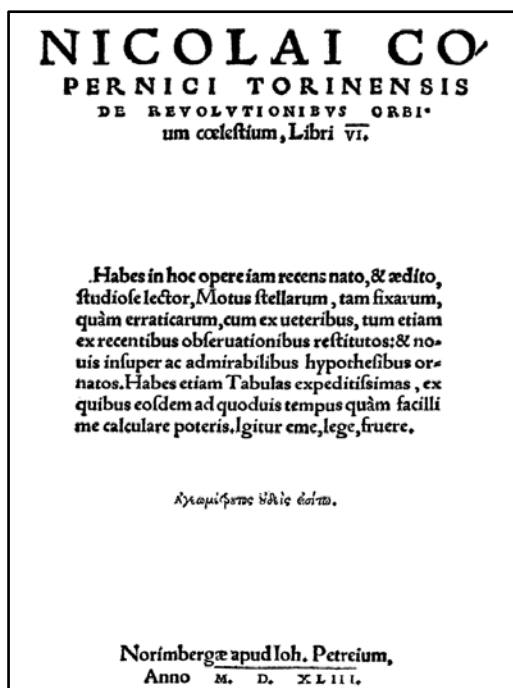
1543. godine, Nikola Kopernik (Nicolaus Copernicus, Mikołaj Kopernik, Nikolaus Kopernikus, 1473-1543) je objavio teze o heliocentričkom modelu našeg, tj. nama poznatog svemira, u delu „O revolucijama nebeskih sfera” (De revolutionibus orbium coelestium).

Prema njegovom pristupu, Zemlja se nalazi u orbiti oko Sunca, između kružnih orbita Venere i Marsa. Njegov model je uspešno objasnio to zašto se planete Mars, Jupiter i Saturn nalaze na suprotnim stranama neba u odnosu na Sunce, kad god se nalaze na sredini, ili polovini svog retrogradnog kretanja. Kopernik je uspeo da planete presloži po njihovom ispravnom heliocentričkom redosledu, isključivo prema periodu njihovih orbita oko Sunca.

⁹ Ugaoni prečnik je prividna veličina, koja opisuje koliki utisak veličine ostavljaju krug ili sfera, posmatrani iz neke zadate tačke



Slika 14 - Nikola Kopernik, portret nepoznatog autora iz Gradske većnice u Torunju, 1580. (izvor: frombork.art.pl)



Slika 15 - „O revolucijama nebeskih sfera”, izdanje Johanesa Petrejusa iz 1543. (izvor: Nicolai_Copernici_torinensis_De_revolutionibus_orbium_coelestium.djvu)

Vremenom, njegova naučna teorija je stekla puno prihvatanje od strane evropskih astronoma. Tome je naročito doprinelo objavljivanje dela „Pruske tabele” (Tabulae prutenicae, Prutenische/Preußische Tafeln) 1551. godine, autora Erazma Rajnholda (Erasmus Reinhold, 1511-1553). U tom delu je Rajnhold dao široki pregled astronomskih tabela, a prema kopernikanskom modelu.

Nemački astronom Mihael Maestlin (Michael Maestlin/Mästlin/ Möstlin/Moestlin, 1550-1631) je 13. 10. 1590. posmatrao okultaciju Marsa od strane Venere.



Slika 16 - Mihael Maestlin (izvor: astro.uni-tuebingen.de)

Jedan od njegovih učenika, Johan Kepler (Johannes Kepler, 1571-1630), vrlo brzo je postao pristalica kopernikanskog sistema. Nakon studija, Kepler je postao asistent danskog plemića i astronoma, Tiha Brahea (Tycho Brahe, Tyge Ottesen Brahe, 1546-1601). Uz pristup Braheovim detaljnim podacima o posmatranjima Marsa, Kepler je počeo da matematički uobličava unapređeniju verziju Pruskih tabela. Braheove rezultate posmatranja je uklopio u pretpostavku o eliptičnoj orbiti, sa Suncem smeštenim u jedan od fokusa. Taj novi model je postao osnova za Keplerove zakone o planetarnom kretanju, koje je objavio u svom delu „Izvodi kopernikanske astronomije” (Epitome Astronomiae Copernicanae), izdavanom od 1615. do 1621.



Slika 17 - Johan Kepler (izvor: BCSEngage)

1.1.2 Teleskopska era

U svom najbližem prilazu, prividna veličina Marsa je 25 lučnih minuta. Za golo oko, to je previše mala veličina, da bi mogle da se uoče specifičnosti planete. Stoga se pre otkrića teleskopa nije znalo ništa o planeti, osim njenog manje ili više preciznog položaja na nebu. Italijanski naučnik Galileo Galilej (Galileo Galilei) bio je prva osoba za koju se pouzdano zna da je koristila teleskop za astronomska posmatranja.



Slika 18 - Galileo Galilej, Nacionalni pomorski muzej, London (autor: Justus Sustermans, 1636.)



Slika 19 - Galileo Galilej i venecijanski dužd, Vila Andrea Ponti, Varenze (autor: Đuzepe Bertini, 1858.)

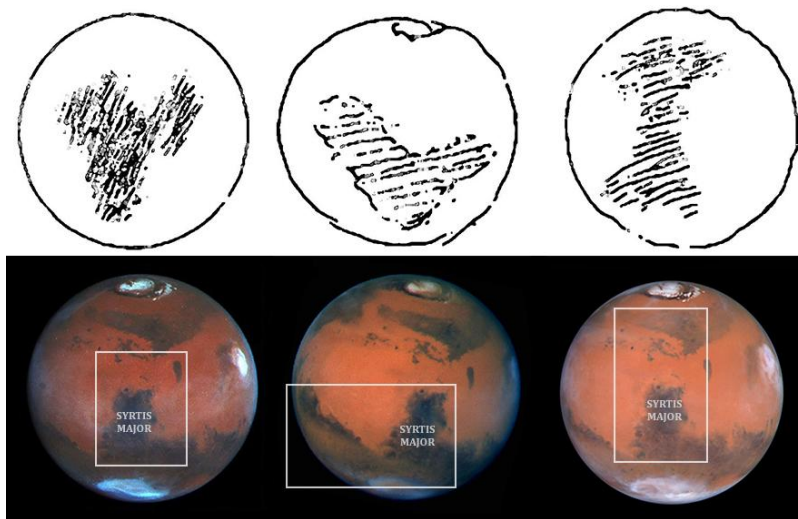
Prema njegovim zapisima, Mars je posmatrao teleskopom u septembru 1610. godine. Instrument koji je koristio, bio je previše primitivan da bi njime uočio detalje površine planete, tako da je sebi za cilj Galilej postavio proučavanje i uočavanje toga da li Mars ima faze ili delimična zatamnjenja, poput Venere ili Meseca. Iako nije bio siguran u to da li će uspeti, do decembra je uočio da se prividna veličina Marsa umanjila. U suštini, on je astronomiju i uveo u ranu fazu teleskopske ere. Tek je poljski astronom Johan Hevelije (Johannes Hevelius, Jan Heweliusz, 1611-1687) uspeo da zabeleži fazu Marsa, 1645. godine.

1644. godine, italijanski jezuitski sveštenik Danijelo Bartoli (Daniello Bartoli, 1608-1685), objavio je da je uočio dva tamnija polja na Marsu. Tokom opozicija¹⁰ 1651., 1653. i 1655. godine, kada je Mars prilazio najbliže Zemlji, italijanski astronom i takođe jezuit, Đovani Batista Ričiolli (Giovanni Battista Riccioli, 1598-1671) i njegov učenik, Frančesko Marija Grimaldi (Francesco Maria Grimaldi, 1618-1663), uočili su polja različite refleksivnosti na Marsu. Prva osoba koja je nacrtala mapu Marsa koja je pokazala svojstva površine (terena), bio je holandski astronom Kristijan Hajgens (Christiaan Huygens, 1629-1695). 28. novembra 1659. godine, načinio je ilustraciju Marsa, koja je pokazivala istaknutu tamnu oblast, danas poznatu kao Sirtis Major Planum (Syrtis Major Planum), kao i, sasvim moguće, jednu od polarnih kapa.



Slika 20 - Kristijan Hajgens (autor: Kaspar Nečer, XVII stoleće)

¹⁰ U sfernoj astronomiji, dva nebeska tela su u opoziciji onda kada se nalaze na suprotnim stranama neba, gledano sa zadane tačke, koja je uglavnom Zemlja; planeta ili asteroid su, kolokvijalno rečeno „u opoziciji”, kada se nalaze nasuprot Suncu.



Slika 21 - Hajgensova mapa Marsa (28.11.1659.) i savremeni snimak oblasti Syrtis Major na Marsu (izvor: rebrn.com)

Te iste godine, uspešno je izmerio i period rotacije planete, koji je sračunao na približno 24 časa (prava vrednost siderealnog perioda rotacije je zapravo 1,025957 Zemljinih dana, tj. $24^h 37^m 22^s$). Hajgens je izveo i grubi proračun prečnika Marsa, koji je više nalik na pretpostavku. Po njoj, prečnik Marsa je oko 60% prečnika Zemlje, što nije predaleko od savremenog, preciznog proračuna, koji ukazuje na to da je vrednost zapravo oko 53%. Verovatno je prvo istinsko spominjanje južne polarne kape Marsa ono koje je objavio italijanski astronom Đovani Domeniko Kasini (Giovanni Domenico Cassini, 1625-1712) 1666. godine.



Slika 22 - Đovani Kasini (autor: Durangel, 1879.)

Iste godine je posmatranjem površinskih odlika planete, period rotacije sračunao na $24^h 37^m$. Ta vrednost odstupa za manje od tri minuta od danas poznate vrednosti. 1672. godine je Hajgens uočio zamućenu beličastu kapu na severnom polu planete, kao jedno od ranih savremenih uočavanja Severnog pola planete..

Nakon što je Kasini postao prvi direktor Pariske opservatorije, 1671. godine, počeo je da se bavi problemom fizičke veličine Sunčevog sistema. Relativna veličina orbita planeta je bila poznata, odnosno, bilo ju je moguće izračunati iz Trećeg Keplerovog zakona, tako da je bilo neophodno izračunati još i pravu veličinu orbite bar jedne od planeta. Taj podatak bi onda lančano doveo do rešenja pitanja orbita svih planeta i posledično veličine samog Sunčevog sistema, na relativno jednostavan, čak linearan i lapidaran način.

U tu svrhu, položaj Marsa je izmeren u odnosu na pozadinske zvezde, posmatrano iz različitih položaja na samoj Zemlji. Na taj način je izmerena diurnalna paralaksa planete¹¹. Tokom te godine, planeta se kretala dalje od tačke duž svoje orbite, u kojoj je najbliža Suncu (perihelska opozicija, gde je perihel tačka na orbiti u kojoj je planeta najbliža Suncu), čime je zapravo došla veoma blizu Zemlje. Kasini i Žan Pikar (Jean Picard, 1620-1682) su odredili položaj Marsa iz Pariza, a francuski astronom Žan Rišer (Jean Richer, 1630-1696) je merenja vršio iz Kajena, u Južnoj Americi. Uprkos tome što su ta posmatranja bila ograničena kvalitetom samih instrumenata, paralaksa koju je Kasini odredio, bila je sa greškom od svega 10% u odnosu na pravu vrednost. Engleski astronom Džon Flamstid (John Flamsteed, 1646-1719) je nezavisno obavio ista merenja i dobio veoma slične rezultate.

1704. godine je italijansko-francuski astronom Žak Filip Maraldi (Jacques Philippe Maraldi, Giacomo Filippo Maraldi, 1665-1729) intenzivno proučavao, odnosno posmatrao južnu polarnu kapu, kada je uočio da ona prolazi kroz određene varijacije tokom planetarne rotacije. To je već tada ukazalo na to da polarna kapa nije centrirana na samom polu. Uočio je i to da se veličina kape menja sa vremenom.

¹¹ Diurnalna paralaksa je paralaksa koja se menja sa rotacijom Zemlje ili sa menjanjem lokacije na Zemlji; Mesec i u manjoj meri terestrijalne planete ili asteroidi posmatrani sa različitih mesta na Zemlji, u istom trenutku vremena, mogu da deluju kao da su drugačije postavljeni u odnosu na pozadinu ili na nepromenljive zvezde

Veliki, čuveni britanski astronom nemačkog porekla, ser Vilijem Heršel (Frederick William Herschel, Friedrich Wilhelm Herschel, 1738-1822), počeo je da se intenzivno interesuje za Mars 1777. godine.



Slika 23 - Vilijem Heršel (autor: Lemjuel Frensis Abot, 1785.)

Naročito su ga zanimala polarne kape planete. 1781. godine je uočio da južna polarna kapa izgleda „ekstremno veliko”, čemu je razlog bio, kako je tada mislio, to što je taj pol bio u mraku prethodnih dvanaest meseci. Već do 1784. godine, južna polarna kapa je izgledala znatno manja, što mu je ukazalo na to da se veličina polarnih kapa menja značajno sa promenom godišnjih doba na planeti, a što je, samim tim, direktno ukazalo na to da su one sastavljene potpuno ili u značajnoj meri, od leda. 1781. godine je približno izračunao period rotacije Marsa kao $24^{\text{h}} 39^{\text{m}} 21,67^{\text{s}}$ i sračunao nagib ose koja spaja polove, u odnosu na ravan orbite kao $28,5^{\circ}$. Zabeležio je i da Mars ima „značajnu ali umerenu atmosferu, te da njegovi stanovnici obitavaju u okolnostima koje su na mnogo načina nalik na naše”. Između 1796. i 1809. godine, francuski astronom Onore Flogerže (Honoré Flaugergues, 1755-1830/35) je uočio zaklanjanja Marsa i zabeležio postojanje „okerastih velova” po površini planete. Sasvim je moguće da su u pitanju bili žuti oblaci ili oluja na Marsu, čime bi Flogerže bio prvi naučnik koji ih je zabeležio.

Početak XIX stoleća, unapređenje veličine i kvaliteta teleskopa, donelo je mogućnost kvalitetnijih i preciznijih posmatranja planeta. Može se slobodno reći da je XIX stoleće, teleskopsku eru uvelo u novu, geografsku fazu, obeleženu

kvalitetnijim i preciznijim mapiranjem površina nebeskih tela, pa tako i Marsa. Najznačajnija unapređenja teleskopa u ovoj fazi teleskopske ere su vezana za uvođenje dvokomponentnih ahromatskih sočiva¹² nemačkog optičara Jozefa fon Fraunhofera (Joseph von Fraunhofer, 1787-1826). Njegova sočiva su suštinski eliminisala komu, optički efekat koji dovodi do prividnog razlivanja ili zamućenja spoljne ivice slike. Do 1812. godine, Fraunhofer je uspeo da načini ahromatsko sočivo prečnika od 190 mm, odnosno 7,5 inča.



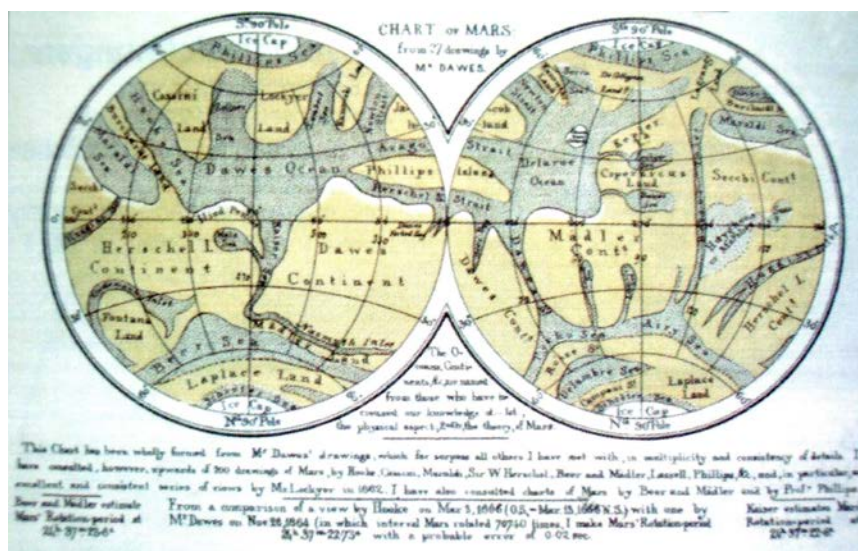
Slika 24 - Jozef fon Fraunhofer (izvor: Die großen Deutschen im Bilde, 1936.)

Tokom opozicije Marsa 1830. godine, nemački astronomi Johan Hajnrih Medler (Johann Heinrich von Mädler, 1794-1874) i Vilhelm Ber (Wilhelm Wolff Beer, 1797-1850) su koristili 95-milimetarski (3,7-inčni) Fraunhoferov refraktujući teleskop, da bi otpočeli proučavanje planete. Kao referentnu tačku, koristili su lokaciju smeštenu 8° južno od ekvatora. Nešto kasnije je ta lokacija nazvana Sinus Meridiani i danas se smatra nultim meridijanom na Marsu. Tokom posmatranja, ustanovili su to da je najveći deo površinskih svojstava na Marsu trajne prirode, a preciznije su uspeli da odrede i period rotacije planete. 1840. godine je Medler, koristeći podatke prikupljene tokom deset godina intenzivne analize i posmatranja, nacrtao prvu mapu Marsa. Umesto davanja imena različitim lokacijama na planeti, Ber i Medler su ih jednostavno označili slovima. Tako je Sinus Meridiani, kod njih postao samo karakteristika „a”.

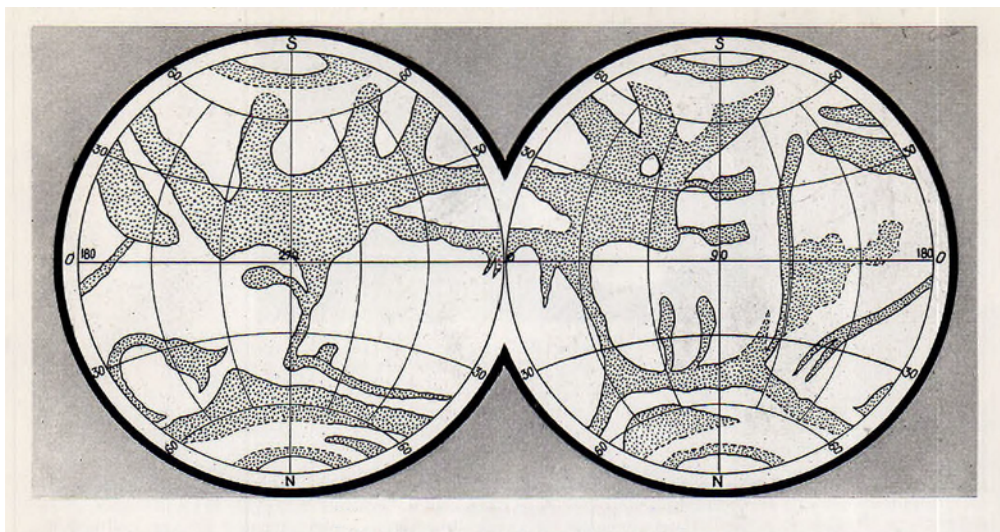
¹² Ahromatsko sočivo je projektovano tako da ograniči efekte hromatskih i sfernih aberacija; ahromatska sočiva se koriguju tako da dovedu dve talasne dužine u žižu u istoj ravni.

Dok je radio u Vatikanskoj opservatoriji (Specola Vaticana) tokom opozicije Marsa 1858. godine, italijanski astronom Anđelo Seki (Pietro Angelo Secchi, 1818-1878) je uočio veliku plavu trougaonu karakteristiku tla, koju je nazvao „Plavi škorpion”. Istu tu sezonsku formaciju, nalik na oblak, uočio je i engleski astronom Džozef Norman Lokjir (Joseph Norman Lockyer, 1836-1920) 1862. godine, kao i više drugih astronoma širom sveta. Tokom opozicije iz 1862. godine, holandski astronom Frederik Kajzer (Frederik Kaiser, 1808-1872) je načinio više crteža Marsa. Poređenjem tih crteža sa Hajgensovim crtežima i onima koje je napravio engleski prirodnjački filozof Robert Huk (Robert Hooke, 1635-1703), uspeo je da dođe do preciznijeg proračuna i vrednosti perioda rotacije Marsa. Njegova vrednost, $24^{\text{h}} 37^{\text{m}} 22,6^{\text{s}}$, precizna je do vrednosti od jedne desetinke i predstavlja izuzetno naučno dostignuće tog doba.

Anđelo Seki je 1863. godine načinio prve obojene ilustracije Marsa. Koristio je imena poznatih istraživača da bi imenovao istaknute karakteristike površine planete. 1869. je posmatrao dve tamne linearne karakteristike površine, koje je nazvao *canali*, po italijanskoj reči za kanale ili useke. 1867. godine, engleski astronom Ričard Proktor (Richard Anthony Proctor, 1837-1888) je načinio detaljniju, precizniju mapu Marsa, zasnovanu na crtežima engleskog astronoma Vilijema Djuza (William Rutter Dawes (19 March 1799 – 15 February 1868) iz 1864. godine.

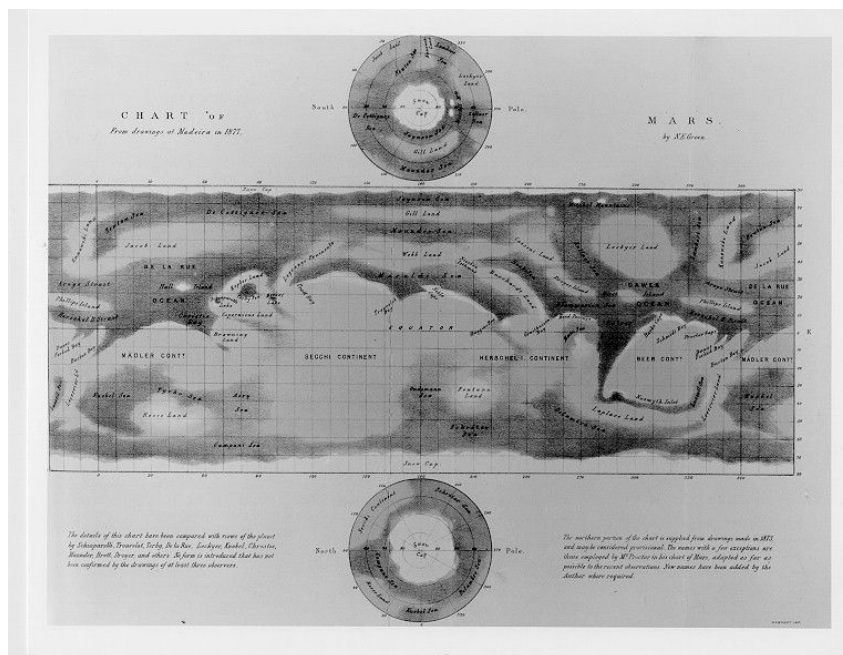


Slika 25 - Proktorova mapa prema crtežima Djuza iz 1864. (izvor: planetarymapping.wordpress.com)



Slika 26 - Proktorova mapa prema crtežima Djuza iz 1867. (izvor: planetarymapping.wordpress.com)

Proktor je dao imena brojnim svetlijim i tamnijim karakteristikama površine planete (albedo) po astronomima koji su kroz istoriju dali značajan doprinos posmatranju Marsa. Tokom te iste decenije, slične mape su napravili i francuski astronom Kamij Flamarion (Nicolas Camille Flammarion, 1842-1925) i engleski astronom Nejtan Grin (Nathaniel Everett Green, 1823-1899).



Slika 27 - Mapa Marsa Natanijela Grina, 1877. (izvor: uapress.arizona.edu)

Nemački astronom Johan Celner (Johann Karl Friedrich Zöllner, 1834-1882) je na Univerzitetu u Lajpcigu u periodu 1862-1864 razvio originalni fotometar, kojim je merio refleksivnost Meseca, planeta i zvezda snažne svetlosti. Za Mars, izveo je vrednost albeda od 0,27. Između 1877. i 1893. godine, nemački astronomi Gustav Miler (Karl Hermann Gustav Müller, 1851-1925) i Paul Kempf (Paul Friedrich Ferdinand Kempf, 1856-1920) su posmatrali Mars, koristeći pri tome Celnerov fotometar. Otkrili su mali fazni koeficijent¹³, tj. varijaciju refleksivnosti sa promenom ugla, što je ukazalo na to da je površina Marsa suštinski glatka, ravna i bez prevelikih nepravilnosti.

1867. godine, francuski astronom Pjer Jansen (Pierre Jules César Janssen, 1824-1907) i britanski astronom Vilijem Hagins (William Huggins, 1824-1910), koristili su spektroskope¹⁴ za ispitivanje atmosfere Marsa. Obojica su poredili optičke spektre Marsa sa optičkim spektrima Meseca. Kako spektar Meseca nije pokazivao apsorpcione linije¹⁵ vode, verovali su da su otkrili prisustvo vodene pare u atmosferi Marsa. Taj rezultat je potvrdio i nemački astronom Herman Fogel (Hermann Carl Vogel, 1841-1907) 1872. godine, kao i engleski astronom Edvard Maunder (Edward Walter Maunder, 1851-1928) 1875. godine. Taj nalaz je kasnije doveden u pitanje.

Naročito povoljna perihelska opozicija se dogodila 1877. godine. Škotski astronom Dejvid Gil (David Gill, 1843-1914) je iskoristio tu priliku da izmeri dijurnalnu paralaksu Marsa sa lokacije na Ostrvu Asension u Južnom Atlantskom Okeanu. Ta posmatranja su dovela do procene paralakse na $8,78 \pm 0,01$ lučnih sekundi. Pomoću tog rezultata, Gil je mogao da preciznije odredi rastojanje između Zemlje i Sunca, a na osnovu relativne veličine orbita Marsa i Zemlje. Uočio je da obod Marsovog diska deluje zamućeno zbog njegove atmosfere, što je ograničilo preciznost koju je mogao da potvrdi u proračunu, tj. određivanju položaja planete.

¹³ U elektromagnetnoj teoriji, fazni koeficijent predstavlja imaginarnu komponentu konstante prostiranja za ravanski talas; ona predstavlja promenu faze po jedinici dužine, duž putanje koju prelazi talas u bilo kom trenutku i odgovara realnom delu ugaonog talasnog broja talasa.

¹⁴ Optički spektrometar ili spektrofotometar, spektrograf ili pak spektroskop, predstavlja instrument kojim se mere svojstva svetlosti u jednom, zasebnom delu elektromagnetnog spektra.

¹⁵ Apsorpciona linija nastaje kada fotoni iz toplog izvora širokog spektra prolaze kroz hladni materijal; intenzitet svetlosti na uzanom opsegu frekvencija biva umanjen usled apsorpcije u materijalu i usled reemisije u proizvoljnim pravcima.

U avgustu 1877. godine, američki astronom Asaf Hol (Asaph Hall III, 1829-1907) je otkrio dva Marsova meseca, koristeći pri tome 660-milimetarski (26-inčni) teleskop u Američkoj pomorskoj opservatoriji (U.S. Naval Observatory). Imena ova dva prirodna satelita, Fobos (Phobos, Φόβος) i Deimos (Deimos, Δείμος), Hol je odabrao na predlog Henrija Medena (Henry George Madan, 1838-1901), profesora nauke iz koledža Iton u Engleskoj. Imena Marsovih prirodnih satelita su pogodno izabrana i u grčkoj mitologiji su ih nosili pratioci boga Marsa, božanstva Strah i Užas.



Slika 28 - Asaf Hol, 1899. (izvor: usno.navy.mil)



Slika 29 - Snimci Marsovih meseca Fobosa i Deimosa (izvor: photojournal.jpl.nasa.gov i marsprogram.jpl.nasa.gov)

Tokom opozicije iz 1877. godine, italijanski astronom Đovani Skijapareli (Giovanni Virginio Schiaparelli, 1835-1910) je koristeći 220-milimetarski (8,7-inčni) teleskop, uspeo da nacрта prvu detaljnu mapu Marsa. Na njegovim crtežima se nalaze karakteristike površine koje je on nazvao „kanali”, tj. *canali*, a za koje se kasnije pokazalo da su optičke varke. Ti *canali* su, kako je verovao, bile dugačke prave linije na površini Marsa. Na svojim mapama, Skijapareli im je dao imena poznatih reka sa Zemlje. Njegova formulacija, tj. pojam *canali*, popularno je pogrešno preveden na engleski kao *kanali*. 1886. godine, engleski astronom Vilijem Dening (William Frederick Denning, 1848-1931) je primetio da su ove linearne karakteristike površi nepravilne, te da su ponegde skoncentrisane, a ponegde imaju prekide. Do 1895. godine, engleski astronom Edvard Maunder (Edward Walter Maunder, 1851-1928) je postao potpuno uveren da su pomenute linije ništa više do zbir više manjih detalja.

U svom delu „Planeta Mars i uslovi njenog naseljavanja” (*La planète Mars et ses conditions d'habitabilité*), Kamij Flamarion je pisao o tome da ovi kanali podsećaju na kanale koje je načinio čovek, odnosno na nešto što je nekakva inteligentna vrsta mogla koristiti da prenosi vodu preko umiruće planete. Zagovarao je tezu o postojanju takve vrste i verovao da su napredniji od ljudi. To je u budućnosti poslužilo kao još jedan argument brojnim ljudima koji su zagovarali ideju o „Marsovcima”.

Pod uticajem Skijaparelijevih posmatranja, Persival Louel (Percival Lawrence Lowell, 1855-1916) je osnovao opservatoriju sa 300 i 450-milimetarskim (12 i 18-inčnim) teleskopima. Opservatorija je korišćena za ispitivanje Marsa tokom poslednje povoljne prilike, 1894. godine i naredne, nešto manje povoljne opozicije. Objavljivao je knjige o Marsu i o životu na planeti, a njegova dela i ideje su imale veliki odjek u javnosti. Skijaparelijevi *canali* su se pojavljivali i u nalazima drugih astronoma, poput Anrija Žozefa Perotena (Henri Joseph Anastase Perrotin, 1845-1904) i Luja Tolona (Louis Thollon, 1829-1887). Oni su ih uočili koristeći 380-milimetarski (15-inčni) refraktor u Opservatoriji Nica. Njihov refraktor je bio jedan od najvećih teleskopa tog doba.

Počevši od 1901. godine, američki astronom Endrju Elikot Daglas (Andrew Ellicott Douglass, 1867-1962) je sistematski pokušavao da fotografiše strukture nalik na kanale na Marsu. Izgledalo je da je to napokon postalo moguće kada je 1905. godine, američki astronom Karl Lamplend (Carl Otto Lampland, 1873-1951) objavio fotografije navodnih kanala. I premda su ti rezultat bili naširoko prihvaćeni nakon objavljivanja, osporili su ih grčko-francuski astronom Eugen Antoniadi (Eugène Michel Antoniadi, Εὐγένιος Μιχαήλ Αντωνιάδης, 1870-1944), engleski prirodnjak Alfred Rasel Volas (Alfred Russel Wallace, 1823-1913) i neki drugi naučnici. Oni su tvrdili da su u pitanju samo izmišljene karakteristike tla. Kako su počeli da se sve više koriste sve veći teleskopi, uočeno je nekoliko dužih, ravnih *canali* pojava. Tokom posmatranja koja je Flamarion 1909. godine obavio sa 840-milimetarskim (33-inčnim) teleskopom, uočene su brojne nepravilne pojave na površini planete, ali nijedna od *canali* pojava nije uočena.

Zaklonjenost površine planete, usled pojave žutih oblaka, uočena je tokom 1870-ih. Tada je tu pojavu zabeležio Skijapareli. Dokazi za postojanje takvih oblaka su prikupljeni tokom opozicija iz 1892. i 1907. godine. 1909. godine, Antoniadi je zabeležio da je prisustvo žutih oblaka povezano sa zaklanjanjem albedo pojava. On je otkrio da je Mars približno snažnije žute boje tokom opozicija, kada je planeta bliža Suncu i kada dobija više energije. njegova pretpostavka je bila da su peščane oluje ili vrtlozi prašine uzrok pojave ovih oblaka.

1894. godine je američki astronom Vilijem Kembel (William Wallace Campbell, 1862-1938) otkrio da je spektar Marsa identičan spektru Meseca, čime je doveo u pitanje tada sve snažnije prihvaćenu teoriju o tome da je atmosfera Marsa slična atmosferi Zemlje. Ranija uočavanja vode u atmosferi Marsa su objašnjavana nepovoljnim okolnostima, a Kembel je zaključio da je trag vode u nalazima poticao isključivo iz „smetnji” nastalih u atmosferi Zemlje. Ipak, složio se sa tim da polarne kape ukazuju na to da u atmosferi Marsa postoji voda, premda nije verovao u to da su polarne kape dovoljno velike da bi se u atmosferi uočila vodena para. U vreme kada ih je objavio, Kembelovi rezultati su smatrani za kontroverzne i javno i glasno su ih kritikovali članovi astronomske zajednice. Američki astronom Volter Adams

(Walter Sydney Adams, 1876-1956) ih je konačno potvrdio 1925. godine i tako trajno otklonio svaku sumnju u njihovu verodostojnost.

Baltički Nemas i astronom Herman Struve (Karl Hermann Struve, Герман Оттонович Струве, 1854-1920) je posmatrao promene orbita Marsovih meseca, da bi odredio gravitacione uticaje planetarnog spljoštenog sferoida. 1895. godine je te podatke iskoristio za proračun koji mu je ukazao na to da je ekvatorijalni prečnik planete za 1/190 deo veći od polarnog prečnika. 1911. godine je preciznijim proračunom došao do vrednosti od 1/192. Taj rezultat je potvrdio američki meteorolog Edgar Vulard (Edgar William Woolard, 1899-1978) 1944. godine.

Pomoću vakuumskog termopara prikačenog za 2,54-metarski (100-inčni) Hukerov teleskop u Opservatoriji planine Vilson, američki astronomi Set Barns Nikolson (Seth Barnes Nicholson, 1891-1963) i Edison Pettit (Edison Pettit, 1889-1962) su 1924. godine uspeli da izmere termičku energiju koja se emituje sa površine Marsa. Došli su do rezultata po kojima se temperatura planete kreće u opsegu od -68 °C (ili -90 °F) na polovima, pa do +7 °C (tj. +45 °F) na sredini diska, odnosno u oblasti koja odgovara ekvatorijalnoj ravni. Od te godine su i američki fizičar Vilijem Koblenc (William Weber Coblentz, 1873-1962) i njegov zemljak, astronom Karl Oto Lamplend obavljali radiometrijska¹⁶ ispitivanja Marsa. Njihovi rezultati su korigovali opseg temperatura tako da su dali precizniju vrednost noćne temperature na planeti. Prema tim merenjima, noću se temperatura spušta do -85 °C (ili -121 °F), što ukazuje na izuzetno snažnu dijurnalnu fluktuaciju temperatura. Izmerili su temperaturu oblaka na Marsu do vrednosti od gotovo fiksnih -30 °C (ili -22 °F). 1926. godine, merenjem spektralnih linija u crvenom pomaku¹⁷ usled orbitalnih kretanja Marsa i Zemlje, Volter Sidni Adams je uspeo da direktno izmeri količinu kiseonika i vodene pare u atmosferi Marsa. Izračunao je da su na planeti dominantne

¹⁶ Radiometrija je niz tehnika za merenje elektromagnetnog zračenja, uključujući tu i vidljivi spektar svetlosti; radiometrijske tehnike prisutne u optici su okarakterisane raspodelom snage zračenja kroz i u svemiru, odnosno slobodnom prostoru, nasuprot fotometrijskim tehnikama, koje su vezane za interakciju svetlosti sa ljudskim okom.

¹⁷ U fizici se crveni pomak dešava onda kada svetlost ili neka druga vrsta elektromagnetnog zračenja koja potiče sa nekog objekta, dobija priraštaj talasne dužine, ili se premešta ka crvenom delu spektra; uopšteno posmatrano, bilo zračenje u vidljivom delu spektra ili ne, „crvenije” znači priraštaj talasne dužine, a što je ekvivalentno nižoj frekvenciji i nižoj energiji fotona, u skladu sa talasnom i kvantnom teorijom svetlosti.

„ekstremne pustinijske okolnosti”. 1934. godine, Adams i američki astronom Teodor Danem (Theodore Dunham, Jr., 1897-1984) su otkrili da u atmosferi Marsa ima manje od jednog procenta kiseonika, u odnosu na srazmernu, odnosno odgovarajuću površinu na Zemlji.

1927. godine, holandski diplomac Ciprijan Anijus van den Boš (Cyprianus Annius van den Bosch) je odredio masu Marsa na osnovu kretanja Marsovih meseca, sa greškom od svega 0,2%. Taj rezultat je docnije potvrdio holandski astronom Viljem de Siter (Willem de Sitter, 1872-1934) 1928. godine. Pomoću podataka dobijenih posmatranjem okolozemnog, tj. bliskozemnog asteroida Eros u periodu 1926-1945, nemačko-američki astronom Ojgen Rabe (Eugene Karl Rabe, 1911-1974) je načinio nezavisnu procenu mase Marsa, kao i drugih planeta u unutrašnjem delu Sunčevog sistema. Za proračun je koristio gravitacione perturbacije¹⁸ asteroida, usled uticaja planeta. Njegova procena je imala grešku proračuna (u matematičkom smislu) od svega 0,05%, ali su potonje provere ukazale na to da je njegov rezultat bio proračunat izuzetno loše, u fizičkom smislu, u poređenju sa drugim metodama.

Tokom 1920-ih, francuski astronom Bernar Lio (Bernard Ferdinand Lyot, 1897-1952) je koristio polarimetar¹⁹ za izučavanje površinskih svojstava Meseca i planeta. 1929. je primetio da je polarizovana svetlost emitovana sa površine Marsa u velikoj meri nalik na onu koja je odasjana sa površine Meseca, premda je zadržao određenu rezervu, ostavivši mogućnost da su na nalaze mogli da utiču mraz i moguća vegetacija na planeti. Na osnovu količine Sunčeve svetlosti koja se rasipala kroz atmosferu Marsa, postavio je gornju granicu na 1/15 debljine atmosfere Zemlje. Samim tim je površinski pritisak morao biti ograničen na ne više od 2,4 [kPa] (tj. 24 [mbar]). Koristeći infracrvenu spektrometriju, holandsko-američki astronom Džerard Kajper (Gerard Peter Kuiper, Gerrit Pieter Kuiper, 1905-1973) je 1947. godine uočio ugljen dioksid u atmosferi Marsa. Uspeo je da izračuna da je količina ugljen dioksida na određenoj posmatranoj površini dvostruko veća od one na Zemlji.

¹⁸ U astronomiji je perturbacija kompleksno kretanje masivnog nebeskog tela, pod dejstvom više sila, umesto samo jednog gravitacionog uticaja jednog masivnog tela; druge sile mogu uključivati dejstvo više drugih tela, sile otpora i ekscentrična privlačenja i odbijanja tela nepravilnih oblika.

¹⁹ Polarimetar je naučni instrument koji se koristi za merenje ugla obrtanja, izazvanog prolaskom polarizovanog svetla kroz optički aktivnu supstancu.

Međutim, kako je njegova pretpostavka o površinskom pritisku na Marsu bila prevelika, pogrešno je pretpostavio da polarne kape ne mogu da budu načinjene od zamrznutog ugljen dioksida. Američki meteorolog Simur Hes (Seymour Lester Hess, 1920-1982) je 1948. godine izračunao da bi za nastanak tankih oblaka na Marsu bilo dovoljno tek 4 mm tečnih padavina, uz pritisak pare od 0,1 [kPa] (tj. 1,0 [mbar]).

Prva standardna nomenklatura albedo pojava na Marsu je uvedena 1960. godine, kada je Međunarodna astronomska unija (*International Astronomical Union - IAU*) usvojila 128 naziva koje je 1929. godine Antoniadi iskoristio na svojoj mapi, koju je nazvao jednostavno „Planeta Mars” (*La Planète Mars*). Radna grupa za nomenklaturu planetarnog sistema (*The Working Group for Planetary System Nomenclature - WGPSN*), koju je IAU osnovala 1973. godine, bavi se neprestano standardizacijom sheme imenovanja pojava na Marsu i na drugim planetama.

Poslednja faza teleskopske ere bi se mogla nazvati fazom prikupljanja senzorskih podataka, iako se ona, donekle, preklapa sa kosmičkom erom istraživanja Marsa.

NASA-in Međunarodni program planetarnog patroliranja (International Planetary Patrol Program) je nastao 1969. godine, kao konzorcijum koji u kontinuitetu treba da posmatra planetarne promene. Ova grupacija međunarodnog karaktera se fokusira na posmatranje peščanih oluja na Marsu. Jedan od njihovih ključnih nalaza, od velikog značaja za nauku je i taj da se peščane oluje na Marsu dešavaju u najvećoj meri onda kada je planeta najbliža Suncu.

Prikupljanje senzorskih podataka je danas zasnovano u velikoj meri na snimanju i skeniranju karakteristika planete, pomoću naprednih teleskopa na površini i u orbiti Zemlje. Skeniranje se vrši po širokom opsegu elektromagnetnog spektra. Značajni deo ovih, posmatranja se danas obavlja infracrvenim skeniranjem, potrebnim za određivanje sastava površinskog sloja tla planete. Osim infracrvenog skeniranja, vrši se i ultraljubičasto i submilimetarsko²⁰ posmatranje sastava atmosfere, kao i radiomerenja brzine vetra.

²⁰ Submilimetarska astronomija se obavlja na submilimetarskim talasnim dužinama elektromagnetnog spektra;

Hablov svemirski teleskop (Hubble Space Telescope - HST) se koristi takođe za sistematično ispitivanje Marsa.

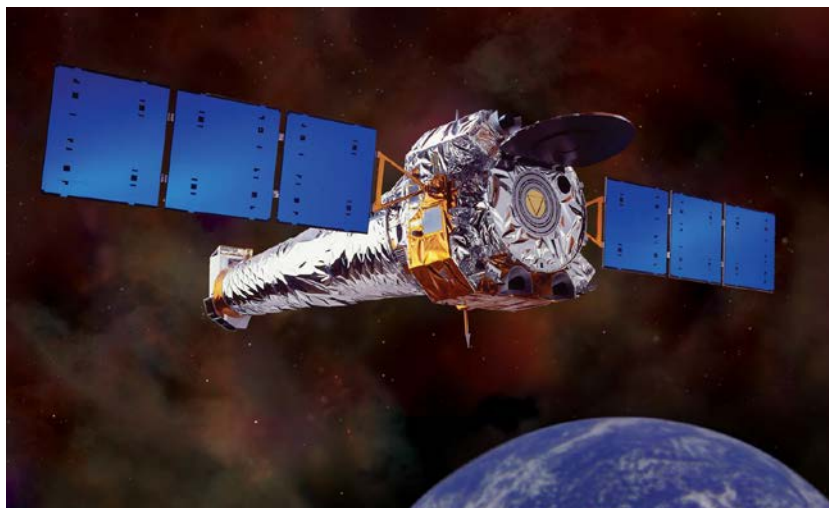


Slika 30 - Hablov svemirski teleskop (Hubble Space Telescope - HST) (izvor: nasa.gov)

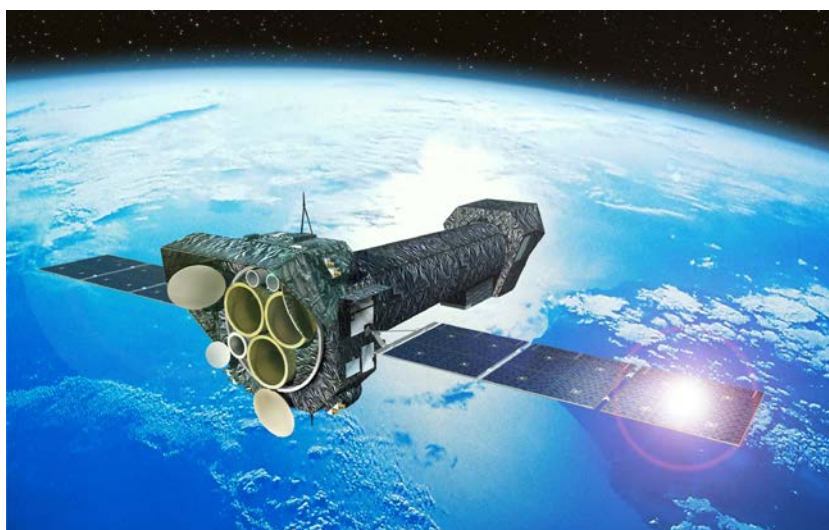
Upravo su pomoću njega načinjeni snimci najveće moguće rezolucije, najbolji u istoriji posmatranja Marsa sa Zemlje. Ovaj teleskop može proizvesti korisne snimke planete onda kada se nalazi na ugaonoj udaljenosti od bar 50° od Sunca. HST može da načini snimke Marsove hemisfere, na kojima se mogu uočiti kompletni klimatski, vremenski sistemi. Teleskopi locirani na Zemlji, pojačani CCD²¹ senzorima mogu načiniti korisne snimke Marsa i obezbediti redovno praćenje vremenskih prilika na planeti tokom opozicija.

Emisija X-zraka sa Marsa je prvi put uočena 2001. godine, pomoću Opservatorije Čandra (Chandra X-ray Observatory - CXO), a 2003. je dokazano da se sastoji iz dve komponente. Prva komponenta nastaje usled X-zraka koji dolaze od Sunca i rasipaju se u gornjim slojevima atmosfere Marsa. Druga komponenta nastaje interakcijom između jona, koja se dešava pri razmeni naelektrisanja. Emisiju iz ovog drugog izvora je uočila orbitirajuća opservatorija XMM-Njutn (XMM-Newton) na rastojanju od čak osam prečnika Marsa.

²¹ CCD, odnosno naprava spojena naelektrisanjem (charge-coupled device) je naprava za pokretanje naelektrisanja, obično iz unutrašnjosti uređaja do oblasti u kojoj se naelektrisanjem može manipulirati.



Slika 31 - Umetnički prikaz Opservatorije Čandra (Chandra X-ray Observatory - CXO) (izvor: nasa.gov)



Slika 32 - Umetnički prikaz orbitirajuće opservatorije XMM-Njutn (XMM-Newton) (izvor: sci.esa.int)

Uz ova, na određeni način indirektna istraživanja, odvijaju se i direktnija istraživanja tla Marsa, preko analize meteorita koji su po svoj prilici dospeli sa Marsa. 1983. godine, analiza šergotita (shergottite), naklita (nakhlite) i časignita (chassignite), kao grupa meteorita (obično se označavaju zajedno kao SNC grupa), pokazala je da su oni možda potekli sa Marsa. Alan Hills meteorit (Allan Hills 84001), otkriven na Antarktiku 1984. godine, po svoj prilici potiče sa Marsa, ali ima sasvim drugačiji sastav od meteorita SNC grupe.



Slika 33 - Alan Hils meteorit (Allan Hills 84001) (izvor: www-curator.jsc.nasa.gov)

1996. godine, objavljeno je da se u ovom meteoritu mogu možda pronaći dokazi mikroskopskih fosila marsovskih bakterija. Ipak, do sada nije obezbeđen konkretan dokaz za to. Hemijska analiza meteorita sa Marsa pronađenih na Zemlji, ukazuje na to da je ambijentalna temperatura u blizini površine Marsa po svoj prilici bila ispod tačke smrzavanja vode (0 °C) u najvećem delu poslednjih četiri milijarde godina.

I premda od šezdesetih godina dvadesetog stoleća traju manje ili više uspešni pokušaji ispitivanja Marsa sondama i instrumentima poslatim kroz svemir, posmatranja sa Zemlje ili iz Zemljine orbite ostaju značajna za širu naučnu zajednicu.

1.1.3 Kosmička era

Od 1960-ih, ljudi šalju robotizovane letelice da bi istraživali Mars iz orbite i sa površine planete. Cilj je prikupljanje što veće količine detaljnih informacija o svim parametrima, odnosno karakteristikama planete, od njenih orbitalnih karakteristika, pa do fizički svojstava atmosfere, podataka o sastavu tla i hidrologiji ili pak drugim parametrima neophodnim za planiranje slanja misije sa ljudskom posadom, pa čak i pravljenja habitata u budućnosti.

Kosmička era je dakle obeležena istraživanjem Marsa pomoću svemirskih letelica. Sonde koje se sa Zemlje šalju od poznog dvadesetog stoleća, omogućile su dramatično uvećanje saznanja o lokalnom sistemu Marsa i pre svega su fokusirane na bolje razumevanje geologije i mogućnosti naseljavanja Marsa.

Projektovanje međuplanetarnog putovanja je izuzetno složen posao, pa je tako istraživanje Marsa u kosmičkoj eri obeleženo i velikim brojem grešaka i promašaja, posebno u ranoj fazi ove epohe. Gotovo dve trećine svih letelica koje su projektovane za let ka Marsu, doživele su fatalne kvarove pre nego što su uspele da dovrše svoje misije. Neke od letelica su doživele fatalne kvarove čak i pre nego što su bilo kakva posmatranja tokom misije započela. Sa druge strane, može se reći i to da su misije doživele i sasvim, za mnoge, neočekivani uspeh u otkrivanju tajni Marsa, za šta je gotovo univerzalni primer onaj vezan za misiju blizanačkih rovera misije Mars Exploration Rover Mission (MER), koji rade već godinama duže od planirane specifikacije misije. I ne samo što rade, oni i dalje prikupljaju dragocene podatke. Tako, dva naučna rovera i u ovom trenutku sakupljaju podatke na planeti - Opportunity, deo misije Mars Exploration Rover i Curiosity, deo misije Mars Science Laboratory.

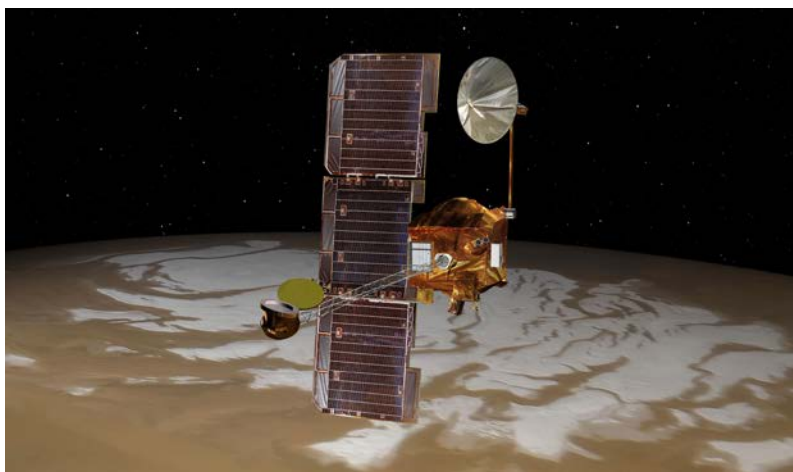


Slika 34 - Rover Curiosity (izvor: photojournal.jpl.nasa.gov)

U isto vreme, planetu nadgleda i pet orbitera - Mars Odyssey, Mars Express, Mars Reconnaissance Orbiter, Mars Orbiter Mission i MAVEN (Mars Atmosphere and Volatile Evolution Mission).



Slika 35 - Rover Opportunity (izvor: nix.ksc.nasa.gov)



Slika 36 - Umetnički prikaz orbitera Mars Odyssey (izvor: jpl.nasa.gov)



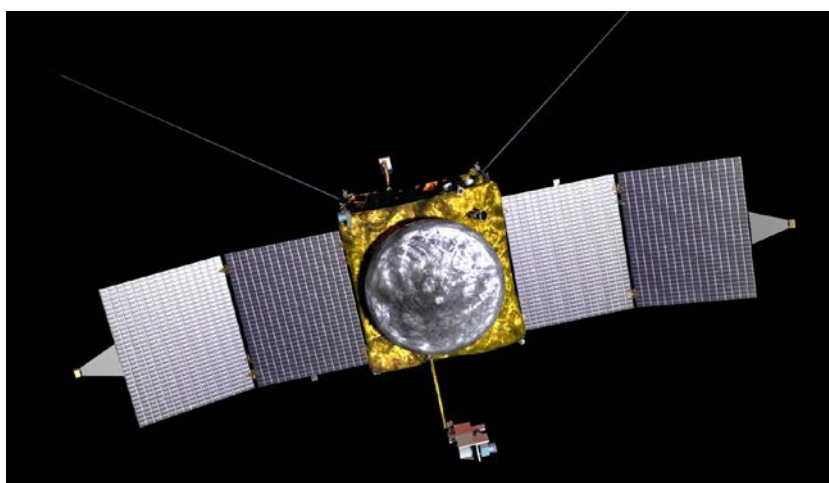
Slika 37 - Umetnički prikaz orbitera Mars Express (izvor: esa.int)



Slika 38 - Umetnički prikaz orbitera Mars Reconnaissance Orbiter (izvor: nasa.gov)



Slika 39 - Umetnički prikaz orbitera Mars Orbiter Mission (autor: Nasnad)



Slika 40 - Umetnički prikaz orbitera MAVEN (izvor: nasa.gov)

Do danas nije isplanirana a kamoli pokrenuta niti jedna misija kojom bi na Zemlju bilo vraćeno nešto od prikupljenih uzoraka, a jedini pokušaj povratka misije, ali sa Marsovog meseca Fobosa (misija Fobos-Grunt/Фобос-Грунт), propao je.



Slika 41 - Umetnički prikaz lendera Fobos (misija Fobos-Grunt/Фобос-Грунт)
(izvor: sci.esa.int)

NASA je 24. januara 2014. objavila da će proučavanja Marsa koja obavljaju Curiosity i Opportunity biti fokusirana na potragu za tragovima drevnog života kroz čitavu potencijalnu biosferu planete. Istraživanja će se zasnivati na potrazi za autotrofnim, hemotrofnim²² i hemolitoautotrofnim²³ mikroorganizmima, kao i na potrazi za drevnim izvorima vode, uključujući tu i fluvio-lakustrinska okruženja, tj. zaravni koje su ostale iza drevnih reka ili jezera, a u kojima je život bio moguć. Potraga za dokazima naseljivosti, tj. tragova života, tafonomije, tj. tragova fosila i tragovima organskog ugljenika na Marsu, smatra se trenutnim primarnim ciljem NASA-e.

Za istraživanje Marsa, tokom čitave kosmičke ere istraživanja, jedan od ključnih preduslova je takozvani „lansirni/startni prozor”. Lansirni prozor minimalne energije za ekspedicije ka Marsu se dešava u intervalu od 780 dana, što odgovara sinodičkom periodu planete, u odnosu na Zemlju. Uz to, minimalna raspoloživa energija transfera se menja u ciklusima koji grubo iznose oko 16 godina. Minimumi su postojali kod lansirnih prozora iz 1969. i 1971. godine, vrhunac je dostignut krajem 1970-ih, a novi minimumi su se pojavili ponovo 1986. i 1988. godine.

²² Hemotrofi su organizmi koji energiju obezbeđuju oksidacijom donora elektrona iz svoje okoline; ti molekuli mogu biti organski (hemoorganotrofi) ili neorganski (hemolitotrofi)

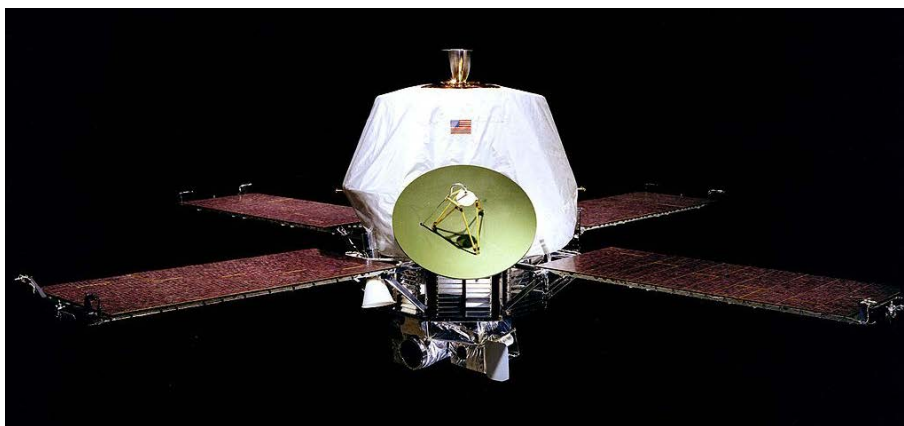
²³ Hemolitotrof koristi neorganske redukovane sastojke kao izvore energije, kroz proces koji podrazumeva oksidaciju i ATP sintezu

Od 1960. godine. Sovjeti su lansirali niz sonde ka Marsu, uključujući tu i one koje su trebale da obave prvi prelet preko planete i da udare (bez mekog sletanja) u nju (misija Mars 1962B/Mapc 2MB-3 № 1). Prvi uspešni prelet preko planete je 14-15. jula 1965. obavila NASA-ina letelica Mariner 4.



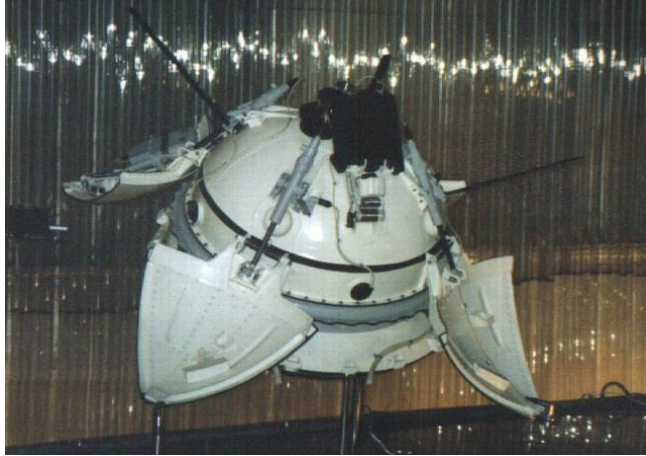
Slika 42 - Mariner 4 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)

14. novembra 1971. godine, Mariner 9 je postao prva svemirska sonda koja je ušla u orbitu neke druge planete, time što je ušla u orbitu Marsa.

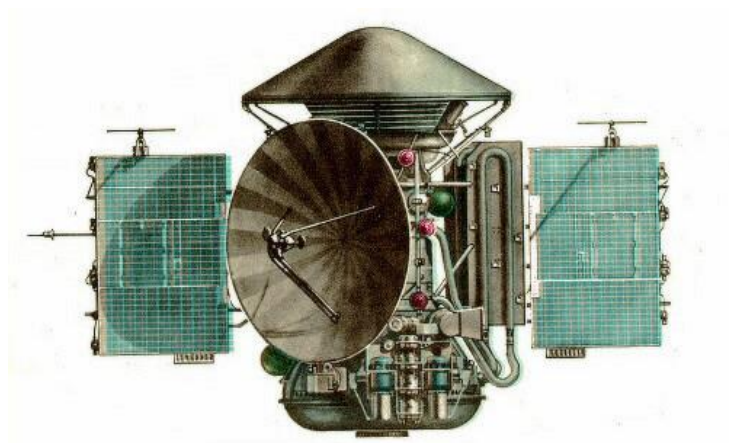


Slika 43 - Mariner 9 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)

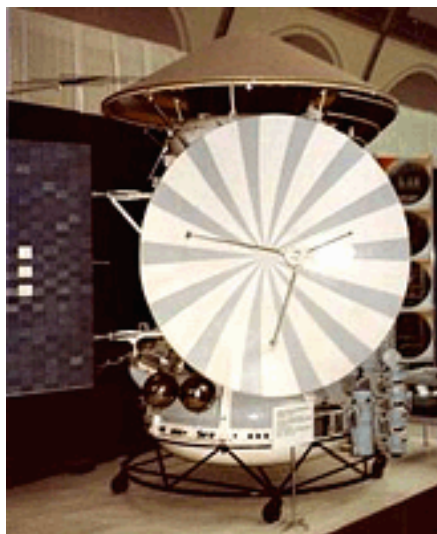
Prve sonde koje su došle do površine Marsa su bile dve sovjetske sonde - lender Mars 2, koji je sleteo 27. novembra i lender Mars 3, koji je sleteo 2. decembra 1971. Mars 2 je doživeo kvar tokom samog spuštanja, a Mars 3 je otkazao nekih dvadeset sekundi nakon mekog spuštanja na Mars. Lender Mars 6 je otkazao tokom sletanja, ali je ipak uspeo da pošalje delimično upotrebljive podatke o atmosferi, 1974. god.



Slika 44 - Model lendera Mars 2 (Memorijalni muzej kosmonautike, Rusija) (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)



Slika 45 - Umetnički prikaz orbitera Mars 3 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)

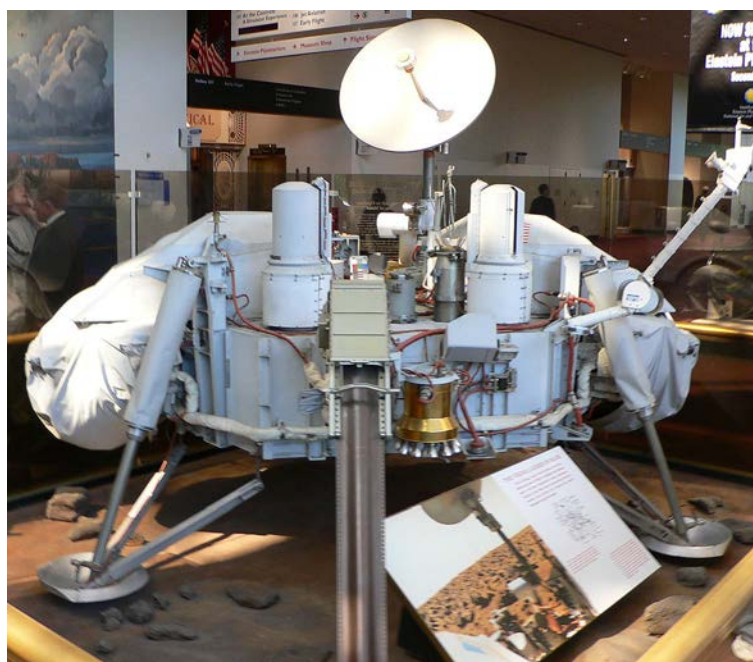


Slika 46 - Orbiter Mars 6 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)

NASA je 1975. godine pokrenula program Viking, koji se sastojao iz dva orbitera, gde je svaki imao i svoj lander. Oba landera su tokom 1976. godine izvela meka spuštanja na površinu Marsa. Viking 1 je ostao u upotrebi šest godina, Viking 2 tri godine. Lenderi Viking su poslali prve kolor snimke, odnosno panoramske slike Marsa, dok su orbiteri uspešno mapirali površinu planete tako dobro, da su ti snimci i danas u upotrebi.



Slika 47 - Sonda Viking 1 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)

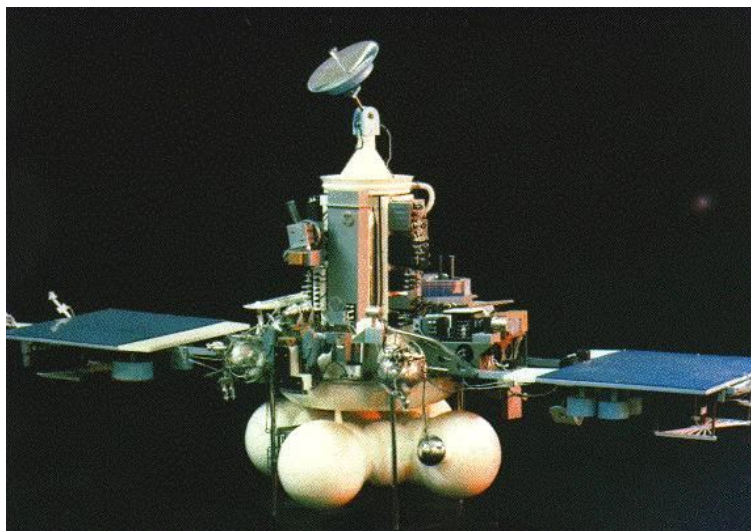


Slika 48 - Model Viking landera (autor: Mark Pelligrino)

Sovjetske sonde Fobos 1 i 2 (Фобос-1, Фобос-2) su poslate na Mars 1988. godine, da bi prikupljale podatke o Marsu i njegova dva satelita, sa posebnim fokusom na Fobos. Fobos 1 je izgubio kontakt tokom leta ka Marsu. Fobos 2 je uspešno načinio snimke Marsa i Fobosa, ali je otkazao pre nego što je uspeo da otpusti dva lendera ka površini Marsovog satelita.



Slika 49 - Umetnički prikaz sonde Fobos 1 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)



Slika 50 - Sonda Fobos 2 (izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)

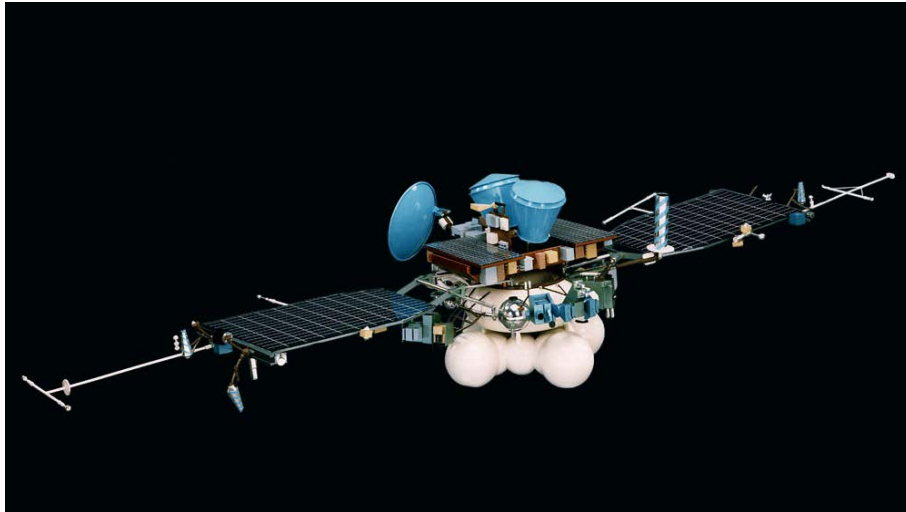
Zbog velikog broja kvarova, Mars je vremenom stekao reputaciju izuzetno teške svemirske istraživačke mete. Nakon Fobosa 1 i 2, dakle već krajem XX stoleća, u vremenu pojačanog tehnološkog napretka, niz drugih misija je takođe doživeo neuspeh.

Neuspeh su doživele i misije Mars Observer (lansirana 1992. godine), Mars 96 (lansirana 1996. godine), Mars Climate Orbiter (lansirana 1999. godine), Mars Polar Lander sa misijom Deep Space 2 (lansirane 1999. godine), Nozomi (lansirana 2003. godine), Beagle 2 (lansirana 2003. godine) i Fobos-Grunt sa misijom Yinghuo-1 (lansirane 2011. godine).

Može se reći da izazovi putovanja, složenost i dužina leta do Marsa, čine mogućnost propasti misije prilično velikom. Za neke autore, kao i naučnike, najpogodniji termin za visoki procenat kvarova je „Marsova kletva”. Često se, manje ili više popularno, koristi i fraza „Galaktička neman” ili „Velika glaktička neman”, da bi se šaljivo pretpostavilo da nekakvo svemirsko čudovište proždire sonde poslate ka Marsu.

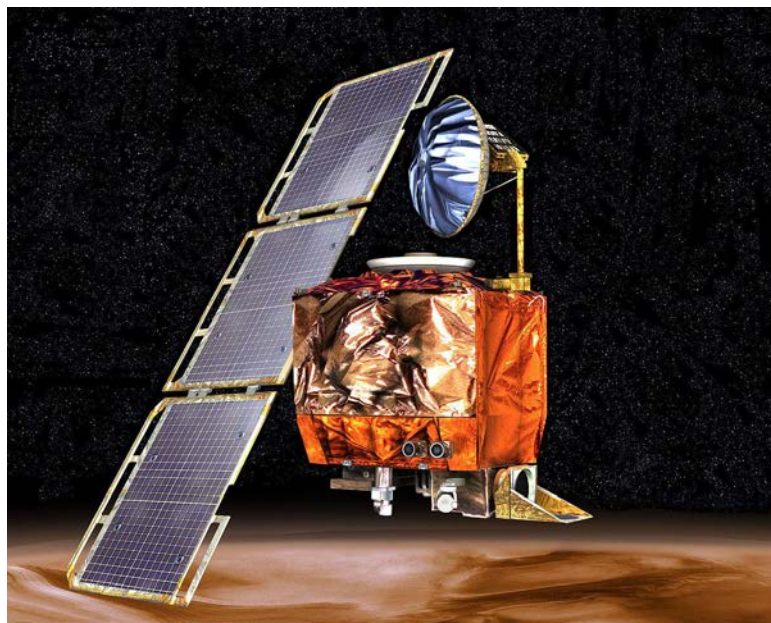
Sovjeti su 1988. godine poslali dve sonde kao deo programa Fobos. Fobos 1 je radio sasvim normalno, sve dok nije izostala očekivana komunikacija 2. septembra iste godine. Problem je pripisan softverskoj grešci, koja je deaktivirala visinske potisnike, zbog čega solarni paneli letelice više nisu bili usmereni ka Suncu, te su se baterije letelice potrošile. Fobos 2 je funkcionisao sasvim uobičajeno i očekivano tokom leta i ulaska u orbitu Marsa, 29. januara 1989. godine. Usput je prikupio podatke o Suncu, međuplanetarnom prostoru, Marsu i Fobosu. Nedugo pre završne faze misije, tokom koje je sonda trebalo da priđe na 50 metara od površine Fobosa i da na njega spusti dva lendera (jedan mobilni „skakač” i jednu stacionarnu platformu), kontakt sa Fobosom 2 je izgubljen. Misija je okončana 27. marta 1989, kada je posle niza pokušaja odlučeno da više nema svrhe pokušavati ponovo uspostaviti kontakt. Kao uzrok kvara, određen je kvar na računaru u letelici.

1992. godine, Mars Observer, misija koju je lansirala NASA, otkazao je pri prilasku Marsu. Potom je ruski orbiter, Mars 96, otkazao kada je zakazalo planirano drugo uključivanje bloka D-2 četvrtog stupnja pogona letelice.



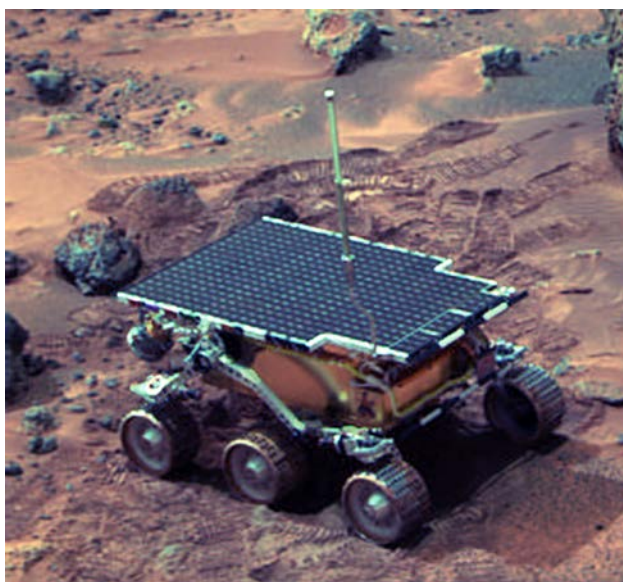
Slika 51 - Model orbitera Mars 96 (izvor: solarsystem.nasa.gov)

Nakon uspeha misija Global Surveyor i Pathfinder, ušlo se u novi niz neuspeha krajem 1990-ih. Tada su neuspeh doživeli japanski orbiter Nozomi i NASA-ini Mars Climate Orbiter, Mars Polar Lander i Deep Space 2 penetratori. Mars Climate Orbiter je postao „slavan” po tome što je kod njega do greške došlo zbog mešanja imperijalnih i metričkih jedinica, pa je orbiter sagoreo tokom ulaska u atmosferu Marsa.



Slika 52 - Umetnički prikaz orbitera Mars Climate Orbiter (izvor: NASA/JPL/Corby Waste)

Nakon kraha misije Mars Observer, 1993. godine, NASA-in Mars Global Surveyor je dostigao orbitu Marsa 1997. godine. Misija je u potpunosti uspela i svoju primarnu misiju, mapiranje površine, dovršila je do prve polovine 2001. godine. Kontakt sa sondom je izgubljen u novembru 2006. godine, tokom njenog trećeg produžavanja misije i nakon što je provela tačno 10 operativnih godina u svemiru. NASA-ina misija Mars Pathfinder (MESUR Pathfinder), koja je nosila robotizovano istraživačko vozilo Sojourner, sletela je na lokaciju Ares Valis (Ares Vallis) na Marsu, u leto 1997. godine. Tokom svog operativnog perioda, poslala je na Zemlju mnoštvo izuzetno korisnih snimaka.



Slika 53 - Rover Sojourner (izvor: photojournal.jpl.nasa.gov)



Slika 54 - Oblast Ares Valis (izvor: photojournal.jpl.nasa.gov)

Misija Phoenix je sletela u severni polarni region Marsa 25. maja 2008. godine. Njegova robotizovana ruka se ukopala u tle Marsa, a prisustvo vodenog leda je potvrđeno 20. juna 2008. godine. Misija se okončala 10. novembra 2008. godine, nakon što je potvrđeno da je izgubljen kontakt. 2008. godine je NASA objavila da je prema trenutnim parametrima, cena prenosa materijala od površine Zemlje do površine Marsa nekih 309 000 američkih dolara po kilogramu.

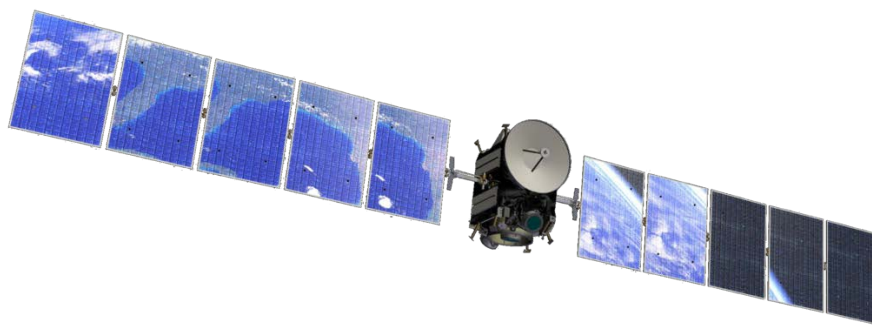


Slika 55 - Lender misije Phoenix (izvor: nasa.gov)

Misija Rosetta je prišla na 250 kilometara od Marsa tokom svog preleta iz 2007. godine. Letelica Dawn je preletela Mars u februaru 2009. godine, da bi iskoristila gravitacioni uticaj planete na svom putu ka patuljastim planetama Vesti i Ceresu.

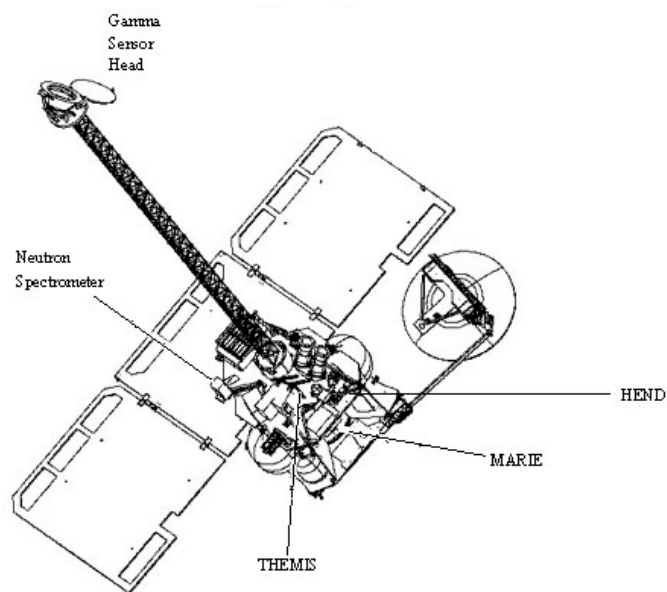


Slika 56 - Umetnički prikaz orbitera Rosetta i lendera Philae kod komete 67P/Čurjumov-Gerasimenko (izvor: ESA)



Slika 57 - Umetnički prikaz sonde Dawn (izvor: photojournal.jpl.nasa.gov)

NASA-in orbiter Mars Odyssey je ušao u orbitu planete 2001. godine. Najznačajniji instrument misije, spektrometar gama zraka (Gamma Ray Spectrometer), detektovao je značajne količine vodonika u prvom metru debljine Marsovog regolita. Veruje se da se taj vodonik nalazi u velikim naslagama vodenog leda.



Slika 58 - Pojednostavljeni shematski prikaz Gamma Ray Spectrometer instrumenta (izvor: mars.jpl.nasa.gov)

Misija Mars Express, koju je pokrenula Evropska svemirska agencija (European Space Agency – ESA / Agence spatiale européenne - ASE / Europäische Weltraumorganisation) došla je do Marsa 2003. godine. Sa sobom je nosila lender Beagle 2, ali pošto je kontakt izgubljen praktično čim je lender i lansiran, misija je proglašena za propalu, odnosno izgubljenu u februaru 2004. godine. Ipak, u januaru

2015. godine, Beagle 2 je lociran. Otkrila ga je HiRise kamera sa NASA-ine misije Mars Reconnaissance Orbiter (MRO). Beagle 2 je bezbedno sleteo, ali usled nedefinisanog kvara, nije uspeo da u potpunosti otvori svoje solarne panele i antenu. Početkom 2004. godine, tim italijanske misije Mars Express Planetary Fourier Spectrometer (Planetary Fourier Spectrometer - PFS) je objavio da je orbiter detektovao metan u atmosferi Marsa. ESA je u junu 2006. godine objavila uočavanje aurora na Marsu.

U januaru 2004. godine NASA-ina dva rovera misije Mars Exploration Rovers, nazvani Spirit (MER-A) i Opportunity (MER-B), spustili su se na površinu Marsa. Oba su u potpunosti pre svega ispunila, a potom i na značajan način nadmašila svoje zadate misije. Među najznačajnijim naučnim rezultatima koje su roveri ostvarili, pre svega su decidni dokazi o tome da je tečna voda postojala u nekom trenutku u prošlosti na oba mesta sletanja. Ovi dokazi su svoju punu potvrdu dobili skorašnjim nalazima sa planete (misija MRO). Takozvani „peščani đavoli” na Marsu, kao i povremene snažne oluje sa jakim vetrom, s vremena na vreme su čistili solarne panele na oba rovera i tako im značajno produžili radni vek. Rover Spirit je bio aktivan sve do 2010. godine, kada je jednostavno prestao da šalje podatke.

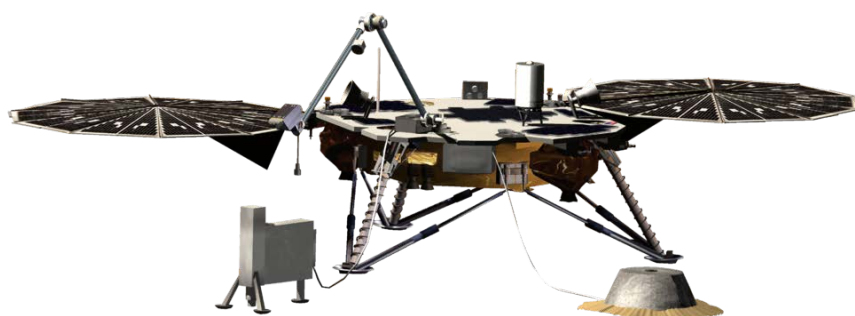
10. marta 2006. godine, NASA-in Mars Reconnaissance Orbiter je dostigao orbitu Marsa i otpočeo dvogodišnju naučnu misiju. Mapirao je površinske karakteristike planete, kao i klimatske, vremenske parametre, da bi definisao pogodno mesto za sletanje za buduće misije lendera. MRO je u martu 2008. godine snimio po prvi put i niz aktivnih lavina u blizini severnog pola planete.

Misija Mars Science Laboratory je lansirana 26. novembra 2011. godine i do Marsa je prenela rover Curiosity, koji je sleteo na površinu planete 6. avgusta 2012. godine. Ovaj rover je veći i napredniji od rovera misije MER, sa brzinom od do 90 m/h. Eksperimenti koje je obavljao uključuju i korišćenje laserskog hemijskog samplera koji može da analizira sastav stena sa udaljenosti od 7 metara.

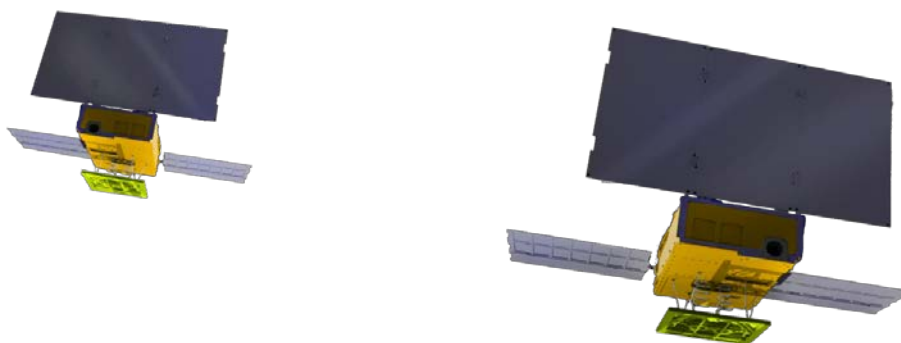
Indijska organizacija za istraživanje svemira (Indian Space Research Organisation - ISRO, Bhāratīya Antariksh Anusandhān Sangathan) je lansirala svoju misiju Mars Orbiter Mission (MOM) 5. novembra 2013. godine. Misija je uspešno ušla u orbitu

Marsa 24. septembra 2014. godine. Indijska agencija je tako postala četvrta koja je u istoriji svemirskih istrživanja Marsa došla do orbite planete, nakon sovjetskog svemirskog programa (docnije ruskog), NASA-e i ESA-e. Takođe, Indija je prva država u svetu koja je iz prvog pokušaja svoju letelicu uspešno ubacila u orbitu Marsa i time se upisala trajno u istoriju svemirskih istraživanja.

Treba istaći i neke planove za novije misije. U avgustu 2012. godine, NASA je odabrala InSight, 425 miliona dolara vrednu misiju za 2016. godinu, opremljenu bušilicom i seizmometrom, koji treba da pomognu detaljnijem istraživanju unutrašnje strukture planete. Zbog tehničkih problema, datum lansiranja misije je pomeren na 5. maj 2018. Dva mala satelita tipa CubeSat, nazvana MarCO, biće lansirana zajedno sa InSight misijom, da bi obezbedili telemetriju u realnom vremenu tokom ulaska u orbitu i sletanja misije InSight. Sateliti CubeSat će se odvojiti od Atlas V bustera nakon lansiranja i zauzeće sopstvene trajektorije na putu ka Marsu.



Slika 59 - Renderovani model lendera InSight (izvor: NASA/JPL)



Slika 60 - Renderovani model MarCO satelita (izvor: NASA/JPL-Caltech)

Kao deo ExoMars programa, ESA i Ruska savezna svemirska agencija (Федеральное космическое агентство России - ФКА/Роскосмос - РКА) su poslali Trace Gas Orbiter i Schiaparelli lendar ka Marsu 2016. godine, a planiran je i ExoMars rover 2018. godine. Cilj misija je potraga za tragovima prošlog ili sadašnjeg mikroskopskog života na Marsu. Lender Schiaparelli je nažalost trajno izgubljen usled udara o površinu Marsa.



Slika 61 - Renderovani model ExoMars Trace Gas Orbiter misije (izvor: ESA/ATG-Medialab)

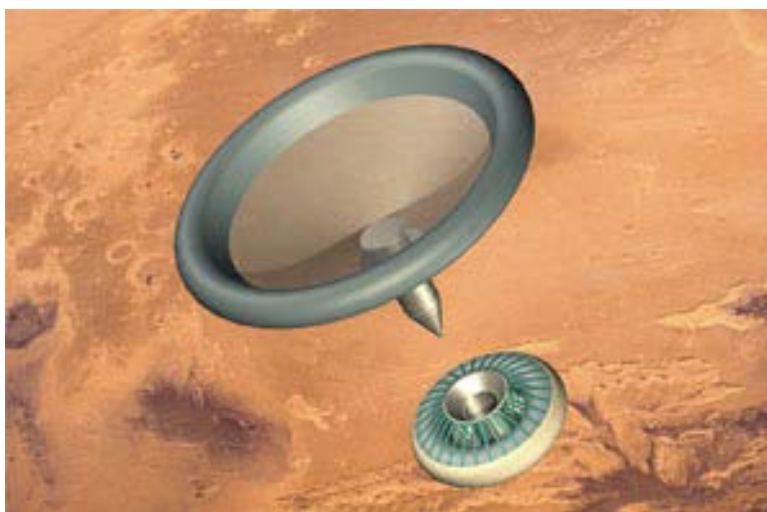


Slika 62 - Model lendera Schiaparelli, ESOC, Darmštadt, Nemačka (autor: Gerbil)

ISRO planira da pošalje naslednicu svoje misije MOM u periodu 2018-2020. Naziv buduće misije je Mangaljan 2 (Mangalyaan 2, odnosno „Marsova letelica“). Zna se da će misija imati lendar i rover.

NASA će 2020. godine lansirati misiju Mars 2020, zasnovanu na projektu misije Mars Science Laboratory. Ključni cilj misije će biti astrobiološka istraživanja, a misija će imati rover, zasnovan na projektu uspešnog rovera Curiosity.

Postoji i niz, za sada nedovoljno razrađenih, ideja za buduće projekte. Finsko-ruski koncept MetNet bi, ukoliko se koncept u potpunosti razvije po planu, koristio višestruke male meteorološke stanice na Marsu za obavljanje širokih razmreženih osmatranja, u svrhu ispitivanja strukture atmosfere planete, njene fizike i meteorologije. Prethodnik ili demonstrator misije MetNet je bio planiran kao deo korisnog tereta misije Fobos-Grunt, a razmatrano je slanje 2016. ili 2018. na letelici ExoMars ili na nekoj drugoj letelici.



Slika 63 - Umetnički prikaz impaktora MetNet (izvor: laspace.ru)

Mars-Grunt (negde poznata i kao Ekspedicija-M) je ruska misija, koja je trenutno u fazi koncepta. Ideja je da ona omogući donošenje uzorka tla Marsa nazad na Zemlju sredinom 2020-ih godina.

Zajednički ESA-NASA tim je razvio koncept trojnog lansiranja misije namenjene donošenju uzorka tla Marsa nazad na Zemlju. Namera je da se pošalje rover koji bi prikupio male uzorke, smestio ih u lansirnu napravu, koja bi uzorak prenela u orbitu Marsa, gde bi ih prikupio orbiter i potom ih preneo natrag na Zemlju. Razmatranje solarno-električnog pogona daje mogućnost da se ceo postupak obavi odjednom, umesto kroz tri faze.

Misija Mars Scout Program SCIM razmatra korišćenje sonde koja bi prikupila atmosferske uzorke iz gornjih slojeva atmosfere Marsa i potom ih vratila na Zemlju.

Ujedinjeni Arapski Emirati su objavili da će prva misija njihove svemirske agencije (Mohammed bin Rashid Space Centre - MBRSC, uz Emirates Institution for Advanced Science and Technology - EIAST) biti slanje orbitera do Marsa. Njihov orbiter, Mars Hope (Emirates Mars Mission, Hope Mars Mission, مسبار الأمل), trebalo bi da bude lansiran do 2020. godine.

10. novembra 2014. godine, Kina je predstavila prototip rovera za Mars, zasnovan na ranijem lunarnom roveru Yutu. Njihova agencija za svemirska istraživanja (China Aerospace Science and Technology Corporation - CASC/中国航天科技集团公司) je najavila i to da će misija imati orbiter, lender i rover, te da će se lansiranje odigrati pre 2020. godine.

Druge buduće misije, za sada u fazi koncepta, obuhvataju polarne sonde, letelice za atmosferu Marsa i mrežu manjih meteoroloških stanica. Dugoročna polja istraživanja uključuju kanale lave na Marsu, korišćenje resursa planete i istraživanje nosilaca naelektrisanja, usađenih u stenama. Druga mogućnost su mikromisije i prenošenje letelica do Marsa na raketama nosačima poput Arijane V.

Slanje misije sa ljudskom posadom ka Marsu je bilo i ostalo predmet interesovanja naučne fantastike, tehničkih nauka i naučnih koncepata druge vrste kroz XX stoleće i u savremenom dobu. Veliki deo tih planova, zavisno od toga koliko se oslanjaju na realnu nauku, a koliko na hipoteze, bavi se predlozima o sletanju na Mars, eventualnom pravljenju naseobina i staništa i teraformiranju²⁴ planete, uz korišćenje planetarnih satelita, Fobosa i Deimosa.

Istraživanje Marsa, sa ciljem slanja ljudske posade, traje paralelno sa kosmičkim istraživanjem planete. Čak šezdesetak misija je planirano od početka 1950-ih, sa rokovima izvođenja postavljanim od 5, pa do 30 godina nakon trenutka planiranja.

²⁴ Teraformiranje Marsa je hipotetički proces kojim bi se klima i površina planete namerno, planski izmenili tako da se stvore velike površine prirodne sredine koja je pogodna za ljude, a čime bi se kolonizacija Marsa učinila bezbednijom i održivom.



Slika 64 - Umetnički prikaz teraformiranog Marsa (autor: Daein Ballard)

Što se tiče trenutnih, savremenih svemirskih programa, NASA-in dugoročni projekat Orion (Orion Multi-Purpose Crew Vehicle - Orion MPCV) ima takav, trenutno ubrzani ritam razvoja, da se let ljudske posade ka Marsu planira za početak 2020-ih, nasuprot originalnom planu vezanom za približno 2035. godinu. Misiji će prethoditi kraći letovi kapsulama za do četiri osobe, uz simultano obavljanje eksperimenata koji će pomagati unapređenje tehnologija neophodnih za bolju zaštitu budućih astronauta na putu ka Marsu od zračenja u dubokom svemiru.



Slika 65 - Umetnički prikaz letelice Orion (sa servisnim modulom ATV-SM) (izvor: spaceimages.esa.int)

Zajednički imenitelj svih planiranih misija je i stav zagovornika istraživanja Marsa od strane ljudskih posada, da su ljudi daleko pogodniji istraživači od robota, vođeni inteligencijom i logikom koje mogu da nadmaše protokole programiranja. Zagovornici tvrde da ljudska posada samim tim postaje i ekonomski isplativija.

ESA planira da ljude na Mars pošalje između 2030. i 2035. godine, iako postoje naponi da se sve ubrza. Pre ljudske posade, ESA planira da ka Marsu pošalje dovoljno velike sonde, od kojih bi ExoMars trebalo da bude jedna od prvih. Takođe, u ovu svrhu se planira i zajednička NASA-ESA Mars sample return (MSR) misija.

Što se tiče Sjedinjenih Država, u Viziji istraživanja svemira, dokumentu iz 2004. godine, slanje ljudske istraživačke posade na Mars je definisano kao jedan od dugoročnih ciljeva. Planirana letelica Orion će po svoj prilici poslati ljudsku posadu na Mesec pre 2020. godine, kao deo pripreme za slanje ljudi na Mars. 28. septembra 2007. godine, administrator NASA-e Majkl Griffin (Michael Douglas Griffin, rođen 1949. godine) izjavio je da NASA planira da pošalje ljudsku posadu ka Marsu do 2037. godine, iako su ti planovi već uveliko u revidiranju i traženju ranijeg datuma.

Paralelno sa stvarnim naučnim napretkom na putu ka putovanju ljudi ka Marsu, u fikciji je naširoko obrađivan i obrađen put ljudi ka Marsu, kao i teraformiranje planete. Teme su naširoko obrađivane u knjigama, stripovima i na filmu. U svima njima provejava ista ideja koja vodi i veliki deo naučnih istraživanja koja za cilj imaju projekte naseljavanja Marsa - Naseljavanje Marsa se univerzalno predstavlja kao sledeći logički korak u svemirskim projektima i istraživanju svemira, nakon istraživanja Meseca.

2. decembra 2014. godine, direktor NASA-ine Misije naprednih istraživačkih sistema i operacija sa ljudskom posadom, Džejson Krusan (Jason Crusan) i zamenik administratora Programa NASA-e Džejms Rojtner (James Reuthner), najavili su podršku agencije Boingovom programu „Affordable Mars Mission Design”, uključujući tu i radijacione štitove, centrifugalnu veštačku gravitaciju, tranzitno snabdevanje i projekat lendera koji bi mogao da se vrati na Zemlju. Rojtner je nagovestio da ukoliko se obezbedi adekvatno finansiranje projekta, misija bi mogla biti pokrenuta početkom 2030-ih.

Robert Zubrin, osnivač „Društva za Mars” (Mars Society), predložio je misiju sa ljudskom posadom koja bi imala niske troškove i nazvao je Mars Direct. Misija bi koristila raketu klase Saturn V, sposobnu za nošenje tereta velike mase. Primera radi, raketa Ares V bi mogla da obavi taj zadatak. Ideja je da se izbegnu orbitalne konstrukcije spajanja u niskoj orbiti Zemlje (Low Earth Orbit - LEO, pojas između 160 i 2000 kilometara iznad površine Zemlje) i skladišta sa gorivom na Mesecu.



Slika 66 - Umetnički prikaz letelice Ares V (izvor: nasa.gov)

Donekle izmenjeni predlog, nazvan „Ostati na Marsu” (Mars to Stay), podrazumeva da se prvi putnici-istraživači ne vraćaju na Zemlju odmah po okončanju inicijalnog istraživanja, ili da se čak uopšte nikada i ne vrate.

Statistički i zbirno gledano, moguće je misije predstaviti jednostavnom tabelom.

Tabela 1 - Uspešnost misija ka Marsu

Tip misije	Uspešnost	Ukupno pokušaja	Uspelih pokušaja	Delimični uspeh	Kvar na lansiranju	Kvar u letu	Neulazak u orbitu /sletanje
Prelet	45%	11	5	0	4	2	0
Orbiter	50%	23	10	2	5	3	3
Lender	53%	15	8	0	0	3	4
Rover	66%	6	4	0	0	0	2
UKUPNO	53%	55	27	2	9	8	9

Tabela 2 - Elementi dosadašnjih misija ka Marsu

Misija/država	Datum lansiranja	Elementi
Mars 1M No.1	10.10.1960	prelet
Mars 1M No.2	14.10.1960	prelet
Mars 2MV-4 No.1	24.10.1962	prelet
Mars 1	01.11.1962	prelet
Mars 2MV-3 No.1	04.11.1962	lender
Mariner 3	05.11.1964	prelet
Mariner 4	28.11.1964	prelet
Zond 2	30.11.1964	prelet
Mariner 6	25.02.1969	prelet
Mariner 7	27.03.1969	prelet
Mars 2M No.521	27.03.1969	orbiter
Mars 2M No.522	02.04.1969	orbiter
Mariner 8	08.05.1971	orbiter
Kosmos 419	10.05.1971	orbiter
Mariner 9	30.05.1971	orbiter
Mars 2	19.05.1971	orbiter
		lender, rover
Mars 3	28.05.1971	orbiter
		lender, rover
Mars 4	21.07.1973	orbiter
Mars 5	25.07.1973	orbiter
Mars 6	05.08.1973	lender
Mars 7	09.08.1973	lender
Viking 1	20.08.1975	orbiter
		lender
Viking 2	09.09.1975	orbiter
		lender

Phobos 1	07.07.1988	orbiter
		lander
Phobos 2	12.07.1988	orbiter
		lander
Mars Observer	25.09.1992	orbiter
Mars Global Surveyor	07.11.1996	orbiter
Mars 96	16.11.1996	orbiter, lander, penetrator
Mars Pathfinder	04.12.1996	lander, rover
Nozomi (Planet-B)	03.07.1998	orbiter
Mars Climate Orbiter	11.12.1998	orbiter
Mars Polar Lander	03.01.1999	lander
Deep Space 2 (DS2)		lander (tvrdo sletanje)
2001 Mars Odyssey	07.04.2001	orbiter
Mars Express	02.06.2003	orbiter
Beagle 2		lander
MER-A Spirit	10.06.2003	rover
MER-B Opportunity	07.07.2003	rover
Rosetta	02.03.2004	prelet/gravit. pomoć
Mars Rec. Orbiter	12.08.2005	orbiter
Phoenix	04.08.2007	lander
Dawn	27.09.2007	gravit. pomoć
Fobos-Grunt	08.11.2011	lander, uzimanje uzoraka
Yinghuo-1		orbiter
MSL Curiosity	26.11.2011	rover
Mars Orbiter Mission	05.11.2013	orbiter
MAVEN	18.11.2013	orbiter

Tabela 3 - Ishodi dosadašnjih misija ka Marsu

Misija	Ishod
Mars 1M No.1	Kvar pri lansiranju
Mars 1M No.2	Kvar pri lansiranju
Mars 2MV-4 No.1	Slom ubrzo po lansiranju
Mars 1	Prikupljeno nešto podataka, kontakt izgubljen pre dolaska do Marsa, na oko 193'000 km iznad planete
Mars 2MV-3 No.1	Nije napustio orbitu Zemlje
Mariner 3	Kvar na lansiranju poremetio putanju
Mariner 4	Uspeh (načinjen 21 snimak)
Zond 2	Gubitak komunikacije tri meseca pre cilja
Mariner 6	Uspeh
Mariner 7	Uspeh
Mars 2M No.521	Kvar pri lansiranju
Mars 2M No.522	Kvar pri lansiranju
Mariner 8	Kvar pri lansiranju
Kosmos 419	Kvar pri lansiranju
Mariner 9	Uspeh (prva uspešna orbita)
Mars 2	Uspeh
	Udar o površinu Marsa
Mars 3	Uspeh
	Delimični uspeh, prvo uspešno meko sletanje, ali komunikacija izgubljena posle 15 sekundi
Mars 4	Nije ušao u orbitu, načinio prelet
Mars 5	Delimični uspeh, ulazak u orbitu i slanje podataka, otkaz nakon 9 dana
Mars 6	Delimični uspeh, slanje podataka tokom sletanja, ali ne i nakon sletanja
Mars 7	Lender se prerano odvojio, upao u heliocentričnu orbitu
Viking 1	Uspeh
	Uspeh

Viking 2	Uspeh
	Uspeh
Phobos 1	Izgubljen kontakt tokom leta
	Nije se odvojio
Phobos 2	Delimični uspeh, ulazak u orbitu i slanje dela podataka, kontakt izgubljen pre odvajanje lendera
	Nisu se odvojili
Mars Observer	Kontakt izgubljen pred sam dolazak
Mars Global Surveyor	Uspeh
Mars 96	Kvar pri lansiranju
Mars Pathfinder	Uspeh
Nozomi (Planet-B)	Komplikacije tokom leta, nije ušao u orbitu
Mars Climate Orbiter	Udarac o površinu zbog mešanja imperijalnih i metričkih jedinica
Mars Polar Lander	Udarac o površinu usled lošeg testiranja hardvera
Deep Space 2 (DS2)	
2001 Mars Odyssey	Uspeh
Mars Express	Uspeh
Beagle 2	Delimični uspeh, bezbedno sletanje bez punog rasklapanja, što je zaklonilo radio antene
MER-A Spirit	Uspeh
MER-B Opportunity	Uspeh
Rosetta	Uspešan prelet Marsa
Mars Rec. Orbiter	Uspeh
Phoenix	Uspeh
Dawn	Uspeh
Fobos-Grunt	Nije napustio orbitu Zemlje i srušio se natrag na površinu
Yinghuo-1	
MSL Curiosity	Uspeh
Mars Orbiter Mission	U orbiti i operativan
MAVEN	U orbiti i operativan

2. ATMOSFERA MARSA

Atmosfera Marsa je predmet intenzivnih istraživanja koja traju već decenijama. Nakon što su prva istraživanja bila uglavnom vrlo posredna, zasnovana na zaključivanju izvedenom iz manje ili više pasivnog posmatranja ove planete, poslednje četiri, a naročito poslednje dve decenije, donele su rastući broj prethodno spomenutih istraživanja zasnovanih na slanju robotizovanih sonde u orbitu i na površinu Marsa.

2.1. Osnovne fizičko-hemijske i orbitalne karakteristike

Do sada sakupljeni podaci nam govore da je atmosfera Marsa u velikoj meri nalik na atmosferu Venere i da se sastoji uglavnom od ugljen-dioksida, premda u značajno tanjem sloju od onog na Veneri. Ono što je takođe zanimljivo, a deo je novih podataka sakupljenih o atmosferi Marsa je i prisustvo metana u njoj. Taj indikator može da ukaže na to da je na Marsu život sam po sebi moguć, tj. da je metan proizvod postojanja oblika života na ovoj planeti. Ipak, podjednako je verovatan i scenario po kom je metan proizvod geohemijskih procesa na planeti, ili pak aktivnosti vulkana ili hidrotermalnih procesa.

Od značajnih osobina same planete, valja istaći i parametre vezane za veličinu, orbitu i položaj Marsa u Sunčevom sistemu. Mars ima masu od oko $6,4185 - 6,4210 \cdot 10^{23}$ [kg] i ekvatorijalni prečnik od oko 3394,0-3397,2 [km] (srednji prečnik se uzima kao $3389,5 \pm 0,2$ [km], a polarni kao $3376,2 \pm 0,1$ [km]). Srednja gustina planete je $3,94 \cdot 10^3$ [kg/m³], a nagib ose planete je $25,19^\circ$, što je slično i uporedivo sa nagibom Zemljine ose od $23,45^\circ$. Elipticitet²⁵ Marsa je $0,00589 \pm 0,00015$. Period rotacije Marsa je 1,025957 standardnih Zemljinih 24-časovnih dana. Površinsko ubrzanje sile teže na ekvatoru Marsa je 3,71-3,72 [m/s²] (za proračune se uzima obično 3,711 [m/s²]) a druga kosmička brzina u istom geografskom pojasu iznosi

²⁵ Elipticitet ili spljoštenost obrtnog sferoida je mera pomeranja pola prema ekvatoru; može se takođe reći i to da je elipticitet mera sabijanja kružnice ili sfere duž njenog prečnika, čime postaje nalik na elipsu ili sferoid.

5,0234 [km/s] (na Zemlji je 11,22 [km/s]). Srednje rastojanje Marsa od Sunca je 227 940 000 kilometara, odnosno preciznije, poluglavna osa rotacije oko Sunca iznosi 227 939 100 kilometara, ili 1,523679 [AU]. Period obrtanja, odnosno vreme za koje se Mars jednom okrene oko Sunca, može se izraziti na nekoliko načina - kao 1,8808 julijanskih godina, 686,971 standardnih Zemljinih 24-časovnih dana ili 668,5991 Marsovih solarnih dana, ili sola (jedan Marsov sol iznosi 88 775,24409 sekundi, ili 24^h 39^m 35,24409^s).

Srednja orbitalna brzina Marsa iznosi 24,07-24,13 [km/s]. Ekscentricitet orbite²⁶ je 0,0935±0,0001 a inklinacija orbite²⁷ iznosi 1,850° prema ekliptici²⁸, 5,65° prema Sunčevom ekvatoru i 1,67° prema invarijabilnoj ravni²⁹. Vizuelni geometrijski albedo³⁰ je 0,15-0,17, a Bondov albedo³¹ iznosi 0,25. Prividna veličina (magnituda)³² Marsa je u opsegu +1,6 do -3,0, a kao uprosečena proračunska vrednost se uzima -2,01.

Površinska temperatura Marsa se kreće u opsegu -143°C - +35°C, a prosečna vrednost se uglavnom uzima kao -63°C. Temperatura planetarnog ekvilibrijuma³³ (T_e) iznosi 210 [K] (na Zemlji je 256 [K]). U nižim slojevima atmosfere, temperatura opada otprilike 2,5 [K] po kilometru visine, dok je na Zemlji ta brzina opadanja oko 6,5 [K] po kilometru visine.

²⁶ Ekscentricitet orbite pokazuje to koiko putanja nebeskog tela odstupa od kružne; što je ekscentricitet veći, to je putanja nebeskog tela izduženija.

²⁷ Inklinacija orbite je ugao između referentne ravni i ravni orbite ili ose pravca nebeskog tela u orbiti drugog nebeskog tela.

²⁸ Ekliptika je eliptična orbita po kojoj se Zemlja kreće tokom svog kretanja, tj. revolucije oko Sunca; projekcija ove godišnje putanje se vidi kao prividno kretanje Sunca po nebeskoj sferi, a gledano sa Zemlje.

²⁹ Invarijabilna, odnosno nepromenljiva ravan planetarnog sistema, poznata i kao Laplasova nepromenljiva ravan, ravan je koja prolazi kroz njen baricentar (centar mase), upravno na vektor ugaonog momenta.

³⁰ Geometrijski albedo nebeskog tela je odnos njegove stvarne svetline, posmatrane iz izvora osvetljenja, tj. iz nultog faznog ugla i osvetljenja idealizovanog, ravnog, potpuno reflektujućeg, difuzno rasipajućeg, tj. lambertijanskog diska identičnog poprečnog preseka.

³¹ Bondov albedo, nazvan po američkom astronomu Džordžu Filipsu Bondu (George Phillips Bond, 1825-1865) je deo snage ukupnog elektromagnetnog zračenja na astronomsko telo, koji se odbija ili rasipa natrag u svemir.

³² Prividna magnituda nebeskog tela je mera osvetljenosti, tj. njegove svetline, onako kako se vidi sa Zemlje, prilagođena do veličine koju bi imala da ne postoji atmosfera.

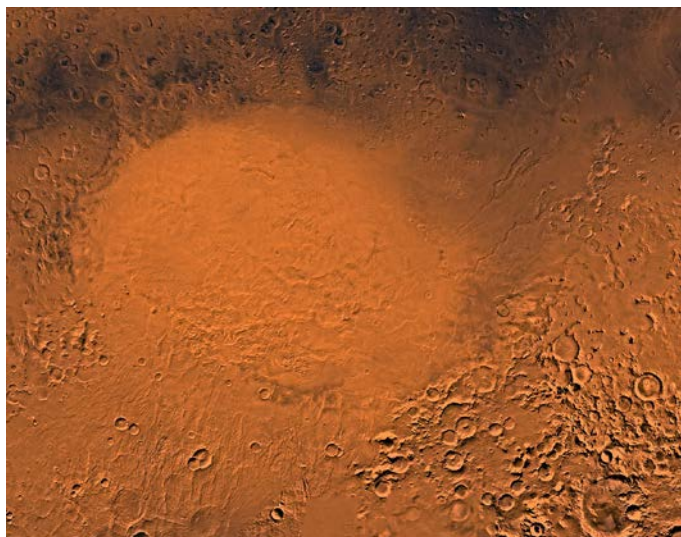
³³ Temperatura planetarnog ekvilibrijuma je teoretska temperatura na kojoj bi planeta bila onda kada bi se mogla smatrati crnim telom, koje zagreva jedino matična zvezda.

Atmosferski pritisak na površini Marsa iznosi približno 600 [Pa] (varira između 400 i 870[Pa], sa uprosečenom vrednošću koja se u proračunima uzima obično kao 636 [Pa]), a što iznosi svega nekih 0,6% od srednje vrednosti atmosferskog pritiska na nivou mora na Zemlji (101325 [Pa]). Takođe, uočene su značajne varijacije atmosferskog pritiska kroz tanku atmosferu. Tako pritisak, prema dostupnim podacima, varira od nekih 30 [Pa] na vrhu Olympus Monsa, pa do preko 1155 [Pa] u dubini Helas Planitije.



Slika 67 - Olympus Mons (Olympus Mons), snimak orbitera Viking-1, 1978.

(izvor: nssdc.gsfc.nasa.gov)



Slika 68 - Helas Planitija (Hellas Planitia), kompozitni snimak više orbitera Viking

(izvor: photojournal.jpl.nasa.gov)

Za nezaštićeno ljudsko telo, pritisak je značajno ispod Armstrongove granice³⁴. Odavde je jasno da bi čovek, ako ni zbog čega drugog, umro od izloženosti niskom atmosferskom pritisku na Marsu. Ako se uzme u obzir i to da je na Zemlji ova granica tek negde na 18900 do 19350 metara nadmorske visine, surovost okruženja Marsa postaje još očiglednija.

Recimo i to da je ukupna masa atmosfere Marsa oko 25 teratona ($25 \cdot 10^{15}$ [kg]), dok je masa Zemljine atmosfere oko 5148 teratona, odnosno, Zemljina atmosfera ima skoro 206 puta veću masu.

Skalirajuća visina na Marsu, tj. ona visina do koje se bitni parametri menjaju po približno eksponencijalnom zakonu, na Marsu iznosi nekih 10,8-10,9 kilometara, u poređenju sa oko 7,4-7,5 kilometara na Zemlji.

Atmosfera Marsa se sastoji od približno 95,32-95,97% ugljen-dioksida, 1,60-1,93% argona, 1,89-2,70% azota, a detektovano je i 0,130-0,146% slobodnog kiseonika, 0,0557-0,0700% ugljen-monoksida, oko 0,02-0,03% vode (u obliku vodene pare), 0,00025% neona, 0,00003% kriptona, 0,000008% ksenona i 0,000003% ozona. Takođe ima i metana u tragovima, kao i molekularnog vodonika, azotnog oksida, teške vode, formaldehida i vodonik-peroksida. Srednja molarna masa atmosfere je 43,34 [g/mol].

Molekularna gasna konstanta atmosfere Marsa je 192 [J/kgK], u poređenju sa 287,058 [J/kgK] na Zemlji. Specifični toplotni kapacitet je 860 [J/kgK], u poređenju sa oko 1000 [J/kgK] u atmosferi Zemlje. Stoga, specifična gasna konstanta na Marsu iznosi oko 0,223, u poređenju sa 0,287 na Zemlji, a eksponent politrope, odnosno odnos specifičnih toplota, na Marsu je oko 1,3, u poređenju sa oko 1,4 na Zemlji.

Brant-Vjajsjaljina frekvencija³⁵ na Marsu iznosi oko $0,60 \cdot 10^{-2}$ [s⁻¹], u poređenju sa oko $1,12 \cdot 10^{-2}$ [s⁻¹] na Zemlji. Odatle je stabilnost atmosfere (umnožak kvadrata

³⁴ Armstrongova granica ili linija je visina na kojoj je atmosferski pritisak toliko nizak (za čovekov organizam je to tek oko 6300 [Pa]), da voda počinje da ključa već na 37°C, odnosno na normalnoj telesnoj temperaturi za čoveka.

³⁵ U atmosferskoj dinamici, okeanografiji, asteroseizmologiji i geofizici, Brant-Vjajsjaljina frekvencija ili frekvencija potiska, predstavlja ugaonu frekvenciju pri kojoj će vertikalno otklonjena konačna masa oscilovati u okvirima statički stabilnog okruženja;

Brant-Vjajsaljne frekvencije i srednje skalirajuće visine) na Marsu oko 0,38, u poređenju sa oko 0,95 na Zemlji. Brzina diurnalne faze (promena dnevnih ciklusa) je 241 [m/s] na ekvatoru Marsa (na Zemlji oko 465 [m/s]), spoljna brzina gravitacionih talasa je 201 [m/s] (na Zemlji oko 271 [m/s]), uprosečena brzina zvuka je 229 [m/s] (na Zemlji 321 [m/s]), a unutrašnja brzina gravitacionih talasa je 65 [m/s] (na Zemlji 84 [m/s]). Lembov parametar³⁶ je 62,23 [km], u poređenju sa 88,47 [km] na Zemlji. Rosbijev poluprečnik deformacije³⁷ je 920 [km] (1150 [km] na Zemlji), spoljni Frudov broj je 0,83 (prema 0,58 na Zemlji), a unutrašnji Frudov broj 0,27 (prema 0,18 na Zemlji).

Atmosferska optička dubina³⁸ na Marsu u velikoj meri zavisi od čestih i intenzivnih pešćanih oluja. Sama atmosfera je suštinski „zaprljana” prašinom, a nebo planete zbog nje ima svetlo braon ili narandžasto-crvenkastu boju, kada se posmatra sa površine same planete. Podaci sa rovera misije Mars Exploration govore da su suspendovane čestice prašine u atmosferi, uglavnom prečnika 1,5 mikrona. Tako onda atmosferska optička dubina varira u opsegu 0,1-10, što je značajno manje od opsega na Zemlji (0,2-100). Atmosferska termička infracrvena emisivnost³⁹ na Marsu iznosi 0,15-0,8 (na Zemlji je 0,4-1,0), a atmosfersko zadržavanje toplote, dato relacijom $c_p T_{eps}/g$, na Marsu iznosi $3,1-3,4 \cdot 10^7$ [J/m²] (na Zemlji je oko $260 \cdot 10^7$ [J/m²], pre svega zbog znatno većeg pritiska). Termički Rosbijev broj⁴⁰ na Marsu je 0,01, a na Zemlji 0,0003.

Uz ove podatke, spomenimo i to da se afel Marsa nalazi na oko 249,2 miliona kilometara (1,6660 [AU]), a perihel mu je na oko 206,7 miliona kilometara (1,3814 [AU]). Mars ima i dva prirodna satelita, Fobos i Dejmos.

³⁶ Lembov parametar je u suštini samo rotacioni Frudov broj, prilagođena veličina koja predstavlja odnos inercionog strujanja i spoljnog polja, uzrokovanog gravitacijom, pri rotacionom kretanju.

³⁷ U atmosferskoj dinamici i fizičkoj okeanografiji, Rosbijev poluprečnik deformacije je dužinska skala pri kojoj obrtni efekti postaju podjednako bitni kao i potisak ili efekti gravitacionih talasa u evoluciji strujanja približno istog pomeraja;

³⁸ Optička dubina u astrofizici se odnosi na specifični nivo transparentnosti; optička dubina i prava dubina mogu da u velikoj meri variraju, čak drastično, zavisno od apsorptivnosti unutrašnjosti nebeskog tela; ova veličina se najčešće koristi kod zvezda.

³⁹ Emisivnost je mera efikasnosti kojom površina emituje termičku energiju, u infracrvenom opsegu.

⁴⁰ Termički Rosbijev broj je bezdimenzioni odnos inercijalne sile nastale dejstvom termalnog strujanja i Koriolisove sile u strujanju fluida koji je zagrejan sa donje strane.

2.2. Metan u atmosferi Marsa

NASA je 16. decembra 2014. godine objavila da je zabeležila neobični porast a potom smanjenje količine metana u atmosferi Marsa. Takođe je objavljeno i to da su pronađeni organski hemijski elementi u prahu nastalom bušenjem stene u blizini rovera Curiosity. U isti mah, u skladu sa proučavanjem odnosa deuterijuma i vodonika, ustanovljeno je da je u krateru Gejl, najveći deo tadašnjih vodenih naslaga ili zaliha izgubljen u drevnom dobu planete, pre formiranja korita, odnosno dna. Nakon nastanka dna, izgubljen je i ostatak vode u krateru.

Premda je metan jedan od takozvanih „gasova staklene bašte” na Zemlji, male količine za koje se veruje da su prisutne u atmosferi Marsa, imale bi veoma mali efekat na klimu planete. Metan (CH_4) je prisutan samo u tragovima, tek nekoliko delova u milijardi (ppb - parts per billion), prema nalazima koje je objavio NASA-in Goddard Space Flight Center 2003. godine.

U martu 2004. godine, misija Mars Express Orbiter je zajedno sa nalazima teleskopa „Canada-France-Hawaii” (CFHT) nagovestila postojanje metana u atmosferi, sa molskim udelom od oko 10 [nmol/mol]. Ovi rezultati su u delu naučne javnosti osporeni.



Slika 69 - CFHT teleskop (izvor: cfht.hawaii.edu)

Za raspad sada prisutne količine metana, kada ne bi bila dopunjiva, bilo bi dovoljno samo 350 godina, usled delovanja ultraljubičastog zračenja. Dakle, neka vrsta aktivnog izvora mora postojati i mora biti odgovorna za dopunjavanje zaliha gasa.

Klatratni hidrati⁴¹ ili reakcije između stena i vode mogu biti mogući geološki izvori metana, ali trenutno ne postoji naučni konsenzus o izvorima Marsovog atmosferskog metana. Mogući izvori su i radioliza⁴² vode i piritna⁴³ formacija, a pomoću Fišer-Tropšove sinteze⁴⁴ sa CO i CO₂.

Uz teoriju o klatratnim hidratima, ide i pretostavka o relativno hladnom ranom Marsu, u kom je metan ostao zarobljen u kriosferi⁴⁵, na dovoljnoj dubini da se zadržava, a potom povremeno otpušta. Grupa meksičkih naučnika je u simuliranoj atmosferi Marsa, pomoću plazme pokazala da je ovaj scenario sasvim moguć.

Rover Curiosity se spustio na Mars u avgustu 2012. godine. Njegovi instrumenti mogu precizno izmeriti količinu i izotopologiju prisutnog metana. Prva merenja laserskim spektrometrom (Tunable Laser Spectrometer - TLS) su ukazala na manje od 5 ppb metana na mestu sletanja. 19. septembra 2013, nakon dodatnih istraživanja, NASA je objavila da je prisustvo atmosferskog metana u granici od $0,18 \pm 0,67$ ppb, što odgovara gornjoj granici od 1,3 ppb, uz 95% pouzdanosti merenja. 16. decembra 2014. je NASA iznenađujuće objavila da je Curiosity detektovao bezmalo desetostruki skok vrednosti metana u atmosferi planete. Veliki broj merenja, pokazao je zaista značajan porast vrednosti od kraja 2013. pa do prvih meseci 2014. godine. U proseku je u tom periodu detektovana vrednost od 7 ppb, a pre i nakon tog perioda, vrednosti su se spustile na ranije pokazane. Odatle je izveden zaključak da su skokovi u koncentraciji metana na Marsu verovatno sezonska pojava, iako trenutno raspoložive fotohemijske metode ne mogu da daju precizan odgovor na ovo pitanje. Jedna od aktivnih teorija je i ona koja kao izvore metana vidi meteorite koji upadaju u atmosferu Marsa, premda istraživanja

⁴¹ Klatratni hidrati, ili gasni klatrati, gasni hidrati, predstavljaju kristalne solide u čijoj osnovi je voda, koji fizički podsećaju na led i kod kojih su mali nepolarni molekuli, tipično gasovi, ili pak polarni molekuli sa velikim hidrofobnim moietima (delovima molekula) zarobljeni unutar „kaveza” vodonično vezanih, smrznutih molekula vode. Dakle, klatratni hidrati su klatratne smese, kod kojih je domaćinski molekul molekula vode, a paraziti molekul je tipično gas ili tečnost.

⁴² Radioliza je disocijacija molekula pomoću nuklearnog zračenja.

⁴³ Pirit je železni sulfid hemijske formule FeS₂.

⁴⁴ Fišer-Tropšova sinteza je skup hemijskih reakcija koje pretvaraju mešavinu ugljen monoksida i vodonika u tečne ugljovodonike.

⁴⁵ Kriosfera, od grčkih reči κρύος za „hladno” ili „led” i reči σφαῖρα za „sferu” ili „loptu”, označava one delove planete na kojima je voda u čvrstom agregatnom stanju,

Imperijalnog koledža iz Londona pokazuju da bi tako oslobođena količina metana bila premala za potrebe obnavljanja atmosferskih zaliha.

Istraživanja pokazuju da se metan u atmosferi razlaže za ne više od 4 zemaljske godine i za ne manje od 0,6 zemaljskih godina. Pošto je to vreme značajno manje od vremena koje bi bilo potrebno da ultraljubičasto zračenje razbije atmosferski metan, očigledno je da i neki drugi procesi, ne samo učestvuju, već dominiraju razbijanjem metana na Marsu, sa 100 do 600 puta većom efikasnošću.

Jedna od održivijih teorija, koja bi objasnila i skokove i padove koncentracije atmosferskog metana je ona koja kaže da se metan zapravo ne troši, tj. ne razbija, već da jednostavno kondenzuje i isparava sezonski, iz klatrata. Moguće je, takođe, da metan reaguje sa površinskim peščanim kvarcom (SiO_2) i sa olivinom⁴⁶, tako da formira kovalentne veze Si-CH_3 . Za tu reakciju su potrebni viša temperatura i pritisak od onih na površini planete, ali je zato moguće da se odigravaju u planetarnoj kori. Detektovanje mineralnog nusproizvoda serpentinita⁴⁷ bi bilo dokaz takvim procesima. Takođe, određene analogije sa procesima na Zemlji ukazuju na to da su takvi procesi sasvim mogući.

Elektrifikacija čestica površinske prašine može takođe biti izvor metana. Ona se može odigrati tokom peščanih oluja na površini Marsa. Elektrifikacija može da se odigra i preko zaleđenih površina. Rezultati istraživanja pokazuju da pulsna električna pražnjenja preko uzoraka leda na Marsu, proizvode oko $1,41 \times 10^{16}$ molekula metana po džulu primenjene energije.

Živi mikroorganizmi poput raznovrsnih metanogena⁴⁸, takođe su mogući izvor metana, ali za njihovo prisustvo nije pronađen nijedan dokaz do sada. Na Zemlji, uz biološki metan, obično se tokom nastanka pojavljuje i etan, dok se uz vulkanski metan obično javlja i sumpor dioksid. Kako dosadašnja istraživanja nisu pokazala

⁴⁶ Mineral olivin je magnezijumov železni silikat, sa formulom $(\text{Mg}^{+2}, \text{Fe}^{+2})_2\text{SiO}_4$.

⁴⁷ Serpentinit je stena stastavljena iz jedne ili više serpentinskih grupa minerala.

⁴⁸ Metanogeni su mikroorganizmi koji proizvode metan kao metabolički nusproizvod u anoksičnim, tj. bezkiseoničnim uslovima. Klasifikuju se kao arheje (archaea), domen koji je različit od bakterija.

prisustvo sumpor dioksida u atmosferi Marsa, vulkansko poreklo metana na Marsu je malo verovatno.

Indijska misija Mars Orbiter, lansirana 5. novembra 2013, pokušaće da detektuje i mapira izvore metana, ukoliko postoje. Od 4. marta 2015. senzori metana ispituju albedo pojave na Marsu. Misija ExoMars Trace Gas Orbiter, lansirana 2016. godine, baviće se takođe proučavanjem prisustva metana, kao i proizvodima njegovog raspada, poput formaldehida i metanola.

2.3. Atmosferski modeli

Za potrebe analize, neophodno je odabrati i neki od atmosferskih modela koji su na raspolaganju. Od više raspoloživih modela, razmotrićemo dva:

- a. NASA Langley Research Center i
- b. NASA Glenn Research Center.

NASA Langley Research Center (LaRC) je najstariji NASA-in centar. Nalazi se u Hemptonu, u Virdžiniji. LaRC se bavi pre svega aeronautičkim istraživanjima, premda se bavi i projektovanjem i terenskim istraživanjem. Apolo lunarni lendar je, primera radi, testiran u ovom postrojenju, uz niz drugih sofisticiranih i misija visokog profila, koje su i projektovane i ispitivane upravo ovde. Centar je ustanovljen 1917. godine, a pokretač je bio Nacionalni savetodavni komitet za aeronautiku (National Advisory Committee for Aeronautics - NACA), preteča NASA-e. Danas Centar gotovo 70 procenata svog vremena i resursa posvećuje aeronautici, tj. vazduhoplovstvu, a ostatak vremena je posvećen svemirskim istraživanjima. Istraživači Centra koriste više od 40 aerotunela da bi istraživali bezbednost, performanse i efikasnost naprednih vazduhoplova i svemirskih letelica. Između 1958. i 1963. godine, u vreme kada je NASA započela projekt Mercury, LaRC je bio glavno sedište, glavna kancelarija za Space Task Group (Svemirska radna grupa). 1962-1963. godine, sedište je prebačeno u Manned Spacecraft Center (Centar za letelice sa ljudskom posadom, danas Lyndon B. Johnson Space Center). Trenutni direktor Centra je Stiven Jurčik (Stephen G. Jurczyk).

NASA John H. Glenn Research Center (GRC), lociran u Luis Fildu (Lewis Field) je NASA-in centar koji je deo sistema od deset glavnih NASA-inih centara, čija je primarna misija razvoj nauke i tehnologije za vazduhoplovne i svemirske namene. Centar upošljava oko 1650 civila i 1850 spoljnih izvođača radova u samom Centru ili u njegovoj okolini. Trenutni direktor Centra je Džanet Kavandi (Janet L. Kavandi), koja je na tom mestu u martu 2016. zamenila Džejmisa Frija (James M. Free).

Atmosferski modeli su opširni i obimni i u najvećem broju slučajeva obuhvataju veliki broj podataka koji nisu ključni ili neophodni za tok analize koji će nama biti koristan. Stoga će iz svakog od ponuđenih modela biti odabrane samo one karakteristične vrednosti, koje su od značaja i koristi za analizu.

U konkretnom slučaju, pozabavićemo se sledećim atmosferskim, odnosno klimatskim parametrima na Marsu:

- temperaturom, T_M i t_M ;
- pritiskom, p_M ;
- gustinom, ρ_M i
- brzinom zvuka, $a_{s,M}$.

2.3.1. Temperatura atmosfere

Temperatura planete je izuzetno bitan deo klimatskih i atmosferskih karakteristika. Kako je istraživanje Marsa, sa jedne strane milenijumska fascinacija ljudi, a sa druge strane naučni izazov koji proističe iz sume znanja koja ukazuju na određene sličnosti Marsa sa našom planetom, fokusiranje na pojedinosti karakteristika klime i atmosfere je sasvim očekivano.

Postojanje polarnih kapa, promena godišnjih doba i jasno uočljivi obrasci promene vremenskih prilika, primeri su uočenih sličnosti. Planetolozi i klimatolozi se intenzivno bave studijama poređenja i analiziranja ovih pojava i prirodnih fenomena. Uz određene sličnosti, postoje i drastične razlike u obrascima klimatskih i atmosferskih prilika na Marsu i na Zemlji. Na primer, termalna inercija⁴⁹ na Marsu

⁴⁹ Termalna inercija je pojam koji se koristi pri modelovanju prelaska toplote i osobina je materijala, koja je direktno povezana sa termalnom provodnošću i volumetrijskim toplotnim

je značajno manja. Atmosfera Marsa ima visinu skaliranja od oko 11 kilometara, što je bezmalo 60 procenata više od iste veličine na Zemlji. Takođe, pitanje kilm je jedno od ključnih kada se govori o mogućnosti da na Marsu život postoji ili da na planeti opstane. Ipak, istina je da se o vremenskim prilikama na planeti još uvek ne zna dovoljno, kao i to da telo znanja o njima neprekidno raste.

Temperature na Marsu se mere na razne načine i obavljana su čak i pre kosmičke epohe istraživanja planete. Ipak, rani instrumenti i tehnike radio astronomije, davali su tek grube, prilično neprecizne rezultate.

Rane sonde, poput američke Mariner 4, kao i potonji orbiteri koji su istraživanje obavljali radio okultacijom, bili su orijentisani na aeronomiju⁵⁰. Onda kada je hemijski sastav već bio u dovoljnoj meri poznat, odnosno određen spektroskopskim metodama, temperature i pritiske nije bilo previše teško izvesti. Ipak, okultacije tokom preleta sonde, mogu da mere karakteristike samo duž dva transekta⁵¹, na mestima gde im trajektorije ulaze i izlaze iz Marsovog diska, posmatrano sa Zemlje. Na taj način se dobijaju „slike” vremena u određenoj oblasti, u određeno vreme. Potom orbiteri uvećavaju broj radio transekata.

Kasnije misije, poput dualnih misija Mariner 6 i 7 i sovjetskih Mars 2 i 3, imale su infracrvene detektore, koji su merili energiju zračenja, tj. odzračivanja. Mariner 9 je prvi uspeo da postavi infracrveni radiometar i spektrometar u orbitu Marsa 1971. godine, zajedno sa nekim drugim instrumentima i radio transponderom. Nakon toga su sledili Viking 1 i 2, koji su sa sobom nosili i infracrvene termalne mapere (Infrared Thermal Mapper - IRTM), između ostalog.

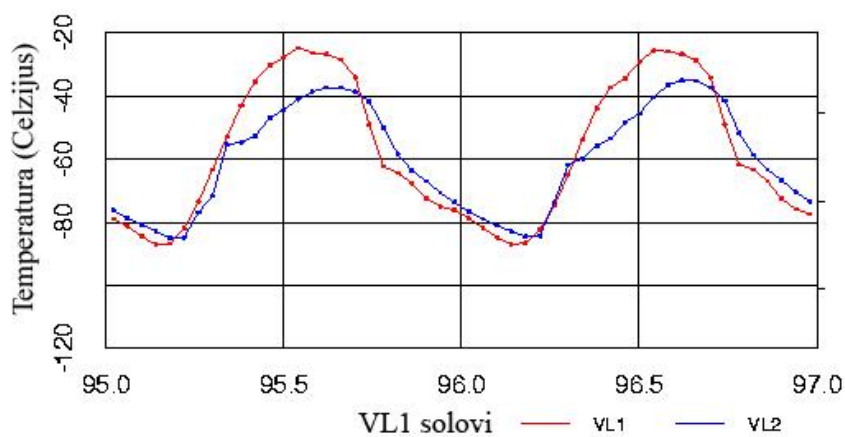
Sume podataka su slagane u pakete korisnih informacija pomoću *in situ* meteoroloških sonde na lenderima, ali i pomoću temperaturnih i senzora pritiska, postavljenih na višim razdaljinama od površine planete.

kapacitetom. Termalna inercija je mera termičke mase i brzine termičkog, termalnog talasa koji kontroliše površinsku temperaturu materijala.

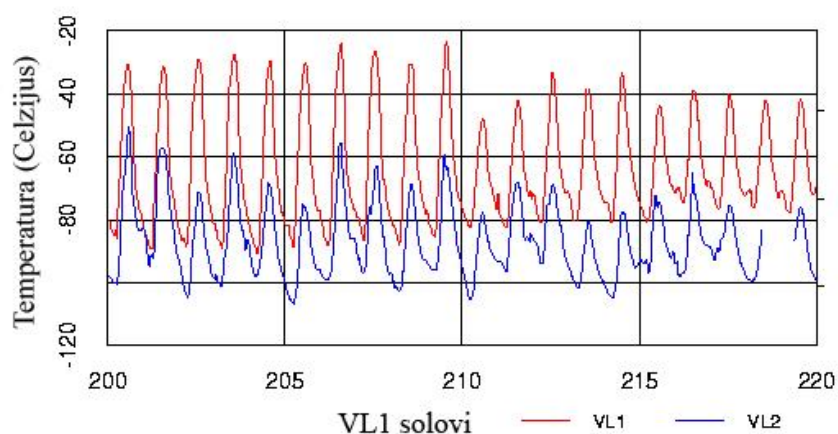
⁵⁰ Aeronomija je nauka o gornjim slojevima atmosfere, u kojima su disocijacija i jonizacija izuzetno bitne.

⁵¹ Transekt je putanja duž koje se mere i beleže pojave vezane za oblast istraživanja.

Dostupni podaci, u značajnoj meri variraju. Srednja vrednost temperature na Marsu je proračunski $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($218,15\text{ K}$). Vrednosti prevedene u stepene Farenhajta ćemo nadalje zanemariti, jer nisu od suštinskog interesa za analizu obavljanu u jedinicama SI sistema. Površinske temperature, istraživanja pokazuju, mogu dostići oko $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($293,15\text{ K}$) u podne, na ekvatoru, dok se noću mogu spustiti na $-153\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($120,15\text{ K}$), na polovima. Precizna merenja sa mesta sletanja lendera Viking variraju od $-17,2\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($255,15\text{ K}$), pa do $-107\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($166,15\text{ K}$). Ovaj orbiter je kao najvišu temperaturu tla dao procenu od $27\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($300,15\text{ K}$).



Slika 70 - Dijurnalne varijacije temperatura na Marsu, prema merenjima lendera Viking (izvor: atmos.washington.edu)



Slika 71 - Varijacije temperatura na Marsu u vreme jesenje ravnodnevice, prema merenjima lendera Viking (izvor: atmos.washington.edu)

Rover Spirit je zabeležio maksimalne dnevne temperature vazduha, tj. atmosfere na Marsu, u rasponu od 35 °C (308,15 K) u hladu, pa do uobičajenih 0 °C (273,15 K) i više, osim tokom zime.

Prema izveštajima, odnosno prema merenjima temperature atmosfere tokom noći, svako severno proleće i svako severno leto na Marsu koje je do sada posmatrano, bilo je identično do mere eksperimentalne greške, tj. do ± 1 °C. Međutim, dnevne temperature pokazuju drugačiji trend, sa variranjima do opsega od oko 6 °C. Ova diskrepanca, odnosno neusaglašenost trendova promene noćnih i dnevnih temperatura, jedna je od trenutnih nepoznanica za nauku. Na južnoj hemisferi, tokom proleća i leta, promene temperature su snažno zavisne od peščanih oluja koje utiču na uvećanje vrednosti najniže noćne temperature i umanjuju najviše dnevne temperature. To je dovelo do malog umanjenja (20 °C) prosečnih površinskih temperatura i do umerenog porasta (30 °C) temperatura u višoj, gornjoj atmosferi.

Pre i nakon misija Viking, pomoću mikrotalasne spektroskopije su na Zemlji proračunate preciznije temperature na Marsu. Kako je mikrotalasni zrak od do 1 lučne minute, već veći od diska planete, rezultati odgovaraju globalnom proseku. Kasnije je Spektrometar termalne emisije (Thermal Emission Spectrometer - TES) sa misije Mars Global Surveyor, ali i u nešto manjoj meri Sistem snimanja termalnog zračenja (Thermal Emission Imaging System - THEMIS) sa misije 2001 Mars Odyssey, ne samo reprodukovao infracrvena merenja, već je izvršio i fuziju senzorskih podataka sa lendera, rovera i mikrotalasnih podataka nastalih merenjem sa Zemlje. Uređaj Mars Climate Sounder (MCS), deo misije Mars Reconnaissance Orbiter, na sličan način može izvesti atmosferske profile⁵².

Podaci ukazuju na to da je danas na Marsu atmosferska temperatura niža nego u vreme misije Viking. Takođe, primetno je da je u proteklih par decenija taloženje peska manje nego ranije. Podaci sa instrumenta TES ukazuju da su temperature niže za 10-20 °C (ili Kelvina) tokom 1997, a u odnosu na perihel iz 1977. godine. Uočeno je i to da je atmosfera Marsa tokom afela hladnija, sa manje peska/prašine i sa više

⁵² Atmosfersko „saundovanje” je merenje vertikalne raspodele fizičkih svojstava atmosferskog stuba, poput pritiska, temperature, brzine vetra i smera vetra, tj. gradijenta vetra, zatim udela tečne vode, koncentracije ozona, zagađenja i drugih svojstava.

oblaka u odnosu na klimatološke podatke iz vremena misije Viking. Ta uočavanja su ispravna čak i uz saznanje da su nalazi misije Viking već revidirani i prilagođeni realnim okolnostima, odnosno proračunima iz prethodnih 15 do 20 godina.

Kasnija poređenja, uz opasku da se mikrotalasna sondiranja smatraju za najreprezentativnija, pokušala su da premoste prazninu između pojedinih misija. Nije bilo merljivog trenda globalnih uprosečenih temperatura između nalaza IRTM-a i TES-a. Ukupno podudaranje podataka sa ova dva instrumenta je ukazivalo na to da se između misija nije dogodila značajna promena stanja klime Marsa. Uočena je snažna dihotomija, odnosno niz razlika između severne i južne hemisfere planete, kao izuzetno asimetrična paradigma za godišnji ciklus planete, opisana kroz sledeće poređenje - severno proleće i leto su relativno blagi, sveži, bez mnogo prašine i sa dosta vodene pare i oblaka leda; sa druge strane, južna leta su nalik na ono što je opisano nalazima misije Viking, sa višim temperaturama, manje vodene pare i vodenog leda i sa više atmosferske prašine.

Instrument MCS je po dolasku do planete, uspeo da radi zajedno sa misijom Mars Global Surveyor tokom kratkog perioda vremena. Podaci sa manje složenih uređaja, THEMIS i SPICAM (Spectroscopy for Investigation of Characteristics of the Atmosphere of Mars) mogu se takođe koristiti da bi se premostila praznina u sondiranju atmosfere i klime. I dok su temperature koje su merili MCS i TES u najvećoj meri konzistentne, nova istraživanja ukazuju na moguće hlađenje ispod nivoa analitičke preciznosti.

Tabela 4 - Temperaturni proseci na Marsu

Podaci za Mars, 4.5°S, 137.4°E (2012-danas)													
mesec	Jan	Feb	Mar	Apr	Maj	Jun	Jul	Avg	Sep	Okt	Nov	Dec	God.
Najviša	6	6	1	0	7	14	20	19	7	7	8	8	20
Prosečn	-7	-18	-23	-20	-4	0	2	1	1	4	-1	-3	-5,7
Prosečn	-82	-86	-88	-87	-85	-78	-76	-69	-68	-73	-73	-77	-78,5
Najniža	-95	-127	-114	-97	-98	-125	-84	-80	-78	-79	-83	-110	-127

Prema LaRC metodi, temperatura na Marsu (atmosferska) se računa prema poluempirijskom obrascu (u Kelvinima):

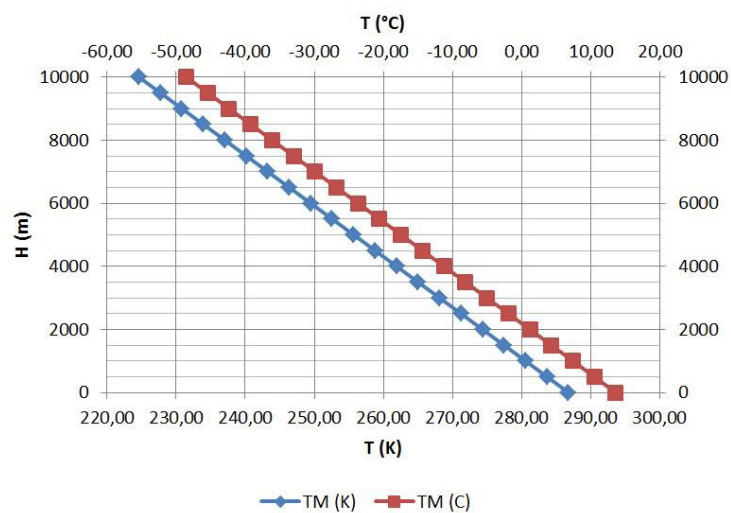
$$T_M = -6,22 \cdot H [km] + 286,8$$

Prema GRC metodi, ista, atmosferska temperatura na Marsu se računa prema poluempirijskom obrascu (u stepenima celzijusa):

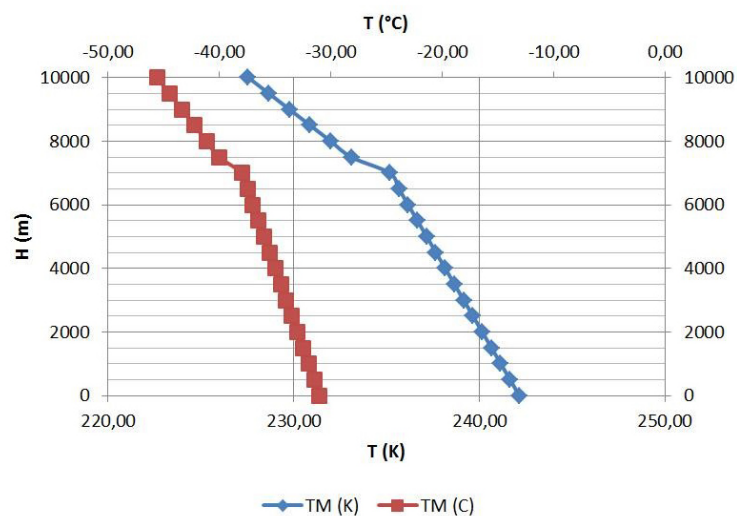
$$t_M = -31 - 0,000998 \cdot H [m]$$

Tako dobijene vrednosti temperature se mogu predstaviti tabelarno ili dijagramski.

Promena temperature sa visinom, LaRC (K i °C)



Promena temperature sa visinom, GRC (K i °C)



Slika 72 - Promena temperature sa visinom na Marsu, LaRC i GRC metode

2.3.2. Pritisak atmosfere

Brojni izvori daju različite vrednosti za atmosferski pritisak na Marsu, kako za prosečne, osrednjene vrednosti, tako i za specifične vrednosti, u specifičnim tačkama.

Tabela 5 - Vrednosti uprosečenog pritiska na Marsu, prema različitim izvorima

Izvor	Pritisak [kPa]
<i>Chaisson, Eric, & Steve McMillian. Astronomy Today. Engelwood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1993: 254, 258.</i>	0,675
<i>Encarta Encyclopedia (Microsoft)</i>	0,6 - 1
<i>Kieffer, H.H, & B.M. Jakosky. Mars. Tucson, Arizona: University of Arizona Press, 1992, as cited in Basic Mars Facts. NASA.</i>	0,6
<i>Zubrin, Robert & Richard Wagner. The Case for Mars. New York: Touchstone, 1996: 148.</i>	0,7 - 1
<i>Wilders, Shaun. The Planets of our Solar System Explored and Explained. 1998.</i>	1

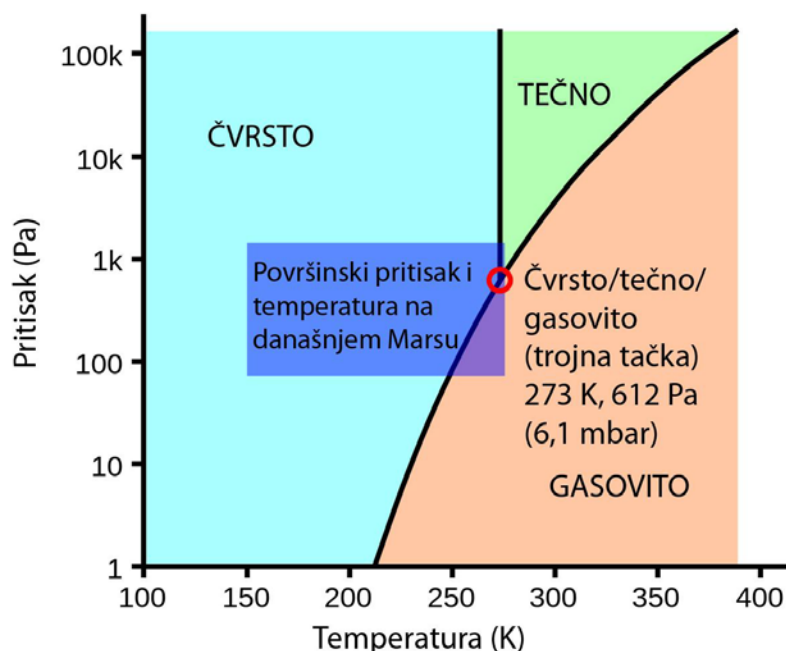
Tabela 6 - Vrednosti uprosečenog pritiska na karakterističnim lokacijama Marsa

Mesto	Pritisak [kPa]
Olympus Mons (vrh)	0,03
Planetarni prosek (Mars)	0,6
Hellas planitia (podnožje)	1,16
<i>Armstrongova granica</i>	6,25
<i>Mont Everest (vrh, Zemlja)</i>	33,7
<i>Nivo mora (Zemlja)</i>	101,3

Atmosfera Marsa se sastoji u najvećoj meri od ugljen dioksida, a za najveći broj primena, uzima se da je srednji površinski pritisak na površini te planete 600 [Pa] - 610 [Pa]. Ta vrednost je značajno, gotovo 170 puta manja od srednje vrednosti

površinskog pritiska na Zemlji (oko 101000 [Pa]). Jedna od prvih i svakako najbitnijih posledica toga je to da atmosfera Marsa reaguje mnogo bržne na energetske uticaje od atmosfere Zemlje. Stoga je Mars u značajnoj meri podložniji termičkim naprezanjima, posebno dabome onima koja potiču od Sunca, nego što je to slučaj sa Zemljom. Ta termička naprezanja, često se nazivaju i termalne, ili termičke plime. Te plime mogu biti izuzetno snažne, gde mogu dostići i čak 10% ukupnog atmosferskog pritiska, odnosno vrednost od oko 50 [Pa]. Treba reći da i atmosfera Zemlje doživljava slične plime, ali je njihov efekat daleko manje primetan, s obzirom na to da Zemlja ima atmosferu daleko veće mase.

Uprkos tome što temperature na Marsu povremeno prelaze tačku mržnjenja vode (0 °C, tj. 273 K), tečna vode je vrlo nestabilna kategorija, odnosno agregatno stanje na planeti. Razlog tome je činjenica da je atmosferski pritisak ispod trojne tačke, pa vodeni led sublimira direktno u vodenu paru. Izuzetak od ovog pravila su udoline planete, posebno u udarnom krateru oblasti Helas Planitija, najvećem krateru te vrste na Marsu. Krater je toliko dubok, da atmosferski pritisak na dnu dostiže 1155 [Pa], što je iznad trojne tačke. Dakle, onda kada temperatura u toj oblasti dostigne vrednost iznad 0 °C, moguće je da se pojavi i voda u tečnom stanju.



Slika 73 - Trojna tačka na Marsu

Visinska razlika između oboda kratera i njegovog dna je oko 9000 metara. Dubina kratera od 7152 metra, odnosno oko 7000 metara ispod standardne topografske granice, tj. nulte tačke Marsa, objašnjava pomenuti atmosferski pritisak na dnu kratera. Tih 1155 [Pa], često zaokruženih u praktičnim primenama na 1200 [Pa], a sa gornjom vrednošću od 12,4 [mbar], tj. 1240 [Pa], svoj maksimum imaju tokom severnog leta. Ako se uzme da je vrednost pritiska na topološkoj granici, tj. nuli oko 610 [Pa], jasno je da je pomenuti maksimum od 1240 [Pa] čak 103% veći.

Vrednosti pritiska, od površine planete, pa do visine od 10000 metara, računaćemo po obrascima koji se uklapaju u dve metode, koje smo naveli kao merodavne.

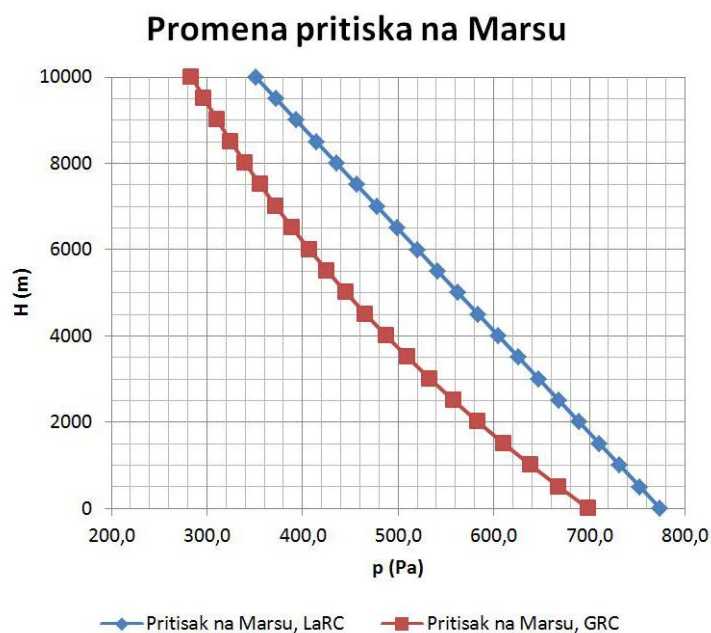
Tako, prema LaRC metodi, atmosferski pritisak na Marsu računamo prema poluempirijskom obrascu (u paskalima):

$$p_M = -42,3 \cdot H [km] + 774,2$$

Prema GRC metodi, atmosferski pritisak na Marsu se računa prema poluempirijskom obrascu (u paskalima):

$$p_M = 1000 \cdot (0,699 \cdot e^{-0,00009 \cdot H [m]})$$

Tako dobijene vrednosti pritiska se mogu predstaviti tabelarno i dijagramski.



Slika 74 - Promena pritiska sa visinom na Marsu, LaRC i GRC metode

2.3.3. Gustina atmosfere

Mars je svoju magnetosferu izgubio pre oko 4 milijarde godina. Najverovatniji razlog se može naći u bukvalno bezbrojnim udarima asteroida o površinu planete. Zbog toga, solarni vetar⁵³ interaguje direktno sa jonosferom⁵⁴ planete i umanjuje gustinu atmosfere, bukvalnim struganjem i uklanjanjem atoma iz spoljnih slojeva iste. Misije Mars Global Surveyor i Mars Express su uočile jonizovane čestice koje potiču iz atmosfere, a koje su odlazile u svemir, dalje od planete. Ovaj atmosferski gubitak je bio predmet proučavanja i orbitera MAVEN. U poređenju sa Zemljom, atmosfera Marsa je izuzetno proređena. To naravno utiče i na vrednosti gustine atmosfere. Najviša gustina atmosfere na Marsu odgovara, u priličnoj meri, vrednosti gustine atmosfere Zemlje na nadmorskoj visini od 35 kilometara. Može se reći da je gustina Marsa, u proseku, tek 1% gustine atmosfere Zemlje. Takođe, upravo ta razređenost i mala gustina, čine da je efekat staklene bašte na Marsu, suštinski zanemarljiv.

Vrednosti gustine atmosfere, mogu da se računaju na nekoliko načina. U svakoj od metodologija, termodinamičke karakteristike i obrasci su dominantni, do određene aproksimacije. Za naš slučaj, kada posmatramo LaRC i GRC metode, korišćemo dva pristupa, koje koristi i NASA.

Dakle, prema LaRC metodi, gustinu atmosfere na Marsu računamo prema obrascu (u kg/m^3):

$$\rho_M = -5,87 \cdot H [\text{km}]/10000 + 0,0142$$

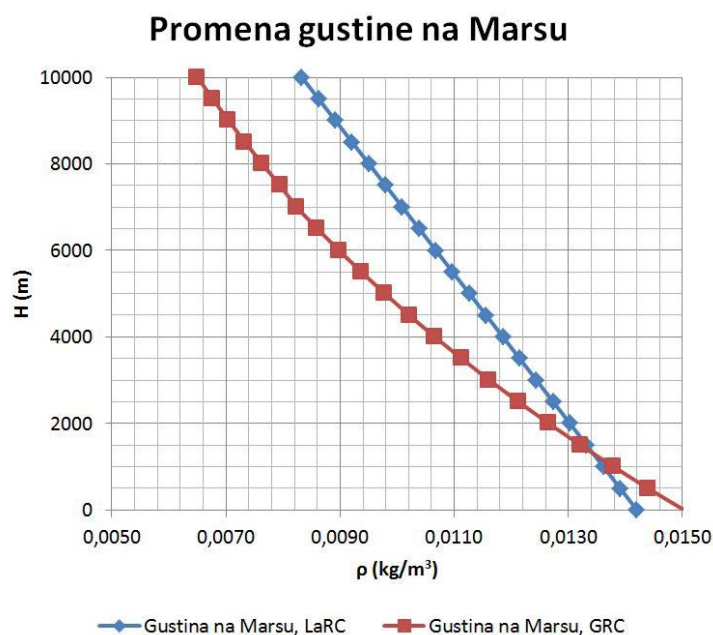
Prema GRC metodi, gustina atmosfere na Marsu se računa prema obrascu (u kg/m^3):

$$\rho_M = p[\text{kPa}]/0,1921 \cdot T [\text{K}]$$

Tako dobijene vrednosti gustine se mogu predstaviti tabelarno, odnosno dijagramski.

⁵³ Solarni vetar je snop naelektrisanih čestica koje se oslobađaju iz gornjih slojeva atmosfere Sunca. U tom snopu plazme se nalaze ponajviše elektroni, protoni i alfa čestice, sa energijama koje su obično u opsegu od 1,5 do 10 [keV].

⁵⁴ Jonosfera je sloj atmosfere, obično obodni, koji je jonizovan Sunčevim zračenjem.



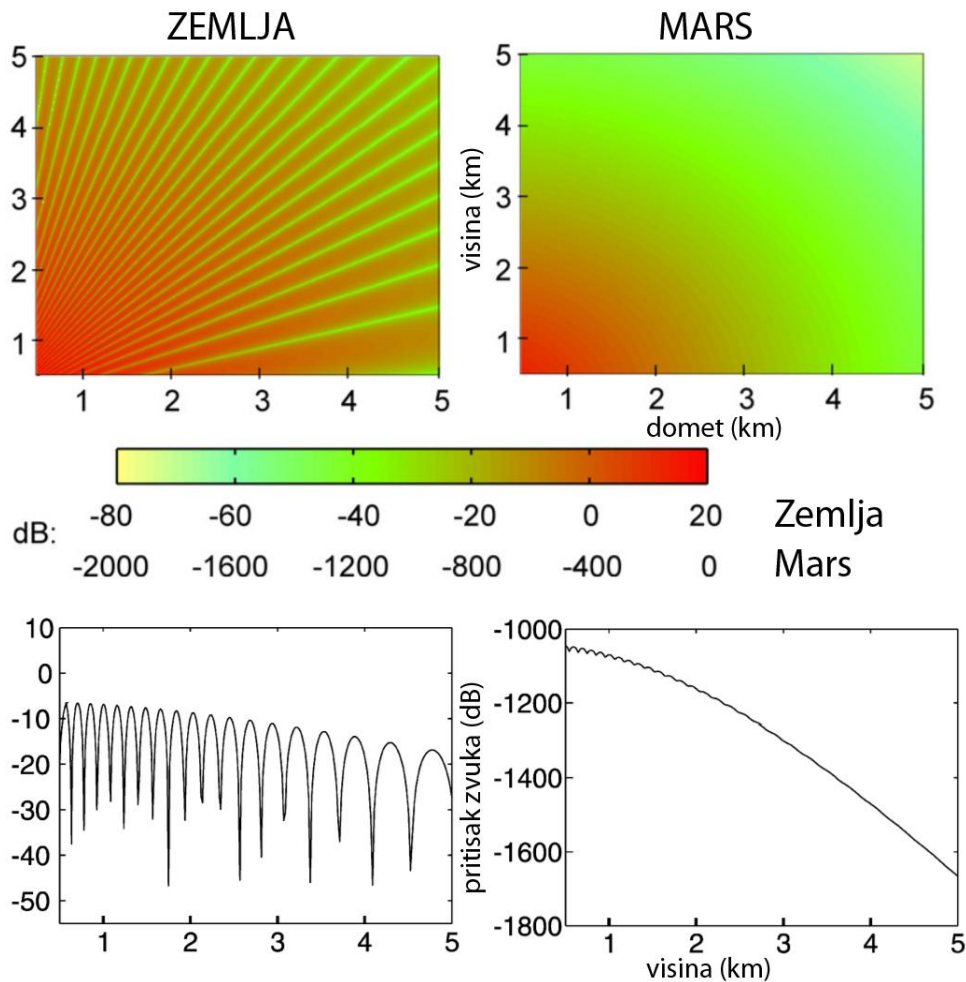
Slika 75 - Promena gustine atmosfere sa visinom na Marsu, LaRC i GRC metode

2.3.4. Brzina zvuka

Atmosfera Marsa je, kao što je ranije već objašnjeno, sastavljena u najvećoj meri od ugljen dioksida. Samim tim, gasna konstanta atmosfere Marsa je značajno drugačija od gasne konstante atmosfere Zemlje. Uzevši u obzir upravo sastav atmosfere, NASA je gasnu konstantu, odnosno eksponent politrope, κ ili γ za atmosferu Marsa, izračunala kao 1,2941. Na Zemlji je, poređenja radi, gasna konstanta, odnosno eksponent politrope, 1,4.

Ako se vrednost pritiska pri tlu Marsa uzme za potrebe proračuna kao 700 [Pa], a gustina atmosfere uproseči na 0,015 [kg/m³], dakle nalik na podatke koje je obezbedio Pathfinder, dobijamo brzinu zvuka na površini Marsa kao $a_{s,M} = 240$ [m/s], korišćenjem termodinamičkih transformacija. Ta vrednost je značajno niža od uprosečenih 332 [m/s] na Zemlji.

Pritisak zvuka je takođe značajno drugačiji na Marsu, nego na Zemlji.



Slika 76 - Promena pritiska zvuka dalekometnom propagacijom (izvor: A. Petculescu, R.M. Lueptow, Atmospheric acoustics of Titan, Mars, Venus, and Earth, Icarus (2006), doi:10.1016/j.icarus.2006.09.014)

Za izračunavanje brzina zvuka na raznim atmosferskim visinama na Marsu, neophodno je kombinovati uobičajene termodinamičke obrasce sa podacima dobijenim iz LaRC i GRC metodologija.

Tako ćemo, za LaRC metodu, moći da koristimo obrazac (izraženo u m/s):

$$a_{s,M} = -3,1 \cdot H [km] + 268,3$$

Nadalje ćemo koristiti uobičajeni termodinamički izraz za brzinu zvuka, prilagođen za uslove LaRC i potom GRC metode. Osnovni obrazac je (izraženo u m/s):

$$a_{s,M} = \sqrt{\kappa_M \cdot R_M \cdot T_M}$$

U prvom slučaju, iskoristićemo vrednost temperature dobijenu prema LaRC metodi, a u drugom slučaju, vrednost temperature prema GRC metodi. Za to vreme κ je već ranije određeni eksponent politrope, koji za Mars iznosi približno 1,29, a R je specifična gasna konstanta, koja na Marsu iznosi 191,8 [J/kgK] (poređenja radi, na Zemlji je 287 [J/kgK]).

Tako onda, prilagođeni gornji obrazac možemo pisati za LaRC metodu:

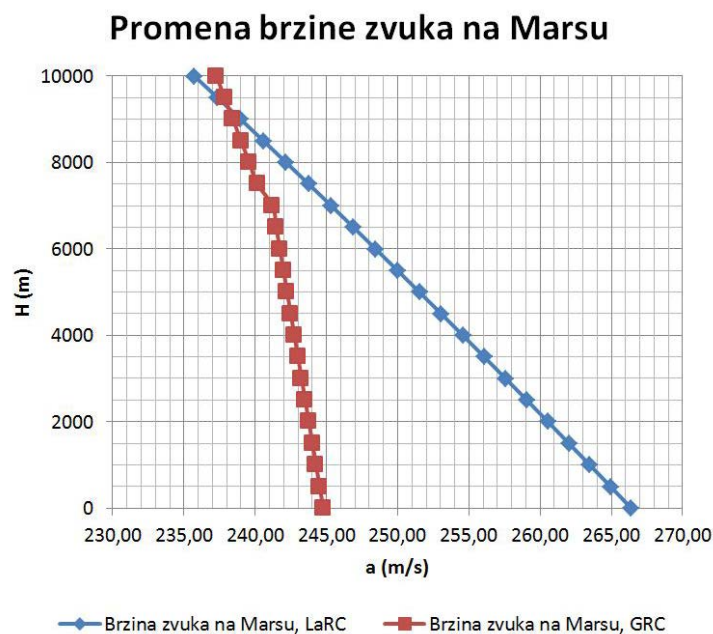
$$a_{s,M} = \sqrt{\kappa_M \cdot R_M \cdot T_{M \text{ (LaRC)}}$$

Odnosno, za GRC metodu:

$$a_{s,M} = \sqrt{\kappa_M \cdot R_M \cdot T_{M \text{ (GRC)}}$$

Sve vrednosti su izražene u m/s.

Vrednosti brzine zvuka dobijene prema gornjim obrascima se mogu, kao i u slučaju temperatura, pritiska i gustina, predstaviti tabelarno, odnosno dijagramski.



Slika 77 - Promena brzine zvuka sa visinom na Marsu, LaRC i GRC metode

2.3.5. Viskoznost atmosfere Marsa

Viskoznost fluida je mera otpornosti postepenom deformisanju usled smicajnih napona ili zateznog opterećenja. Kod tečnosti, u najvećoj meri je u pitanju veličina koja odgovara debljini ili gustini sloja. Primera radi, med i smola imaju daleko veću viskoznost od vode.

Viskoznost je veličina koja poreklo ima u prirodi sudara susednih čestica u fluidu, kada se te čestice kreću različitim brzinama. Kada se fluid kreće kroz neku cev, čestice koje sačinjavaju fluid, brže se kreću u blizini ose cevi, u odnosu na čestice bliže njenom zidu. Zbog toga je potrebno primeniti određeni napon, da bi se savladalo trenje između slojeva čestica, da bi fluid mogao da se uopšte kreće. Neophodni napon je direktno srazmeran viskoznosti fluida.

Fluid bez otpora na smicanje je idelan, odnosno neviskozozan. Međutim, to je pojava koja nije od naročitog interesa za razmatranje kod planetarnih atmosfera, jer se javlja na izuzetno niskim temperaturama i to kod superfluida⁵⁵. Dakle, za praktične primene, fluidi o kojima govorimo, smatraju se viskozoznim, tj. imaju pozitivnu viskozoznost. Takođe, u praksi se većina fluida poredi sa vodom i njenom viskozoznošću, pa se kaže da je fluid manje ili više viskozozan od vode.

Što se viskozoznosti atmosfere Marsa tiče, ona je u uskoj povezanosti sa proračunavanjem Rejnoldsovog broja. Za tu namenu, neophodna nam je vrednost dinamičke viskozoznosti, označene sa μ . Dinamička, odnosno smicajna viskozoznost fluida je otpornost na smicajne tokove, gde se paralelni slojevi kreću sa različitim brzinama, jedni u odnosu na druge. Neophodna pretpostavka je određena homogenost slojeva. U slučaju atmosfere Marsa, moramo koristiti određene pretpostavke, pre svega vezane za sastav atmosfere. Tako, možemo smatrati u prvoj približnosti da je atmosfera Marsa sastavljena u potpunosti od ugljen dioksida. Ta aproksimacija zaista i nije previše pogrešna.

⁵⁵ Superfluidnost je stanje materije u kom se materija ponaša poput fluida sa nultom viskozoznošću, odnosno, pokazuje sposobnost samopokretanja i kretanja na način da se suprotstavlja silama gravitacije i površinskog napona.

Za proračun koristimo neki od alata koji su u današnje vreme dostupni kao makroi ili onajn proračunski alati, zasnovani na Saterlendovoj formuli (William Sutherland, 1859-1911), koja prikazuje zavisnost dinamičke viskoznosti od temperature.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T_0 + C}{T + C} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}}$$

gde je:

μ_0 - referentna viskoznost na referentnoj temperaturi T_0 ,

T_0 - referentna temperatura,

C - Saterlendova konstanta za materijal, tj. fluid koji se razmatra.

($C = 240$ za ugljen dioksid)

U slučaju koji ćemo mi razmatrati, Saterlendova formula će biti data kao:

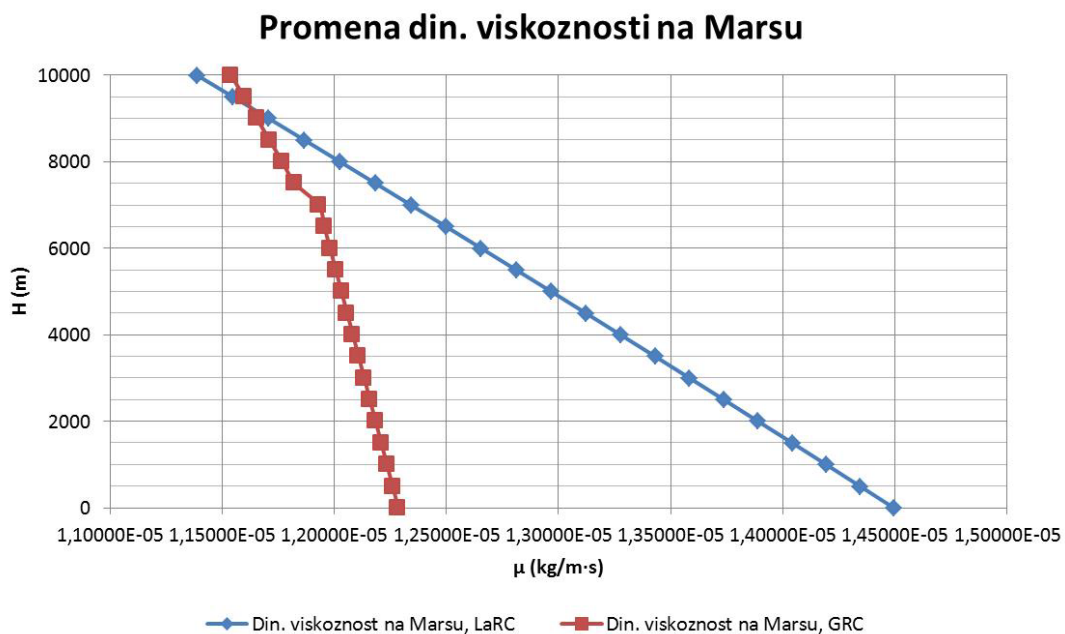
$$\mu = \mu_0 \left(\frac{a}{b} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}}$$

gde je:

$$a = 0.555 \cdot T_0 + C$$

$$b = 0.555 \cdot T + C$$

Za već ranije određene temperature po obe, LaRC i GRC metode, imaćemo vrednosti dinamičke viskoznosti date kao tabelu, odnosno dijagram.



Slika 78 - Promena dinamičke viskoznosti sa visinom na Marsu, LaRC i GRC metode

Zbog značajnih razlika u proračunskim temperaturama kod LaRC i GRC metoda, ponekad je korisno računati sa usrednjenom vrednošću dinamičke viskoznosti, između vrednosti dve pomenute metode.

2.3.6. Skaliranje

Jedna od mogućnosti, onda kada je teško ili čak nemoguće dati precizne procene atmosferskih parametara od interesa, svakako je i obavljanje odgovarajuće skalirajuće analize. U toj analizi, vrednosti atmosferskih (ili klimatskih) parametara na Marsu, daju se prema skalirajućim obrascima koji nastaju poređenjem sa istim vrednostima na Zemlji. Prednost ove metode je u tome što se polazi od situacije koja je gotovo apsolutno poznata i decenijama, ako ne i stolecima analizirana, a to je stanje atmosfere Zemlje. Nedostatak je u tome što je u praksi nemoguće u potpunosti linearno porediti atmosfere Zemlje i Marsa, uzimajući u obzir promenu samo jedne, decidne karakteristike, a to je najčešće promena visine.

Ipak, kao ilustracija, ova metodologija je takođe interesantna i može dati određeni okvirni „osećaj“ za to na koji način se neophodni atmosferski parametri menjaju.

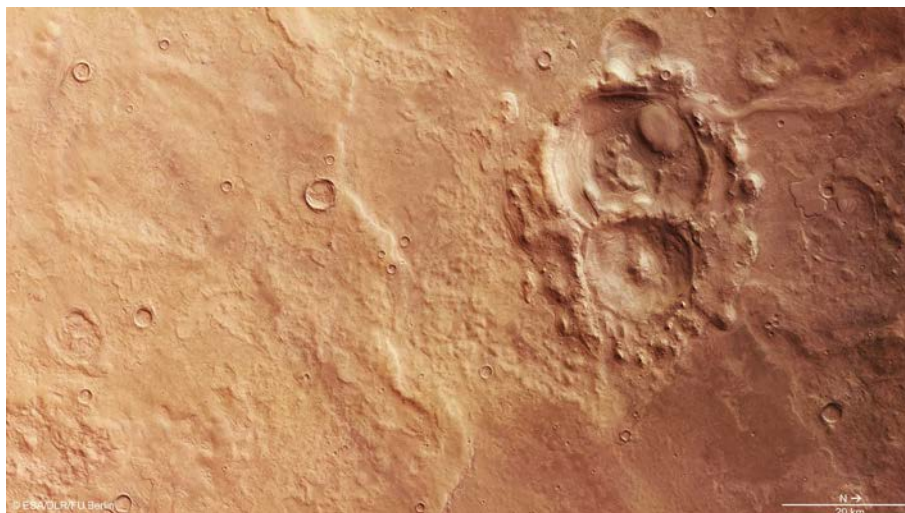
Ovoj metodologiji se neće posvećivati veća zasebna pažnja u ovom radu, dalje od napomene da je LaRC metoda zasnovana u najvećoj meri na skaliranju, prilagođenom podacima dobijenim iz većeg broja misija orbitera, lendera i rovera. Samim tim, podaci dobijeni na ovaj način se mogu smatrati u dovoljnoj meri korektnim.

2.3.7. Helas Planitija

Helas Planitija (Hellas Planitia) je zaravan koja se nalazi unutar ogromnog, približno kružnog udarnog kratera Helas (Hellas), na južnoj polulopti Marsa. Helas je drugi ili eventualno treći po veličini udarni krater⁵⁶ i najveći vidljivi poznati udarni krater u Sunčevom sistemu. Dno kratera je na dubini od oko 7152 metra ispod površine planete, što je oko 3000 metara dublje od mesečevog kratera Ajtken (Aitken), na južnom polu našeg prirodnog satelita. Približni prečnik Helas Planitije je 2300

⁵⁶ Utopija Planitija (Utopia Planitia), takođe na Marsu, najveći je udarni krater u Sunčevom sistemu.

kilometara (istok-zapad) a središte mu se nalazi na 42,4°S 70,5°E. Na mapama planete, Helas Planitija se nalazi u Helas kvadranglu⁵⁷ i u Noachis (Noachis) kvadranglu.



Slika 79 - Helas Planitija, snimak visoke rezolucije (izvor: dlr.de)

Veruje se da je Helas Planitija nastala tokom Kasnog perioda snažnog bombardovanja⁵⁸, kada je neki do velikih asteroida udario o površinu mlade planete.

Visinska razlika između oboda kratera i njegovog podnožja je celih 9000 metara. Dubina koja je 7152 metra ispod topološke granice, odnosno usvojenog nultog nivoa površine Marsa, omogućava svojstva koja su jedna od bitnih atmosferskih i klimatskih karakteristika planete. Naime, na dnu kratera, tokom severnog leta, pritisak dostiže maksimalnih uprosečenih 12,4 [mbar], odnosno 19240 [Pa]. Ta vrednost, koja je u to doba godine, čak 103% veća od pritiska na topološkoj granici, odnosno od vrednosti od oko 610 [Pa], viša je od trojne tačke vode. To omogućava pojavu vode u tečnom agregatnom stanju, uz određene uslove koje moraju ispuniti i temperatura i sastav rastvorenih soli. Takođe, jasno je da ova vrednost pritiska,

⁵⁷ Kvadrangl je jedna od 30 mapa Marsa koje koristi program astrogeološkog istraživanja Američkog geološkog pregleda - United States Geological Survey (USGS) Astrogeology Research Program.

⁵⁸ Kasno teško bombardovanje (Late Heavy Bombardment - LHB), ili lunarna katastrofa je hipotetički događaj za koji se veruje da se odigrao pre oko 4,1 do 3,8 milijardi godina, tokom neohadejanske i eoarhejanske ere na Zemlji. U tom vremenskom intervalu, izuzetno veliki broj asteroida je udario u rane terestrijalne planete unutrašnjeg Sunčevog sistema, uključujući tu i Merkur, Veneru, Zemlju i Mars.

drastično veća od pritiska u atmosferskom pojasu iznad površine planete, može da se pokaže povoljnom za let hipotetičke Marsove letelice.

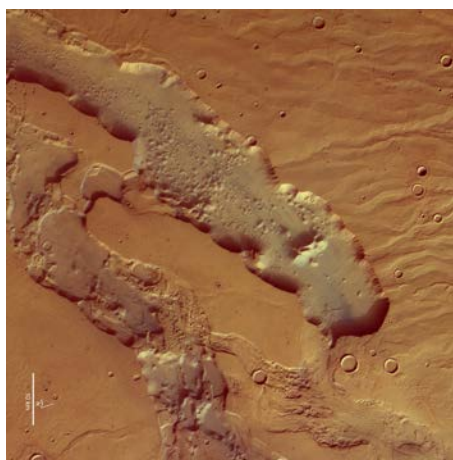
Ako bismo pretpostavili da bi i unutar Helas Planitije važili isti obrasci koje smo koristili za proračun atmosferskih parametara, onda bismo za ovu oblast, uz pretpostavljenu dubinu od 7152 metra ispod topološke granice, imali vrednosti koje se lako mogu predstaviti tabelarno.

Tabela 7 - Osnovne atmosferske karakteristike u oblasti Helas Planitija

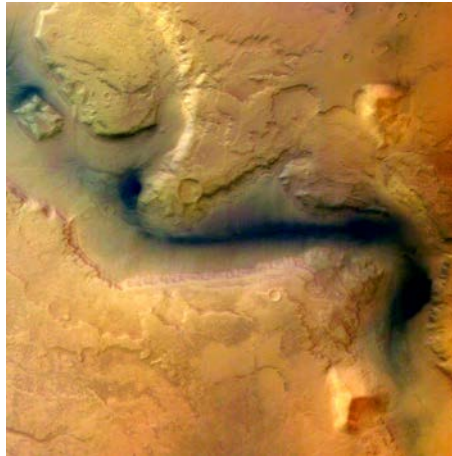
H	p_M	t_M	T_M	ρ_M	$a_{s,M1}$	$a_{s,M2}$
-7152	1240	-23,862	249,288	0,026	290,471	248,353
-7152	1240	58,135	331,285	0,018	290,471	286,299
H_{sr}	$p_{M sr}$	$t_{M sr}$	$T_{M sr}$	$\rho_{M sr}$	$a_{s,M1 sr}$	$a_{s,M2 sr}$
-7152	1240	17,137	290,287	0,022	290,471	267,326

Značajna razlika temperatura je posledica toga što su korišćeni obrasci pre svega prilagođeni proračunu vrednosti u atmosferi iznad topološke granice. Za potrebe proračuna se pokatkad koristi i tabela usrednjenih veličina.

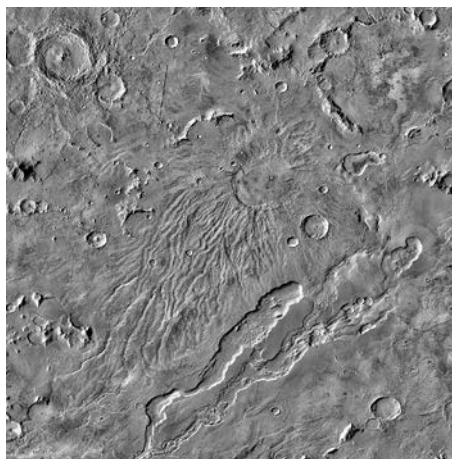
Neki od kanala, odnosno useka se u oblast Helas spuštaju iz vulkanskog kompleksa Hadrijakus Mons (Hadriacus Mons), sa severoistoka. Mars Orbiter Camera je načinila snimke koji pokazuju brazde Dao Valis (Dao Vallis) i Reul Valis (Reull Valis).



Slika 80 - Dao Valis, snimak visoke rezolucije (izvor: dlr.de)



Slika 81 - Reul Valis, snimak visoke rezolucije (izvor: sci.esa.int)



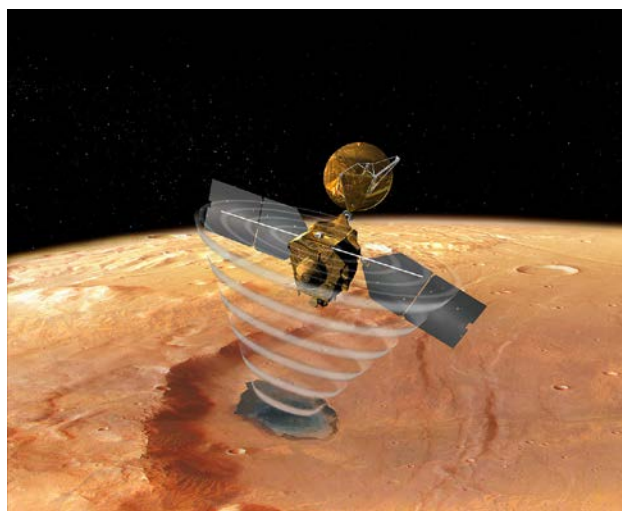
Slika 82 - Hadriakus Mons, mozaični snimak (izvor: NASA/JPL-Caltech/Arizona State University)

Ove brazde su dovoljno nisko da bi se u njima mogla pojaviti voda u tečnom stanju, u vreme podneva na Marsu, pod uslovom da je temperatura iznad 0 °C.

Helas Planitija je sušta suprotnost, odnosno topološki antipod oblasti Alba Patera. Zajedno sa nešto manjom oblasti Isidis Planitija (Isidis Planitia), predstavlja suštinski antipod oblasti Tarsis (Tharsis), sa njenim ogromnim štitastim vulkanima. Oblast Argire Planitija (Argyre Planitia) je grubi antipod oblasti Elizijum (Elysium), još jednoj uzvisini štitastih vulkana na Marsu. Nije poznato to da li su oblasti štitastih vulkana nastale antipodnim udarima onom koji je izazvao nastanak oblasti Helas, ili je u pitanju puka slučajnost.

Zbog svoje veličine i blede boje, koja je bitno drugačija od najvećeg dela ostatka planete, Helas Planitija je bila jedna od prvih topoloških posebnosti planete, koja je otkrivena posmatranjem teleskopom sa Zemlje. Pre nego što ju je Skijapareli nazvao „Hellas” (na grčkom jeziku, značenje je upravo „Grčka”), oblast je bila poznata kao „Lokjirova zemlja”. To ime je oblasti dao Ričard Entoni Proktor (Richard Anthony Proctor, 1837-1888), u čast ser Džozefa Normana Lokjira (Joseph Norman Lockyear, 1836-1920), koji je pomoću 16-centimetarskog refraktora napravio jedan od prvih realističnih prikaza planete.

Radarski snimci misije Mars Reconnaissance Orbiter, odnosno njenog radarskog uređaja SHARAD (SHALLOW RADAR sounder) ukazuju na to da su pojave koje se nazivaju „lobate” (lobate debris aprons - LDA) u tri kratera na istoku Helas Planitije, zapravo glečeri, zakopani ispod više slojeva peska/prašine i kamenja. Prema merenjima instrumenta SHARAD, debljina zakopanog leda je oko 250 metara u gornjem krateru i oko 300, odnosno 450 metara na srednjem i donjem novu, respektabilno.



Slika 83 - Umetnički prikaz sonde MRO dok koristi SHARAD radar (izvor: NASA/JPL-Caltech)

Naučnici veruju da su sneg i led koji su se akumulirali na višoj topografiji, bukvalno slili naniže. Takođe, veruju da taj sneg i led, danas od sublimacije štiti sloj stenja i prašine, odnosno peska. Brazde i grebeni na površini su tragovi leda koji se vremenom deformisao.

Takođe, Helas Planitija nije jedina oblast planete, na kojoj je moguće uočiti tragove topologije kloja nalikuju delovanju glečera. Šta više, na više lokacija je moguće uočiti tragove koji po svemu odgovaraju upravo kretanju ovih masivnih komada leda.

U svakom slučaju, oblast Helas Planitija je od izuzetnog značaja za ideju atmosferskog leta na Marsu, zato što predstavlja oblast sa za let najpovoljnijim uslovima, u čitavoj atmosferi planete.

2.4. Rejnoldsov broj

Rejnoldsov broj, ***Re***, bezdimenzionalna je veličina koja ukazuje na tip strujanja u različitim situacijama okoline i tela koje kroz tu okolinu, medijum, prolazi. Predstavlja odnos inercijalnih i viskoznih sila i ukazuje jasno na njihov značaj u strujanju. Rejnoldsov broj utiče na koeficijent aerodinamičke sile.

Nominalno, koristi nam da razlikujemo laminarno i turbulentno strujanje, odnosno strujanje koje se dešava pri niskim i strujanje koje se dešava pri višim i visokim Rejnoldsovim brojevima.

Sam koncept je prvi put uveo ser Džordž Stoks (Sir George Gabriel Stokes, 1819-1903) 1851. godine, ali mu je ime dao tek Arnold Zomerfeld (Arnold Johannes Wilhelm Sommerfeld, 1868-1951) 1908. godine, u čast Ozborna Rejnoldsa (Osborne Reynolds, 1842-1912), engleskog fizičara koji je 1883. popularizovao korišćenje ove veličine u dinamici fluida.

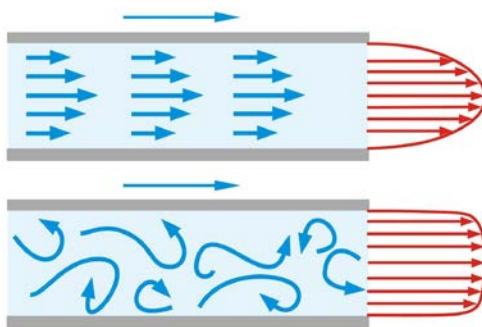
Ispitivanja ukazuju na to da se koeficijent otpora tela koje se nalazi u fluidu, odnosno medijumu koji struji, menja sa širokim granicama promene Rejnoldsovog broja. To je u direktnoj zavisnosti od strujnog spektra, odnosno od njegovih promena od laminarnog, ka turbulentnom strujanju. Naravno, svojstva samog medijuma, ili sredine kroz koju se telo kreće, neretko se idealizuju ili predstavljaju kroz odgovarajuće modele, da bi se proračun i određivanje bitnih veličina, pa i Rejnoldsovog broja, pojednostavili.

Takođe, atmosfera planete, pa samim tim i Marsa, realan je fluid, čije je strujno polje uvek, u određenoj meri, ispunjeno „sitnim vrtlozima”. To znači da je to strujno polje

uvek, u toj meri i turbulentno. Ti sitni vrtlozi su posledica razbijanja makro vrtloga u atmosferi, ali se svakako ne mogu u potpunosti zanemariti pri detaljnoj analizi strujanja.

U svakom slučaju, značaj Rejnoldsovog broja je veliki i, makar grubo rečeno, pomaže da se uoči dinamička sličnost između najmanje dva slučaja strujanja, ili da se okarakterišu različiti režimi strujanja u okviru istog fluida, što je slučaj koji odgovara kretanjima kroz planetarnu atmosferu. Kao što je već spomenuto, tu razlikujemo laminarno i turbulentno strujanje:

- 1) Laminarno strujanje - Vezano za niže vrednosti Rejnoldsovih brojeva, tamo gde su viskozne sile dominantne; karakteriše se glatkim, konstantnim kretanjem fluida;
- 2) Turbulentno strujanje - Vezano za više vrednosti Rejnoldsovih brojeva, tamo gde su inercijalne sile dominantne; karakteriše se udarima, vrtlozima i drugim bitnim nestabilnostima u strujanju.



Slika 84 - Ilustracija laminarnog i turbulentnog strujanja (izvor: usdidactic.com)

Rejnoldsov broj nije savršen metod ukazivanja na vrstu strujanja, jer već male promene oblika ili čak i hrapavosti površine koja se nalazi u struji fluida, mogu načiniti značajnu proračunsku razliku. Ipak, Rejnoldsov broj ostaje značajna smernica i bitan deo projektovanja i analize.

Od parametara koji pomažu u određivanju Rejnoldsovog broja, koriste se i veličine vezane za samo telo, ali i za sredinu, medijum, kroz koji se telo kreće, odnosno okog medijum struji.

U vazduhoplovnim primenama, pa i kod leta u atmosferi Marsa, od interesa za izračunavanje Rejnoldsovog broja su brzina strujanja (odnosno brzina leta, ili brzina krstarenja), V , potom dužina tetive krila, c ili c_w , te napokon kinematska viskoznost, ν . U slučaju kada kinematska viskoznost nije poznata ili data, koristi se dinamička viskoznost, μ , pomoću koje se dolazi do kinematske viskoznosti, $\nu = \mu/\rho$.

Kao reperna vrednost, uzima se u najvećem broju slučajeva proračuna, kinematska viskoznost na Zemlji, na nivou mora, tj. $\nu = 1,460 \cdot 10^{-5} [m^2/s]$.

U atmosferi Marsa, izazovi su brojni. Nasuprot Zemlji, gde su atmosferski modeli jasni, poznati i usaglašeni, u atmosferi Marsa su nepoznanice značajno veće. Stoga se koriste određena neophodna pojednostavljenja, od kojih je najznačajnije ono vezano za sastav atmosfere, gde se u prvoj iteraciji smatra da je atmosfera Marsa jednolično sastavljena od ugljen dioksida (CO_2).

Proračunski, prvo se određuje dinamička viskoznost, μ , a prema smernicama iz literature [31] i [32], a donekle i [33].

Za potrebe analize, neophodno je ustanoviti koje su projektne potrebe, odnosno ugledni modeli u odnosu na koje analiziramo ponašanje naše letelice.

Koristeći GRC metodologiju kao prikladniju za detaljni proračun i za karakterističnu visinu leta letelice od 1000 metara, imamo:

$$T_M = 241,15 [K]$$

$$t_M = -32,00 [^{\circ}C]$$

$$\mu = 1,22350 \cdot 10^{-5} [kg/m \cdot s]$$

Takođe, za sve razmatrane slučajeve, imamo redom za letelice MSA, JAXA, Fudžita/Tohoku i ARES, koje predstavljaju odgovarajuće uporedne primere letelica sposobnih za let u atmosferi Marsa, vrednosti koje je moguće predstaviti tabelarno.

Tabela 8 - Karakteristične vrednosti Reynoldsovih brojeva

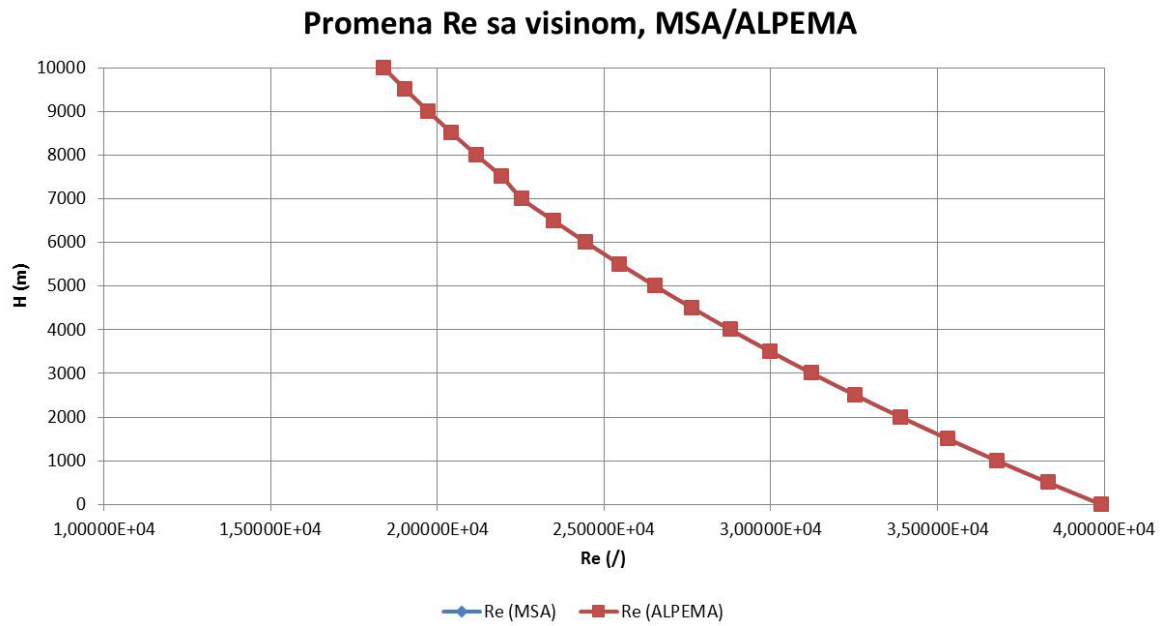
V [m/s]	c_w [m]	H [m]	μ [kg/m · s]	ρ_M	Re [/]
68 _(MSA)	0,48	1000	1,22350E-05	0,0138	3,68149E+04
50 _(JAXA)	0,46	1500	1,22097E-05	0,0130	2,44887E+04
73 _(Fudžita)	0,48	3000	1,21341E-05	0,0116	3,30843E+04
140 _(ARES)	1,25	1500	1,22097E-05	0,0130	1,86327E+05

Primerimo da se dobijene proračunske vrednosti Reynoldsovih brojeva, u najvećoj meri slažu sa vrednostima koje su u referentnoj literaturi date za ove tri letelice. Odstupanja su minimalna, 3 do 5% i posledica su praktičnih zaokruživanja. Takođe, radi se o, u najvećoj meri, nižim Reynoldsovim brojevima ([34], [35], [36]), sasvim u skladu sa očekivanjima za primenjenu geometriju krila ([37]).

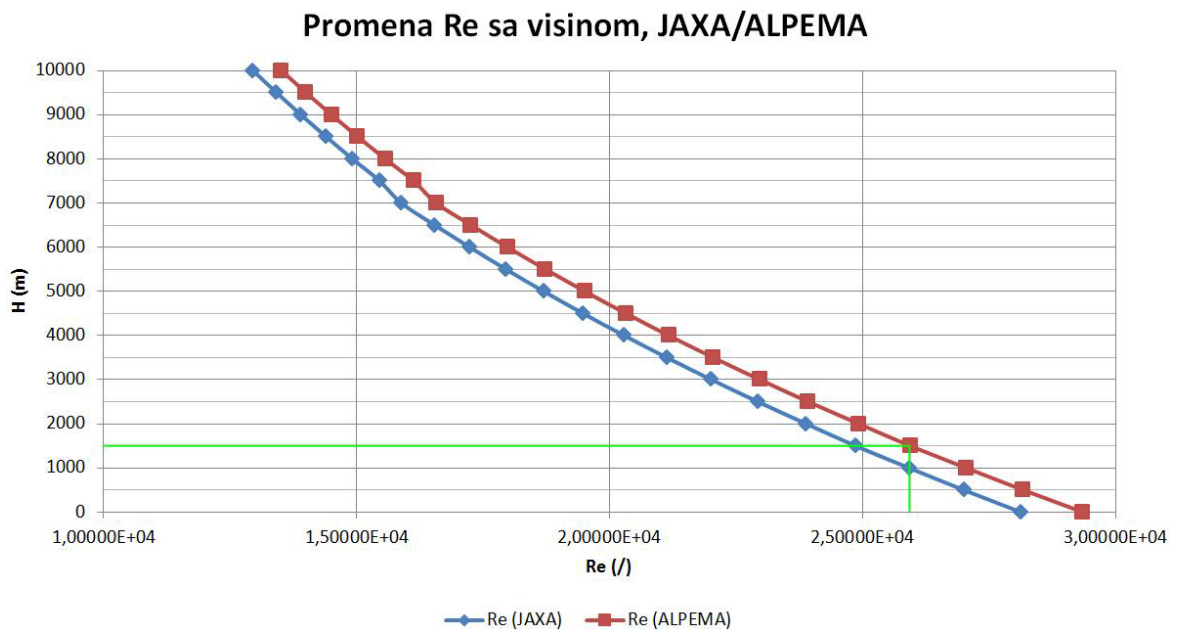
Trendovanjem vrednosti, u skladu sa poznatim aerodinamičkim podacima, dobijamo i za letelicu ALPEMA praktične vrednosti.

Tabela 9 - Trendovane vrednosti Reynoldsovih brojeva za letelicu ALPEMA

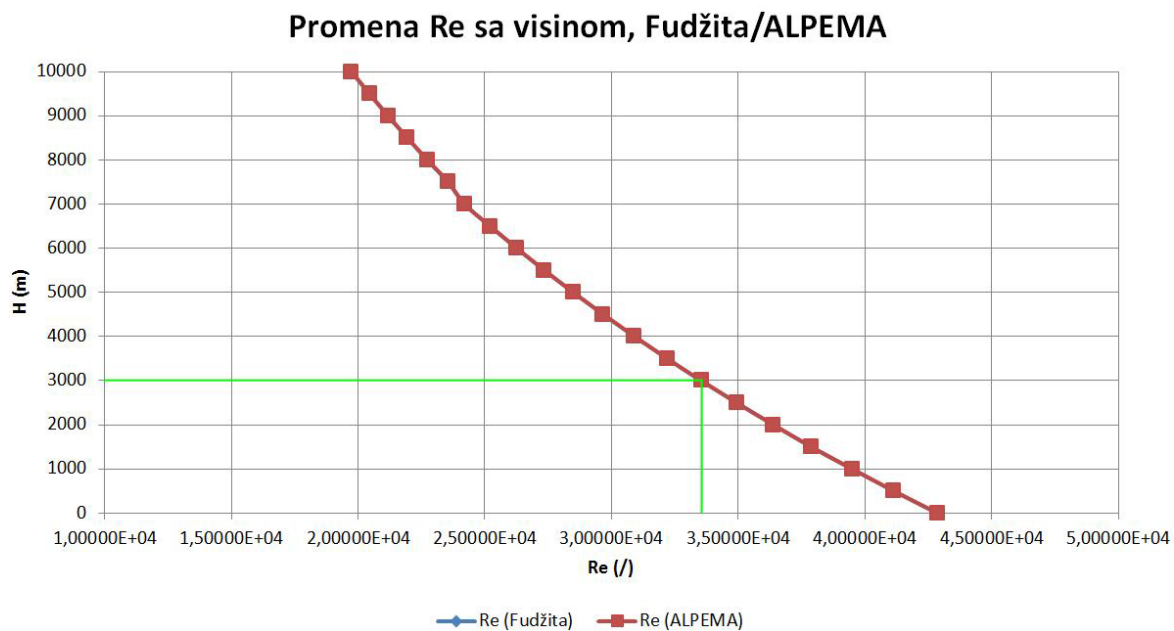
V [m/s]	c_w [m]	H [m]	μ [kg/m · s]	ρ_M [kg/m ³]
68	1000	1,22350E-05	0,0138	3,67889E+04
70	1000	1,22350E-05	0,0138	3,78709E+04
50	1500	1,22097E-05	0,0130	2,59466E+04
73	3000	1,21341E-05	0,0116	3,35403E+04
140	1500	1,22097E-05	0,0130	7,26505E+04



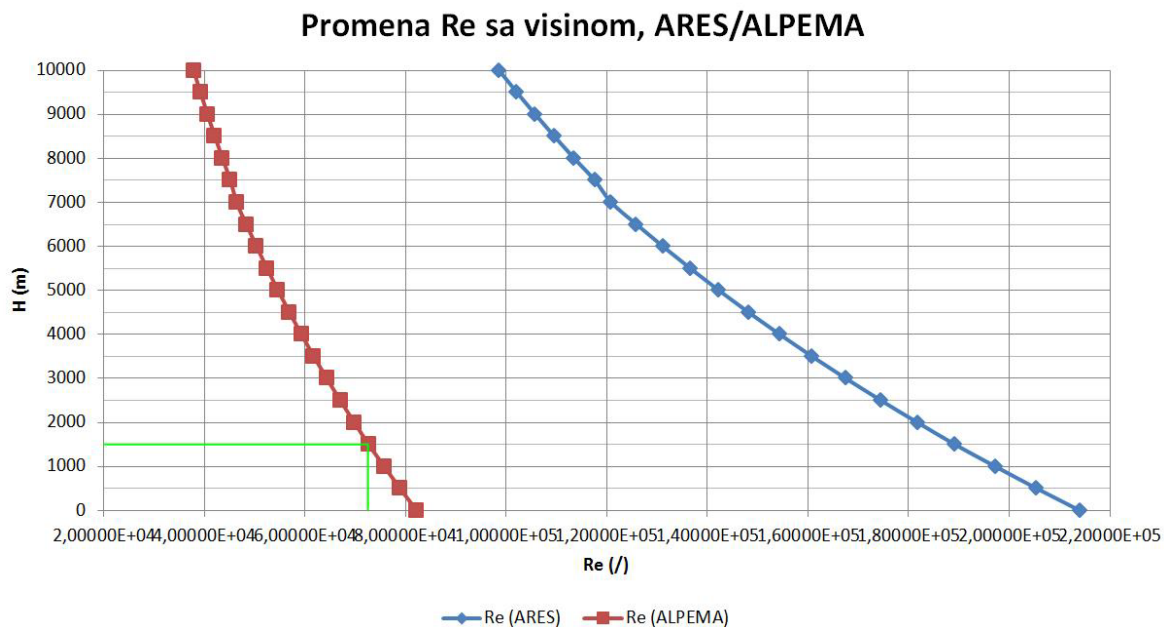
Slika 85 - Grafički prikaz promene Rejnoldsovog broja sa visinom, poređenje MSA/ALPEMA



Slika 86 - Grafički prikaz promene Rejnoldsovog broja sa visinom, poređenje JAXA/ALPEMA



Slika 87 - Grafički prikaz promene Rejnoldsovog broja sa visinom, poređenje Fudžita (Tohoku)/ALPEMA



Slika 88 - Grafički prikaz promene Rejnoldsovog broja sa visinom (ARES/ALPEMA)

2.5. Mahov broj

Mahov broj, M , bezdimenziona je veličina, koja predstavlja odnos brzine strujanja, odnosno u aerodinamici, brzine leta i brzine zvuka u određenoj tački posmatrane sredine, odnosno medijuma. Zapisuje se najčešće ili kao $M = V/c$ ili kao $M = V/a$, zavisno od načina označavanja brzine zvuka ([38]).

Naziv je dobio po austrijskom fizičaru Ernstu Mahu (Ernst Waldfried Josef Wenzel Mach, 1838-1916), a na predlog švajcarskog vazduhoplovnog inženjera Jakoba Akereta (Jakob Ackeret, 1898-1981)

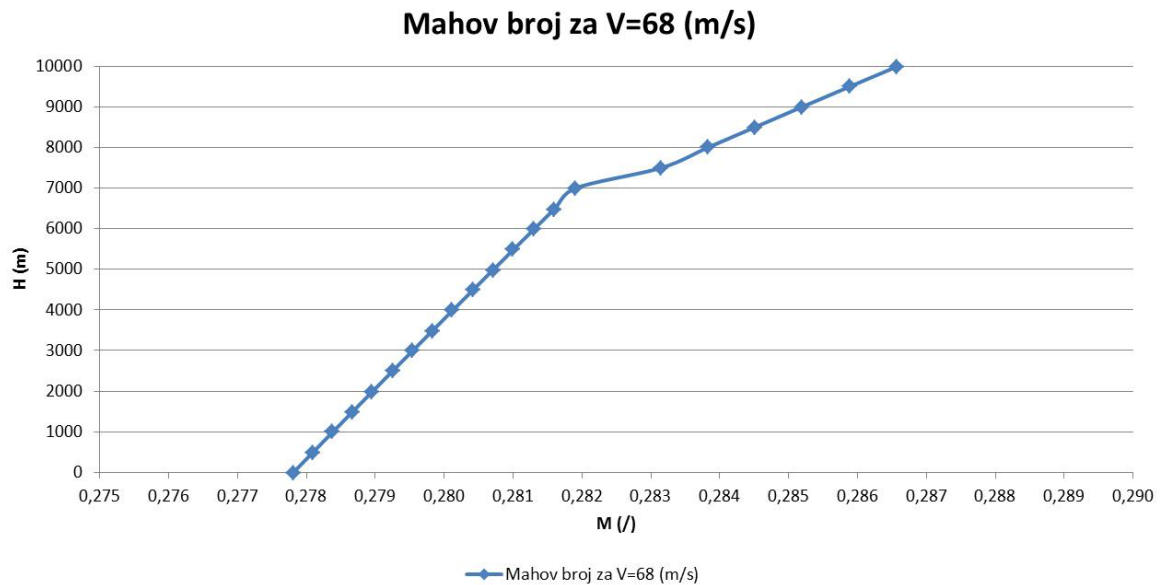
Lokalna brzina zvuka, pa samim tim i Mahov broj, zavisi od stanja same sredine, posebno od pritiska i od temperature. Mahov broj pomaže u određivanju toga da li strujanje možemo smatrati za nestišljivo. U idealnim slučajevima, očekujemo $M < 0,2 - 0,3$ i kvazistacionarno, izotermno strujanje, tj. kretanje, kao preduslov da efekti stišljivosti budu dovoljno mali, da bi se strujanje moglo smatrati nestišljivim.

Dok se letelica kreće kroz atmosferu, molekuli medijuma, odnosno fluida, koji su najbliži letelici, izvedeni su iz stabilnog, gotovo ravnotežnog stanja i počinju da se kreću oko letelice. Ukoliko se letelica kreće relativno malom brzinom (za Zemlju je ta brzina u principu manja od 110 metara u sekundi), gustina atmosfere se može smatrati konstantnom. Pri većim brzinama, deo energije letelice se troši na sabijanje atmosfere, tj. fluida, pa se na lokalnom nivou, menja njegova gustina. Taj efekat kompresibilnosti, odnosno sabijanja, potom menja rezultujuću aerodinamičku silu koju letelica trpi. Efekti se uvećavaju sa porastom brzine. U okolini i iznad brzine zvuka, mala neuravnotežena stanja strujanja, prenose se izentropski ili uz konstantnu entropiju. Oštri, snažni poremećaji lokalne sredine, stvaraju udarne talase, koji pak utiču na silu otpora letelice. Trenutak u kom se brzina strujanja izjednačuje sa lokalnom brzinom zvuka, predstavlja se jediničnim Mahovim brojem.

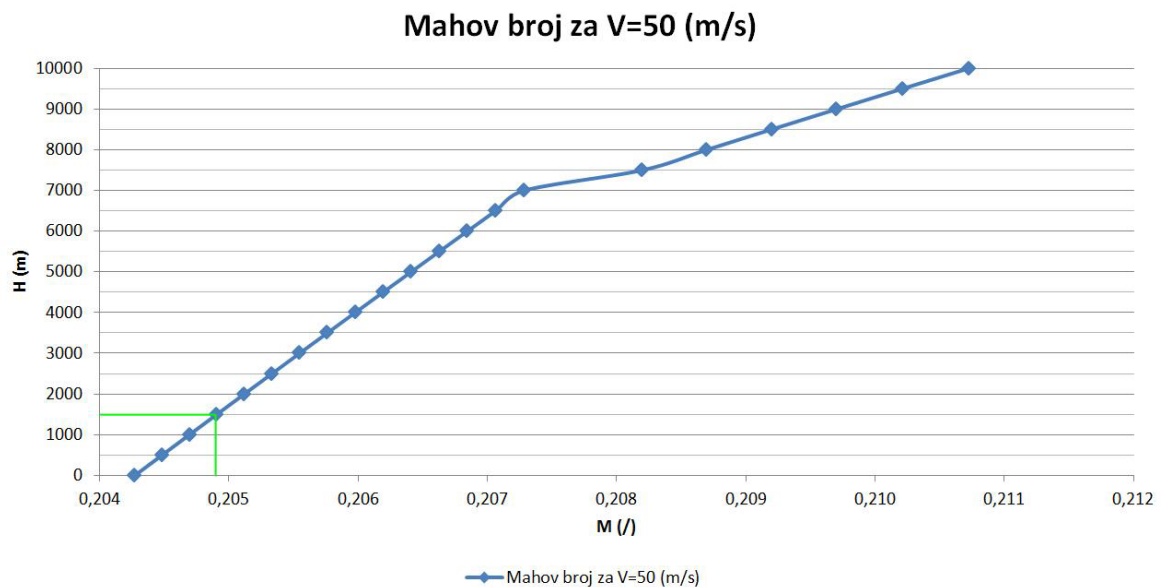
Tabela 10 - Režimi leta u zavisnosti od opsega Mahovog broja

Režim	subsonika	transonika	sonika	supersonika	hipersonika	vis. hipersonika
Mah.br.	< 0,8	0,8 – 1,2	1,0	1,2 – 5,0	5,0 – 10,0	> 10

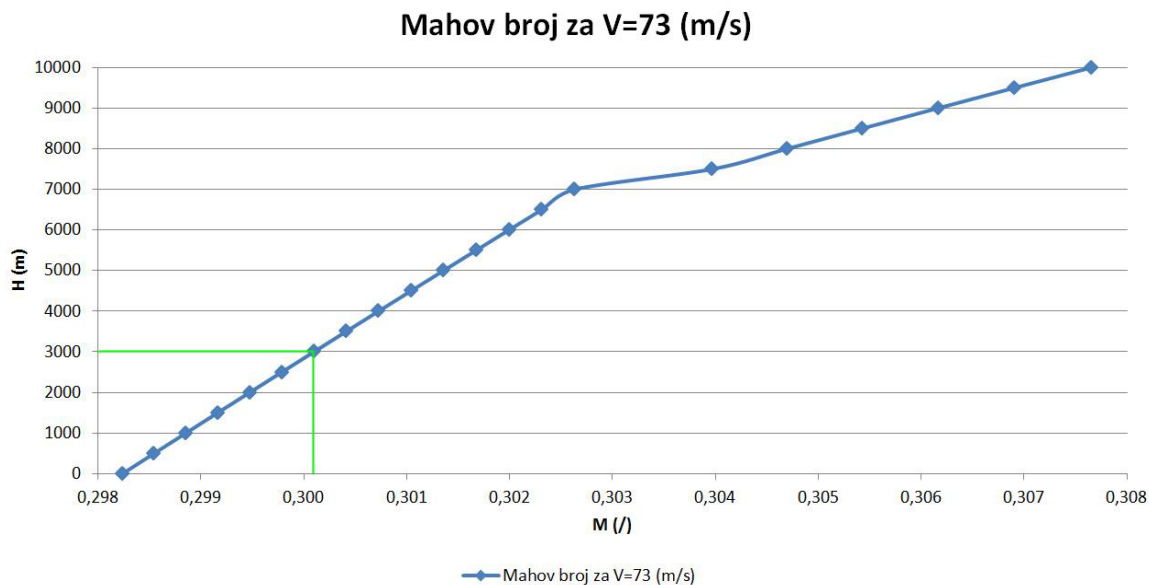
U atmosferi Marsa, poznato je da su izazovi značajni, a ograničenja velika. Ipak, moguće je predstaviti relativno jednostavno trendove promene Mahovog broja, po visinama, zavisno od brzine strujanja, odnosno, brzine krstarenja letelice, V .



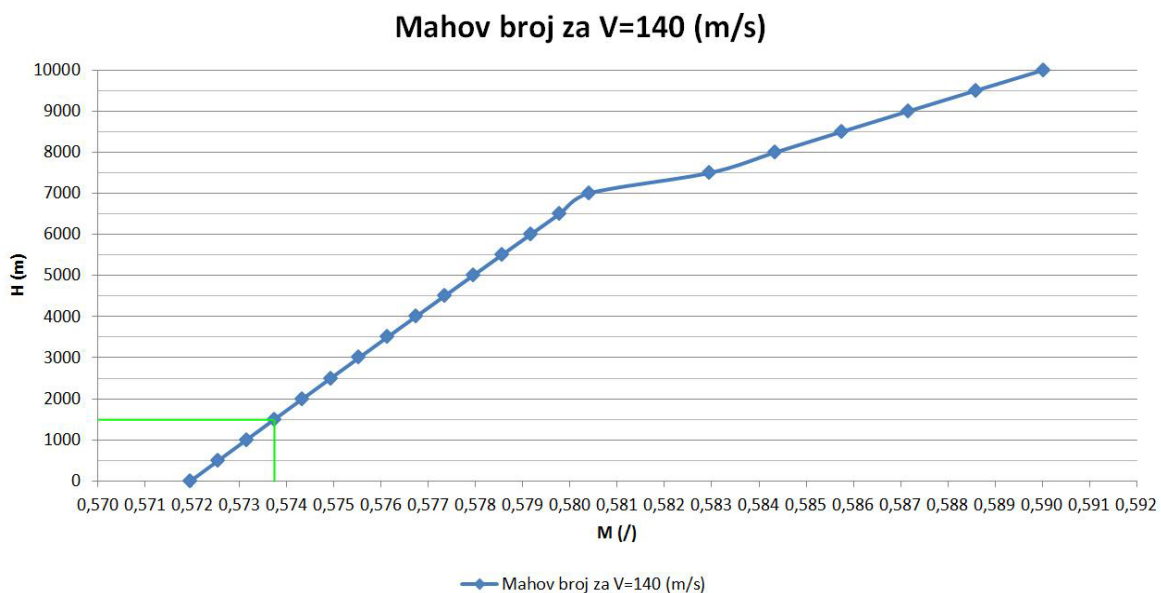
Slika 89 - Grafički prikaz promene Mahovog broja sa visinom, poređenje MSA/ALPEMA



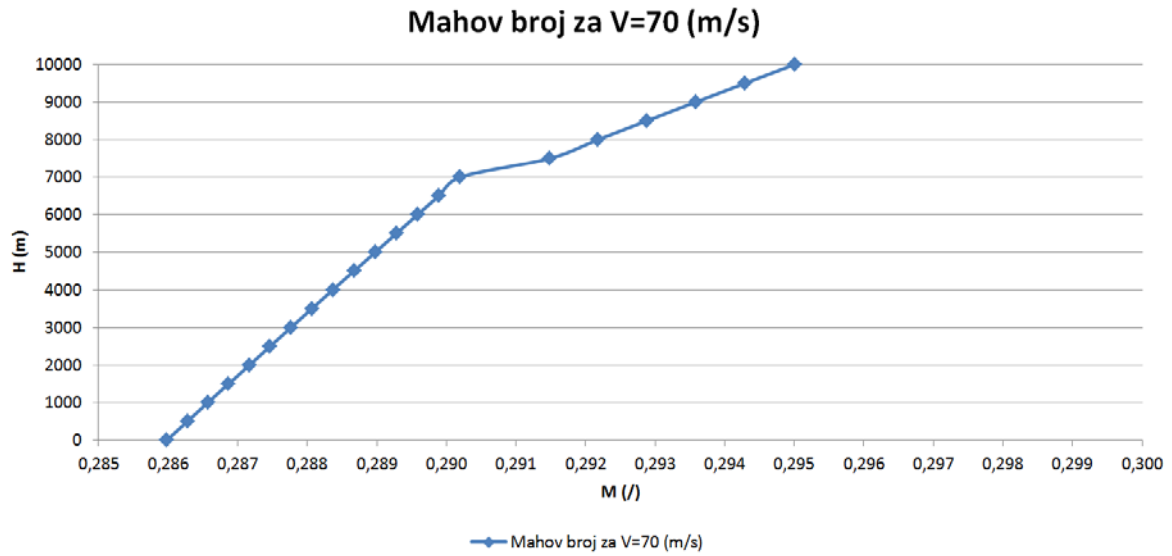
Slika 90 - Grafički prikaz promene Mahovog broja sa visinom, poređenje JAXA/ALPEMA



Slika 91 - Grafički prikaz promene Mahovog broja sa visinom, poređenje Fudžita (Tohoku)/ALPEMA



Slika 92 - Grafički prikaz promene Mahovog broja sa visinom, poređenje ARES/ALPEMA



Slika 93 - Grafički prikaz promene Mahovog broja sa visinom, ALPEMA, $V = 70$ [m/s]

Promene Mahovog broja, u potpunosti se povinuju očekivanim trendovima, na isti način na koji se to dešava i u atmosferi Zemlje, uz opasku, da je u atmosferi Marsa, za očekivati isključivo i strogo subsonične vrednosti ove veličine ([39], [40], [41])

3. AERODINAMIČKE KARAKTERISTIKE LETELICA U ATMOSFERI MARSA

3.1. Uvodne pretpostavke

Poređićemo letelicu ALPEMA sa četiri ugledne letelice, tj. 4 različite konfiguracije:

- 1) Konceptualna letelica Mars Sample Aircraft (MSA);
- 2) Konceptualna letelica Mars Airplane (JAXA);
- 3) Konceptualna letelica Mars Airplane (Fudžita, Univerzitet Tohoku);
- 4) Konceptualna letelica ARES Mars Scout Mission (NASA)

Tabela 11 - Osnovni podaci letelice ALPEMA

	ALPEMA
masa letelice [kg]	6,0
površina krila [m ²]	1,15
razmah krila [m]	2,424
vitkost krila [/]	5,11
maksimalna finesa krila [/]	13,36
koef. uzgona za max finesu [/]	0,535
koef. otpora pri nultom uzgonu [/]	0,02
maksimalni koef. uzgona [/]	1,00
dužina trupa [m]	1,2
prečnik trupa [m]	0,06
aeroprofil krila	NACA4415
pogonska grupa	AXI 4130/16 GOLD
raspoloživa snaga (maksimum) [W]	150/180

U bitne podatke vezane za letelicu ALPEMA, ulazi i podatak o pogonskoj grupi, odnosno motoru koji pogoni letelicu - AXI 4130/16 GOLD. Napomenimo odmah i to da su električne pogonske grupe, u raznim varijacijama napajanja, gotovo standardni pristup kod koncepata i projekata manjih letelica, namenjenih letu u atmosferi Marsa ([42], [43], [44], [45]). Naravno, ostaju otvorene za razmatranje i druge metode, koje se susreću u stručnoj literaturi ([46], [47], [48], [49], [50], [51])

Konceptualna letelica Mars Sample Aircraft (MSA), odgovara idealnom uglednom primeru letelice sa kojom se ALPEMA može efikasno porediti. Podaci o letelici dati su u literaturi [52] i donekle [53], [54], [55].

U polazne pretpostavke vezane za ovu letelicu, ulazi visina leta od 1000 metara iznad površine Marsa (dostupni podaci o koeficijentu uzgona pri krstarenju, indiciraju visinu leta ispod, a najviše do 1000 metara visine iznad tla Marsa), kao i brzina krstarenja $V_{cr.} = 68 [m/s]$. Konceptualna letelica se na najlakši način može uputiti na misiju, osmatranje i snimanje površine planete, ispuštanjem i rasklapanjem iz aeroljuske („aeroshell”), nakon što je kompletna kapsula sa spakovanom letelicom, u atmosferu ispuštena iz sonde ili satelita, smeštenog u niskoj orbiti Marsa.

Letelica MSA ima masu od 4,24 kilograma i korisni dolet od 257 kilometara, koji postiže za 63 minuta.

Bitni parametri motora su dati preko nominalnih vrednosti maksimuma potrebne i raspoložive snage u letu, $P_{req} = 89 [W]$ i $P_{av} = 128 [W]$, što je izuzetno važno za poređenje sa karakteristikama letelice ALPEMA sa motorom AXI 4130/16 GOLD.

Konceptualna letelica Mars Airplane, Japanske agencije za istraživanje svemira (Japan Aerospace Exploration Agency - JAXA), takođe je odličan primer letelice sa kojom se ALPEMA može porediti. Podaci o letelici su dati u radu [56], uz pomoćne reference u literaturi [57], [58] i [59] i donekle [60].

Letelica Mars Airplane (JAXA), namenjena je dominantno letu na visini od 1 500 metara, nakon rasklapanja iz aeroljuske („aeroshell”), odnosno, nakon spuštanja sa veće visine u aeroljusci, do željene visine od 1 500 metara. Taj koncept je primenljiv

u potpunosti i na letelicu ALPEMA. To znači da ona može da se koristi kako za misije koje polaze sa površine planete, tako i za misije koje polaze iz orbite planete, ispuštanjem letelice sklopljene u aeroljusci. Napomenimo i to da je ALPEMA namenjena letu kroz celu skalirajuću visinu u atmosferi Marsa, odnosno u opsegu pozitivnih visina od 0 metara, pa do 10 000 metara, sve do dubina Helas Planitije (-7 152 metra). Samim time je u startu, ona širokog domena upotrebe i velike aerodinamičke versatilnosti.

Letelica agencije JAXA je koncipirana tako da ima masu od 3,5 kilograma i da ima korisni dolet od 300 kilometra, postignut za najviše 100 minuta leta.

Konceptualna letelica Kodžija Fudžite (Univerzitet Tohoku), literatura [61], uz dodatne reference u literaturi [56], [62], [57], [58] i [55] je po mnogo čemu slična konceptu koji je korišćen za letelicu agencije JAXA. Ponovo je u pitanju letelica koja je osmišljena tako da se iz orbite, u aeroljusci spusti na potrebnu visinu u atmosferi Marsa, tu rasklopi i uputi na misiju. Misija je u ovom slučaju posmatranje, tj. skeniranje magnetnog polja planete i snimanje površine Marsa.

Fudžitina letelica je koncipirana tako da ima težinu od 7,8 kilograma i da ima korisni dolet od 54 kilometra, postignut za najviše 12 minuta leta.

Konceptualna letelica ARES je po mnogo čemu posebnija, odnosno drugačija od letelica agencije JAXA i Kodžija Fudžite, kao i letelice ALPEMA. Sličnost koncepata je mahom u tome što je ponovo u pitanju letelica koja je osmišljena tako da se iz orbite, u aeroljusci spusti na potrebnu visinu u atmosferi Marsa, tu rasklopi i uputi na misiju. ([63], uz pomoćne reference u literaturi [64], [65] i [66]) Misija je u ovom slučaju obavljanje preciznih i izuzetno vrednih naučnih merenja u oblastima hemije atmosfere, površinske geologije i mineralogije, kao i pribavljanje podataka o magnetizmu planetarne kore.

Ipak, ova letelica ima i značajne posebnosti, kojima je neophodno posvetiti pažnju. Pre svega, ARES je koncipiran tako da bude značajno veća, masivnija letelica od prethodno opisanih. projektovanje se zasnivalo na nizu prethodnih modela i tek u drugoj iteraciji konačnog modela (ARES-2), ostvarene su željene osobine. Ukupna

masa je čak 175 kilograma (sa kompletnom opremom), što je za nekoliko redova veličine više od ostalih posmatranih modela. Takođe, od tih 175 kilograma, čak 48 otpada na gorivo bipropelant, iako jedinstvena pogonska grupa letelice nije nikada do kraja definisana, osim opšte napomene koju ćemo koristiti, da bi u pitanju bio raketni pogon, određenih karakteristika. Još 26 kilograma otpada na opremu. Napomenimo i to da je letelica ARES spremna za konkretnu misiju, tj. da je došlo do kompletne izrade modela, ali je 2013. umesto ARES-a, na misiju poslata letelica programa Mars Atmosphere and Volatile Evolution Mission (MAVEN).

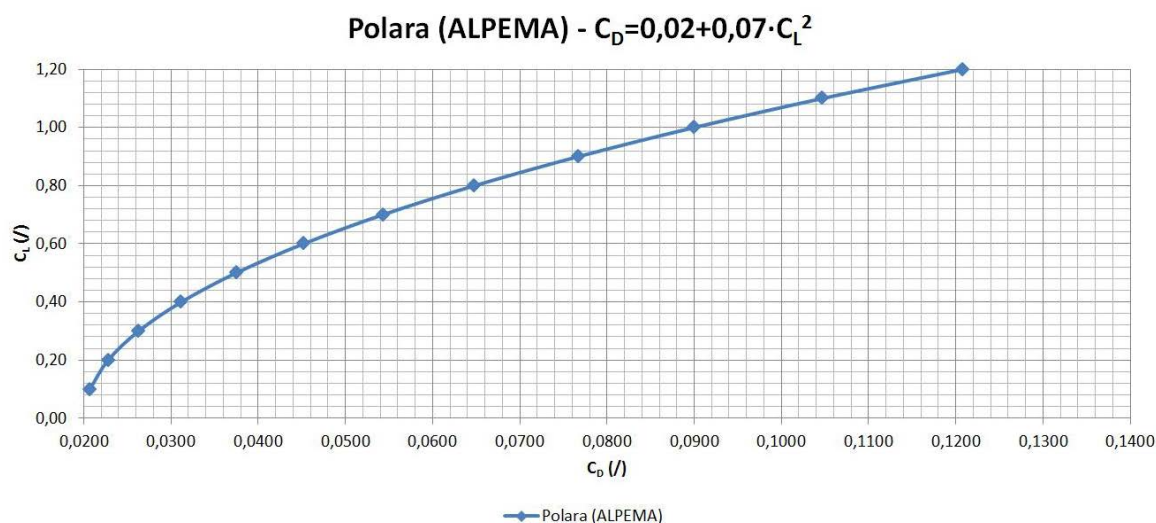
Dalje, treba reći da je koncept ARES letelice koji ćemo mi ovde porediti, onaj sa korisnim doletom od 500 kilometara (maksimalno opterećena letelica), koji se postiže za planiranih 60 minuta.

3.2. Polara, geometrija i izvedene veličine

Polara letelice ALPEMA, iskazuje se kao:

$$C_D = 0,02 + 0,07 \cdot C_L^2$$

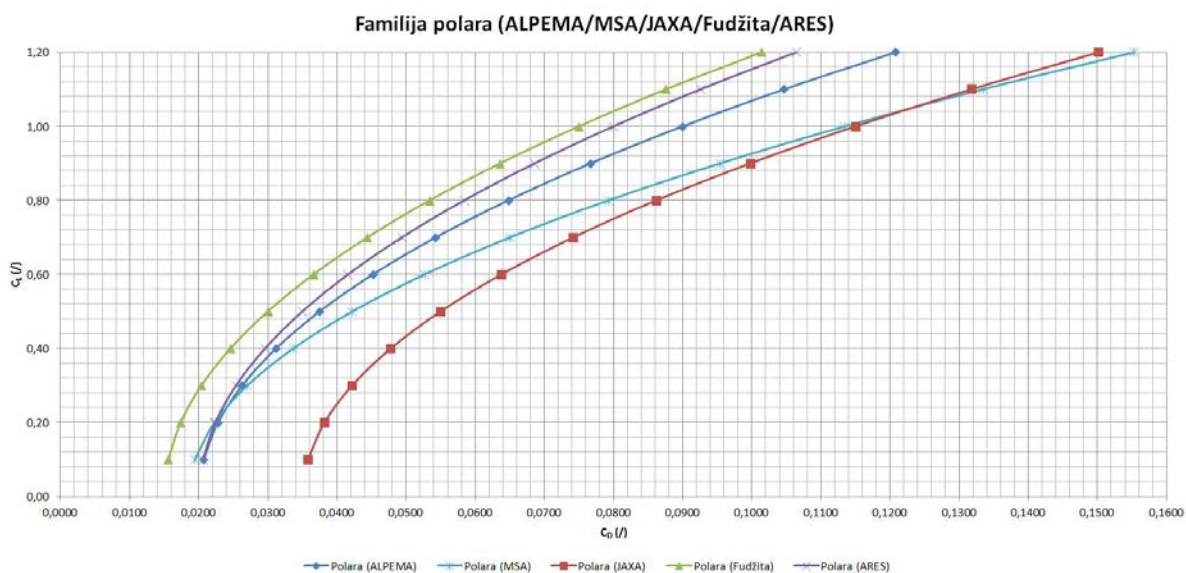
Ona u najvećoj meri odgovara praktičnim opsezima vrednosti C_{D0} i k , koji se uočavaju kod sličnih letelica, sličnih konceptualnih rešenja, geometrija i misija. Optimizovana je tako da zadovoljava kriterijume efikasnih polara lakih, bespilotnih letelica ([67], [68]).



Slika 94 - Polara letelice ALPEMA

Tabela 12 - Pregled polara posmatranih letelica (* - prvo približenje)

LETELICA	POLARA	C_{D0} [/]	k [/]
ALPEMA	$C_D = 0,02 + 0,07 \cdot C_L^2$	0,02	0,07
MSA	$C_D = 0,0185 + 0,095 \cdot C_L^2$	0,0185	0,095
JAXA	$C_D = 0,035 + 0,08 \cdot C_L^2$	0,035	0,08
Fudžita/Tohoku*	$C_D = 0,015 + 0,06 \cdot C_L^2$	0,015	0,06
ARES*	$C_D = 0,02 + 0,06 \cdot C_L^2$	0,02	0,06



Slika 95 - Pregled polara ALPEMA, MSA, JAXA, Fudžita/Tohoku, ARES

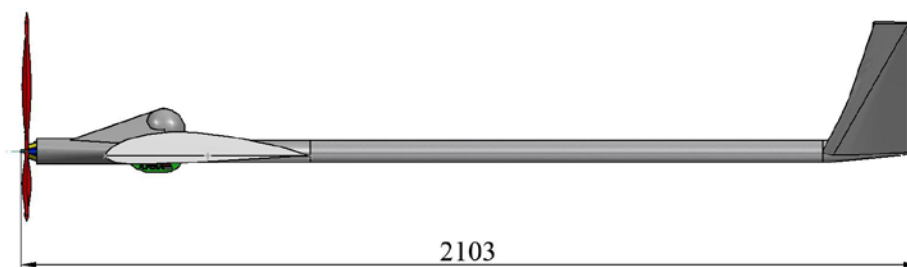
Polara letelice ALPEMA, odlična je osnova za pogodne aerodinamičke karakteristike letelice koje proističu iz nje ili su u vezi sa njom.

ALPEMA ima pojednostavljenu, minimalizovanu geometriju, koja zadovoljava uslove leta u atmosferi Marsa i obavljanja elementarnih misija. Letelica ima pravougaono krilo, u čijem preseku je aeroprofil NACA4415.

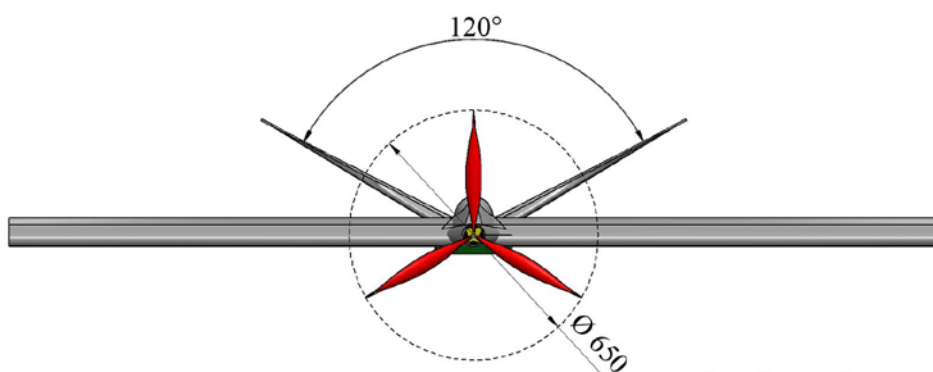
Tabela 13 - Osnovna geometrija letelice ALPEMA

veličina	oznaka	ALPEMA
Razmah krila [m]	b_w	2,42
Tetiva (srednja) krila [m]	c_w	0,48
Vitkost krila [/]	AR	5,11
Površina krila [m ²]	S	1,15

POGLED S LEVA

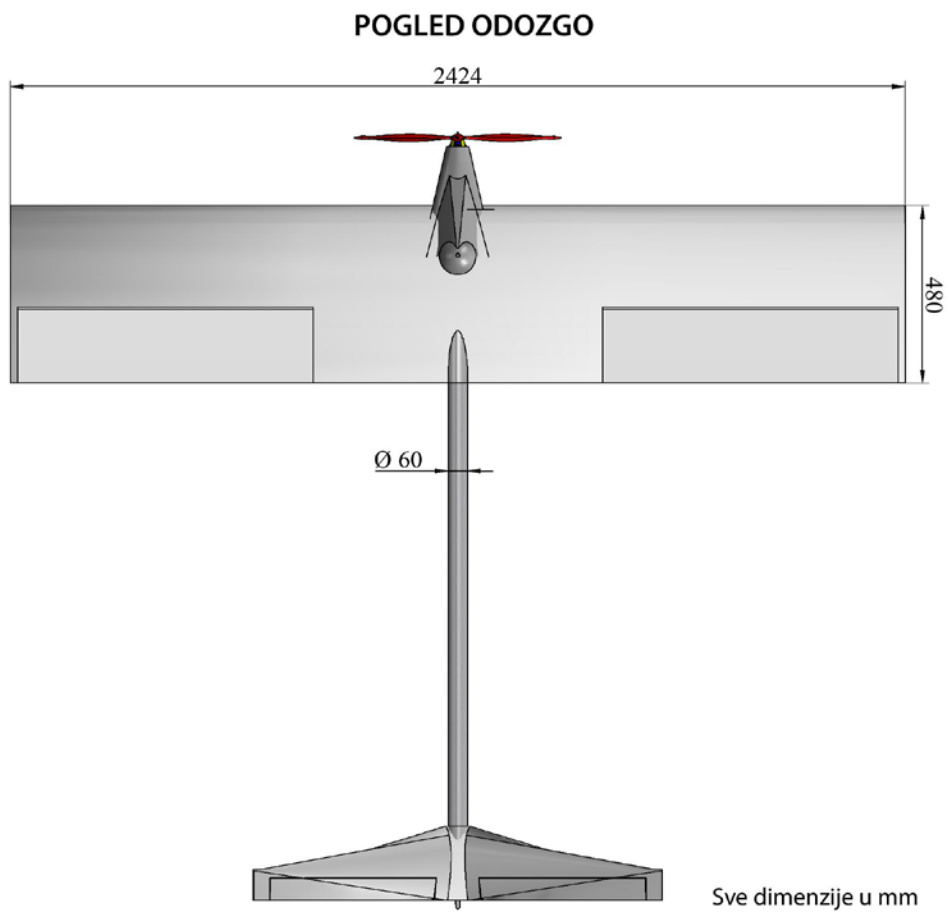


POGLED SPREDA

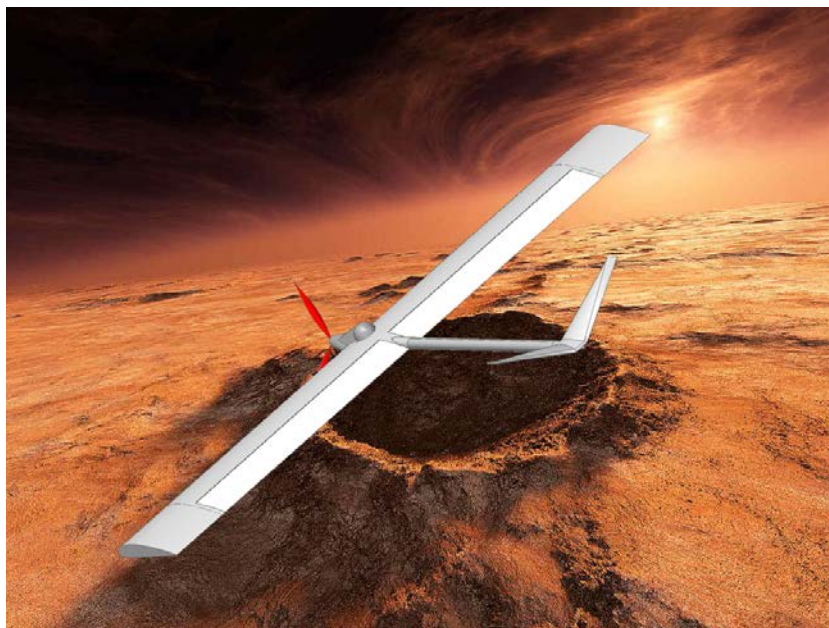


Sve dimenzije u mm

Slika 96 - Osnovna geometrija letelice ALPEMA



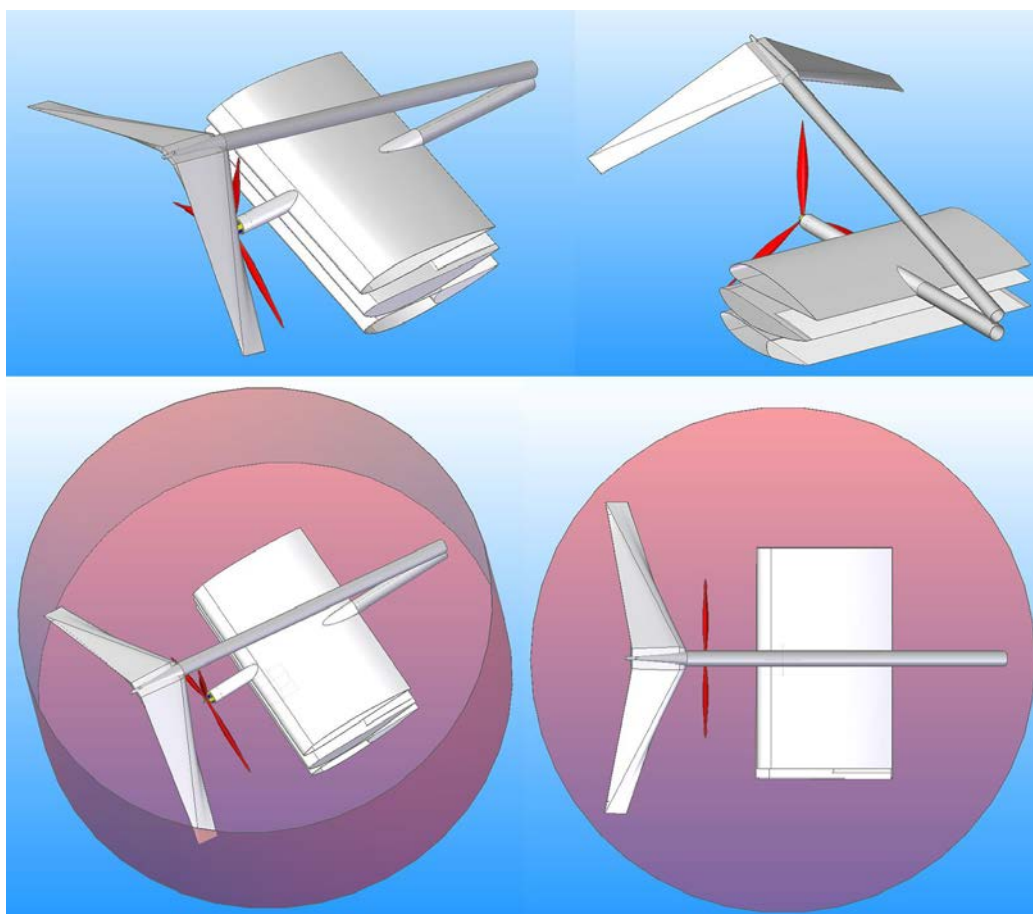
Slika 97 - Osnovna geometrija letelice ALPEMA



Slika 98 - Renderovani i stilizovani prikaz letelice ALPEMA nad površinom Marsa

Uprkos tome što je veća površina krila prednost, odlučili smo se za osnovnu geometriju koja daje dobru, povoljnu vrednost vitkosti ([69], [70]). Za potrebe izrade letelice namenjeni su savremeni materijali, gde su na raspolaganju varijante koje idu od polimernih, preko aluminijuma velike izdržljivosti, pa do karbonskih, izvedenih materijala i njihove zaštite ([71], [72], [73]). Upravlјivost predstavlja izazov koji u određenoj meri podseća na izazove koji se susreću kod bespilotnih letelica na Zemlji ([74]).

Takođe, ističe se i u literaturi i dosadašnjoj praksi bespilotnih letelica često susretana mogućnost smeštanja i rasklapanja čitave letelice iz aeroljuske.



Slika 99 - Prikaz načina sklapanja letelice ALPEMA u aeroljusku



Slika 100 - Prikaz preseka krila letelice ALPEMA sa vidljivim aeroprofilom

Ni za jednu od ostalih posmatranih letelica nije dat jedinstven podatak o aeroprofilu (određene eksperimentalne indikacije postoje u delu literature), a geometrije krila su u najvećoj meri poznate kroz referentnu literaturu.

Tabela 14 - Poređenje geometrija posmatranih letelica

LETELICA	$S [m^2]$	$b [m]$	$c [m]$	$\lambda = AR [/]$
ALPEMA	<i>1,150</i>	<i>2,424</i>	<i>0,48</i>	<i>5,11</i>
MSA	1,150	2,424	0,48	5,11
JAXA	1,200	2,592	0,46	5,60
Fudžita	1,728	3,600	0,48	7,50
ARES	7,000	6,250	1,25	5,58

Jedan od zahteva koji utiču na prednost letelica je i što manja vitkost krila. Poređenjem sve četiri letelice, ALPEMA ima jasnu prednost, odnosno vrednost povoljniju za nekih 9 do 47 procenata (od posmatrane letelice do letelice).

Analizom finese, (L/D) ili F , uz poznate vrednosti koeficijenta otpora pri nultom uzgonu, C_{D0} i koeficijenta k iz jednačine polare, imamo za maksimalnu finesu, $(L/D)_{max}$ ili F_{max} :

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 13,36 [/]$$

Viša vrednost finese se smatra povoljnošću ([75]), a od značaja je dati i koeficijent uzgona pri maksimalnoj finesi, $C_{L(L/D)max}$, odnosno:

$$C_{L(L/D)max} = 0,535$$

Koeficijent uzgona za ovakvu finesu kod letelice ALPEMA je povoljan.

Sila otpora, D , ostaje takođe u povoljnim okvirima:

$$C_D = 0,0460 [/]; D = 1,68 [N].$$

Treba napomenuti to da masa letelice ima bitan uticaj na gornju vrednost, a da je masa letelice ALPEMA data kao optimalna.

Dodajmo i to da je koeficijent otpora C_D , jednak zbiru koeficijenta otpora pri nultom uzognu C_{D0} i koeficijenta indukovanog otpora, C_{Di} . Takođe, optimizacija, odnosno umanjenje otpora, predstavlja jedan od projektnih imperativa ([76], [77], [78], [79]).

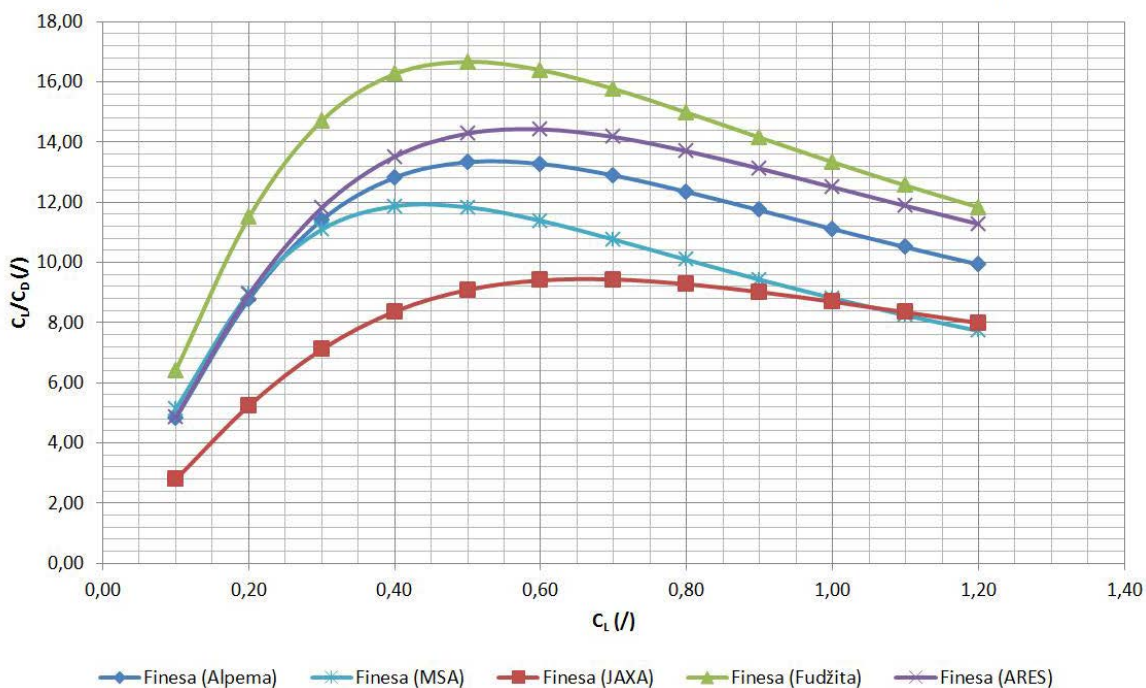
Ukupno poređenje maksimalnih finesa, $(L/D)_{max}$ ili F_{max} i koeficijenata uzgona koji odgovaraju tim maksimalnim finesama, $C_{L(L/D)max}$ ili C_{Fmax} , dajemo tabelarno.

Tabela 15 - Poređenje finesa posmatranih letelica

LETELICA	$(L/D)_{max} = F_{max} [/]$	$C_{L Fmax} [/]$
ALPEMA	13,36	0,535
MSA	11,90	0,441
JAXA	9,38	0,661
Fudžita/Tohoku	16,90	0,507
ARES	14,43	0,577

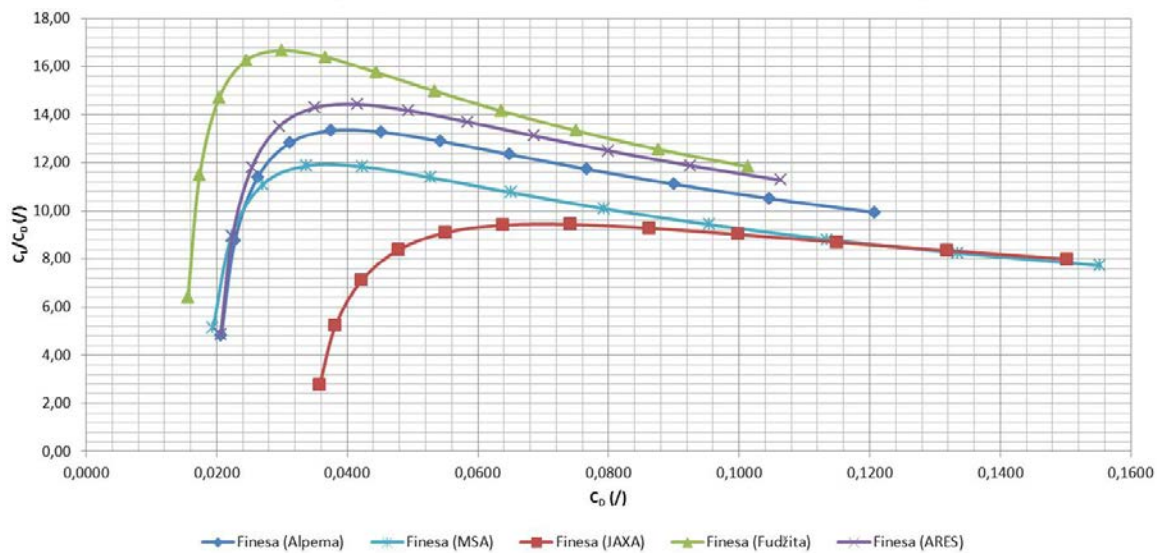
Kako je jedan od univerzalnih projektnih ciljeva postizanje što veće finese, pa samim tim i maksimalne finese, jasno je da ALPEMA ima prednost nad letelicom MSA, onom agencija JAXA, a da donekle zaostaje za letelicama Kodžija Fudžite i ARES, po apsolutnim brojkama, ali da je s obzirom na površinu krila, i te kako konkurentna.

Poređenje finesa (MSA/JAXA/Fudžita/ARES/ALPEMA), C_L

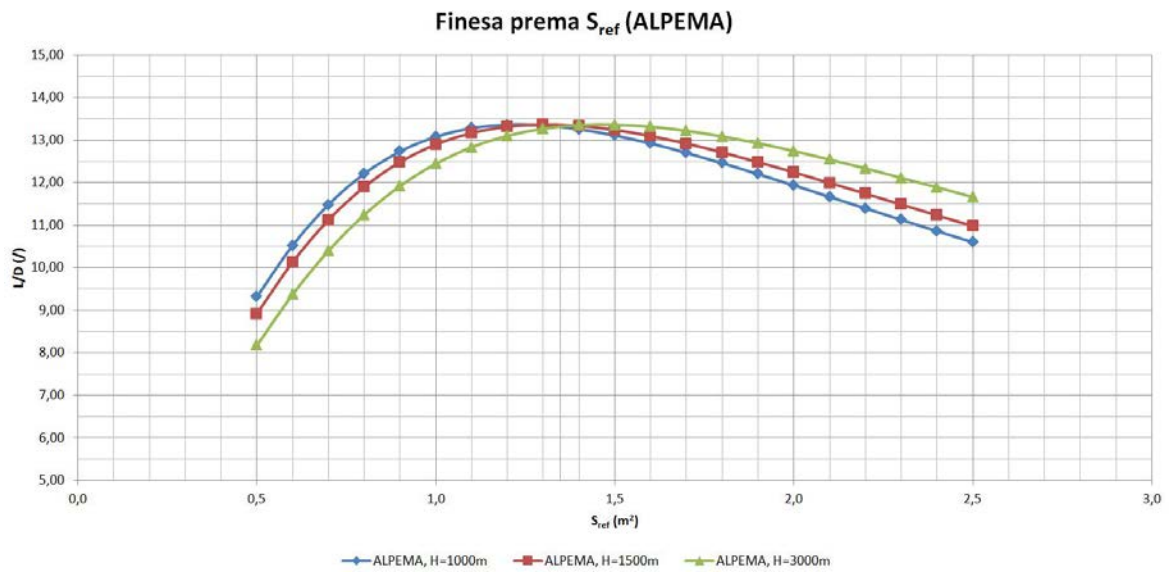


Slika 101 - Odnos finese i koef. uzgona za poređene letelice

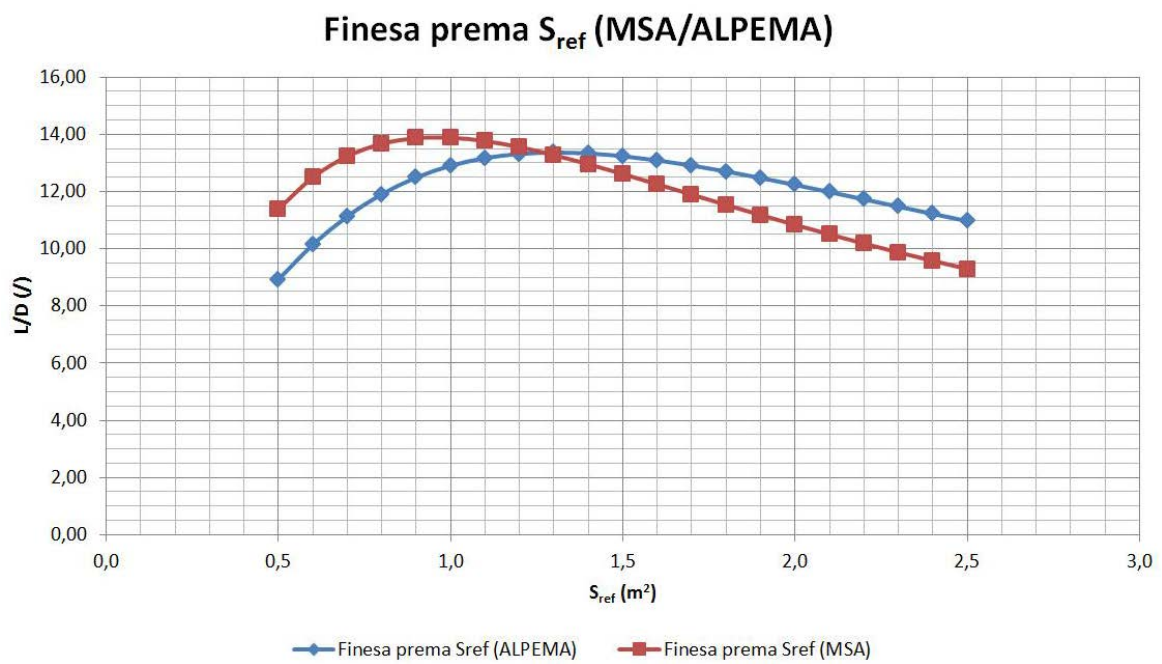
Poređenje finesa (MSA/JAXA/Fudžita/ARES/ALPEMA), C_D



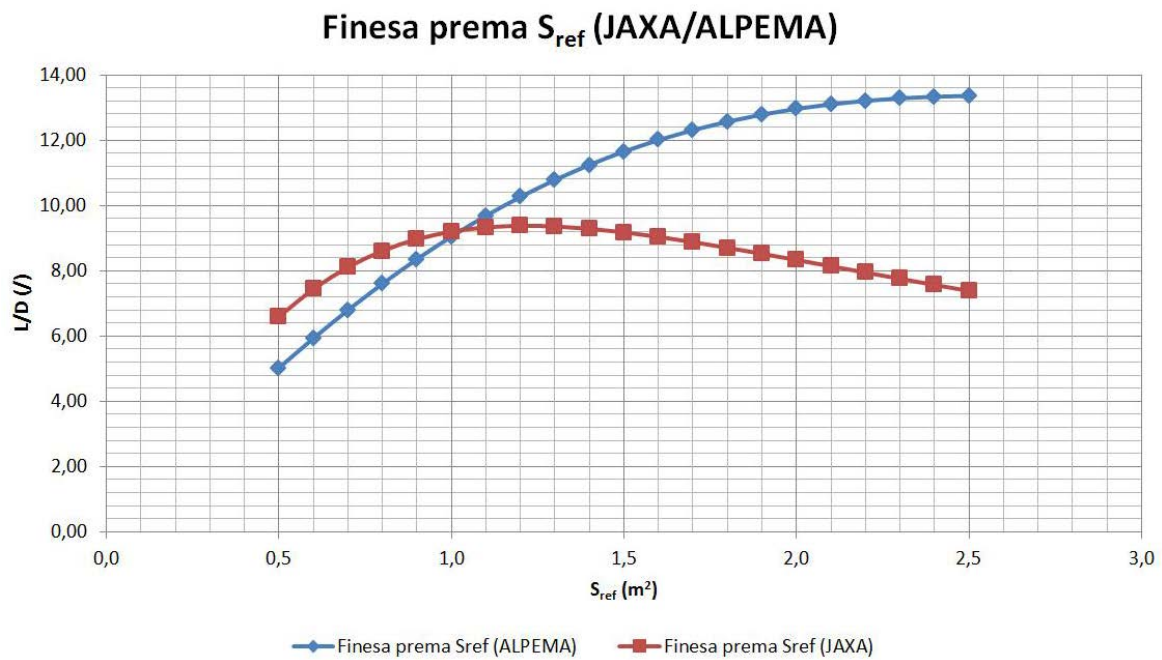
Slika 102 - Odnos finese i koef. otpora za poređene letelice



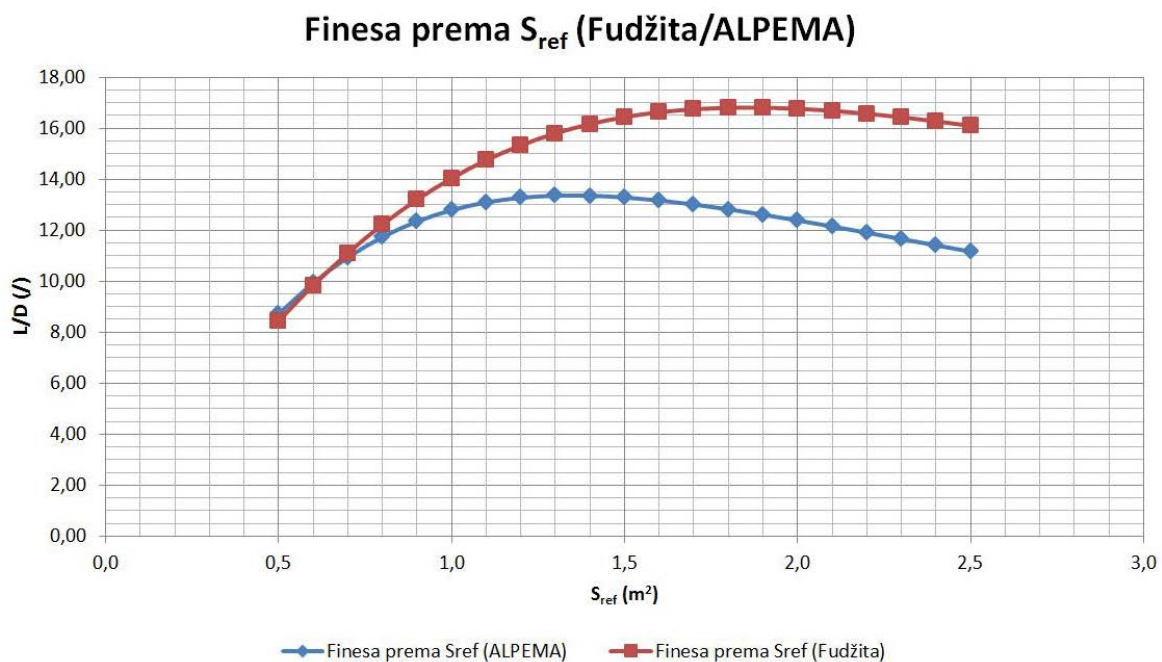
Slika 103 - Odnos finese i S_{ref} za letelicu ALPEMA



Slika 104 - Odnos finese i S_{ref} za letelice MSA i ALPEMA

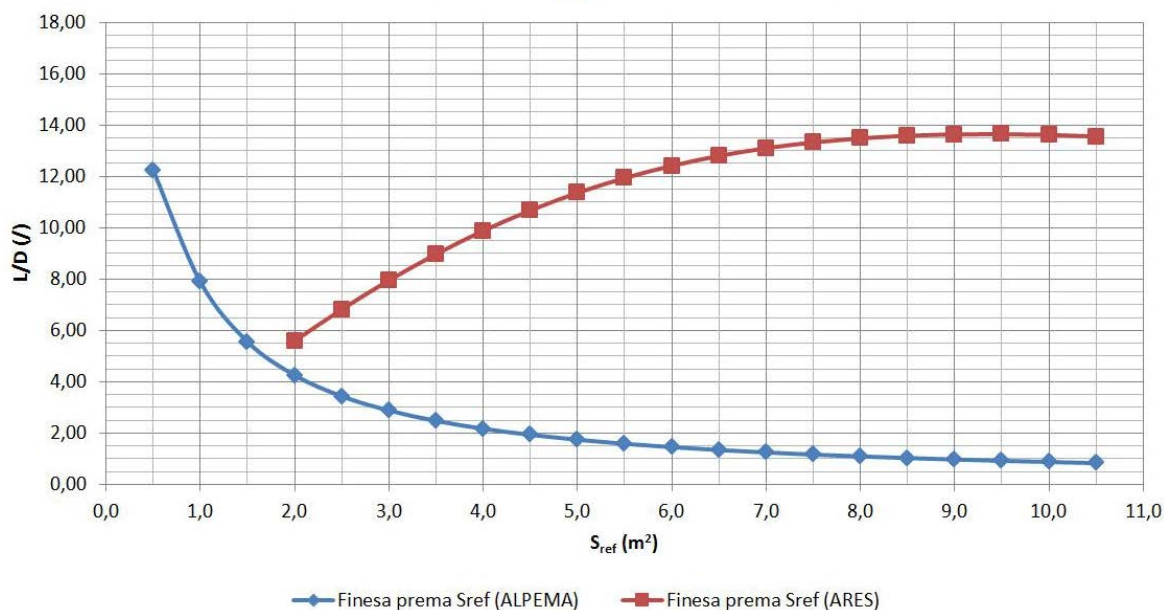


Slika 105 - Odnos finese i S_{ref} za letelice JAXA i ALPEMA



Slika 106 - Odnos finese i S_{ref} za letelice Fudžita/Tohoku i ALPEMA

Finesa prema S_{ref} (ARES/ALPEMA)



Slika 107 - Odnos finese i S_{ref} za letelice ARES i ALPEMA

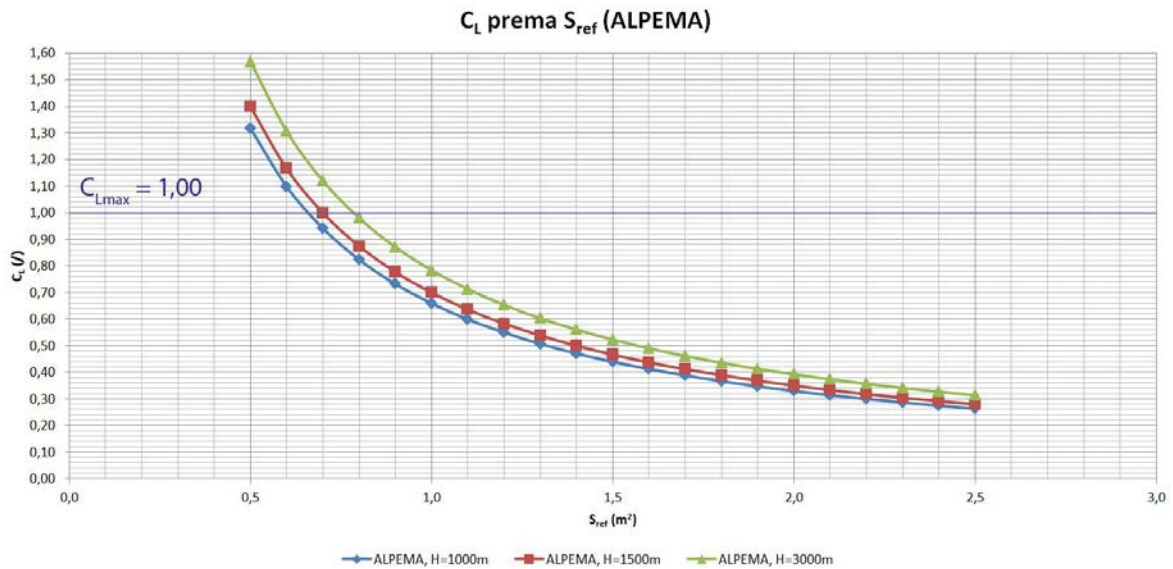
Vrednosti koeficijenta uzgona pri krstarenju se često izvode iz podataka do kojih se dolazi indirektno, onda kada nisu dati direktno. Naime, čest je slučaj da su inicijalno dati Mahov broj i brzina krstarenja, odakle je moguće doći do brzine zvuka, a samim tim i visine leta i neophodnih parametara atmosfere na toj visini (pre svega, gustine atmosfere). Za poznatu površinu krila, S , sledi potom jednostavno određena vrednost koeficijenta uzgona pri krstarenju, $C_{L cr}$.

Tabela 16 - Koeficijenti uzgona pri krstarenju za letelicu ALPEMA

LETELICA	S [m²]	V_{cr} [m/s]	H [m]	$C_{L cr}$ [/]
ALPEMA	1,150	70	1000	0,57
ALPEMA	<i>1,150</i>	<i>68</i>	<i>1000</i>	<i>0,61</i>
ALPEMA	<i>1,150</i>	<i>50</i>	<i>1500</i>	<i>1,19</i>
ALPEMA	<i>1,150</i>	<i>73</i>	<i>3000</i>	<i>0,63</i>
ALPEMA	<i>1,150</i>	<i>140</i>	<i>1500</i>	<i>0,15</i>

Pitanje uzgona je jedno od kritičnih projektnih pitanja u siromašnoj atmosferi Marsa ([80], [81], [82], [83], [84]).

Trend promene koeficijenta uzgona (odnosno, bolje reći koeficijenta uzgona za dati režim leta, tj. krstarenje, $C_{L\ cr.}$) je takav da za održavanje sile uzgona, L , uočavamo očekivani pad koeficijenta uzgona, C_L sa teoretskim povećanjem površine krila.



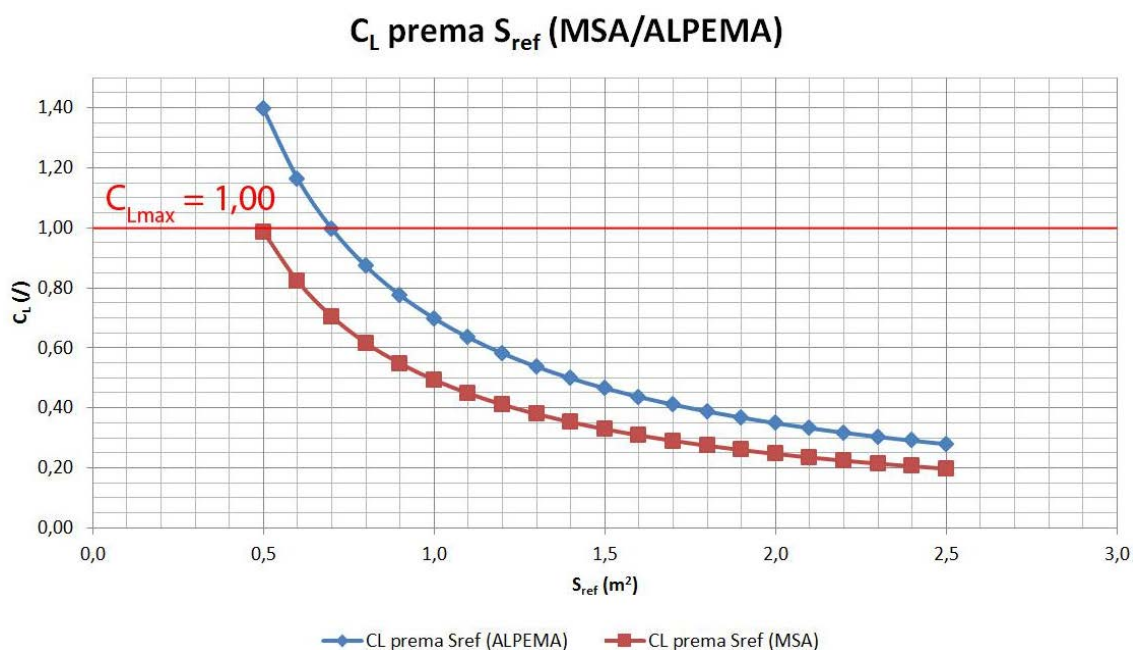
Slika 108 - Odnos C_L i S_{ref} za letelicu ALPEMA

Tabela 17 - Poređenje koeficijenata uzgona pri krstarenju za posmatrane letelice

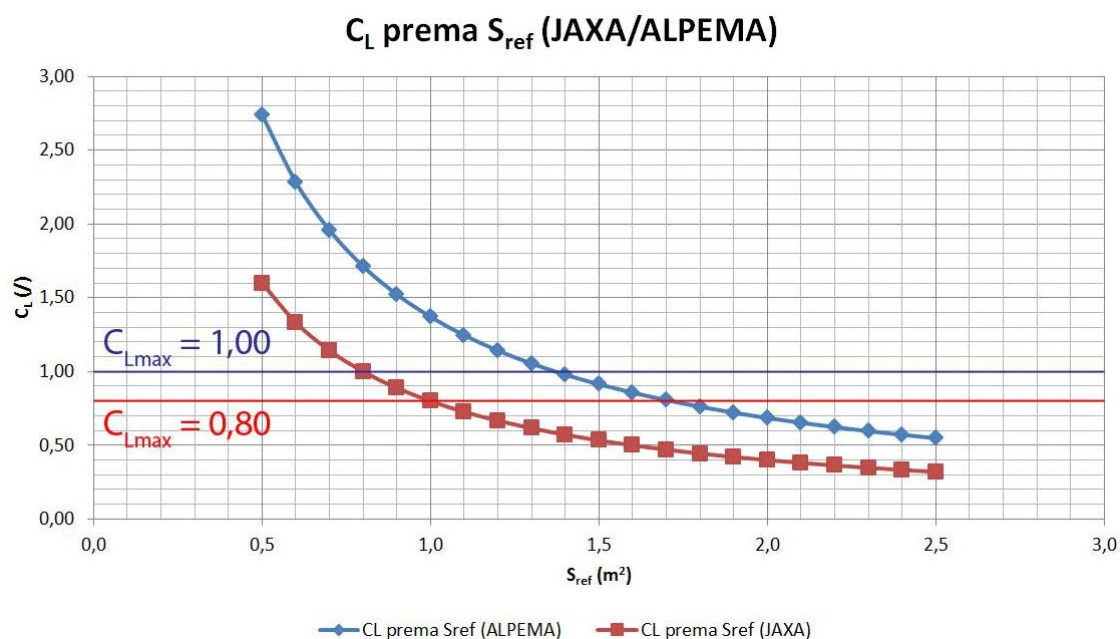
LETELICA	S [m^2]	V_{cr} [m/s]	H [m]	$C_{L\ cr.}$ [/]
ALPEMA*	1,150	68	1000	0,61
ALPEMA*	1,150	50	1500	1,19
ALPEMA*	1,150	73	3000	0,63
ALPEMA*	1,150	140	1500	0,15
ALPEMA	1,150	70	1000	0,57
MSA	1,150	68	1000	0,42
JAXA	1,200	50	1500	0,67
Fudžita	1,728	73	3000	0,54
ARES	7,000	140	1500	0,73

* Samo za potrebe poređenja sa ostalim posmatranim letelicama

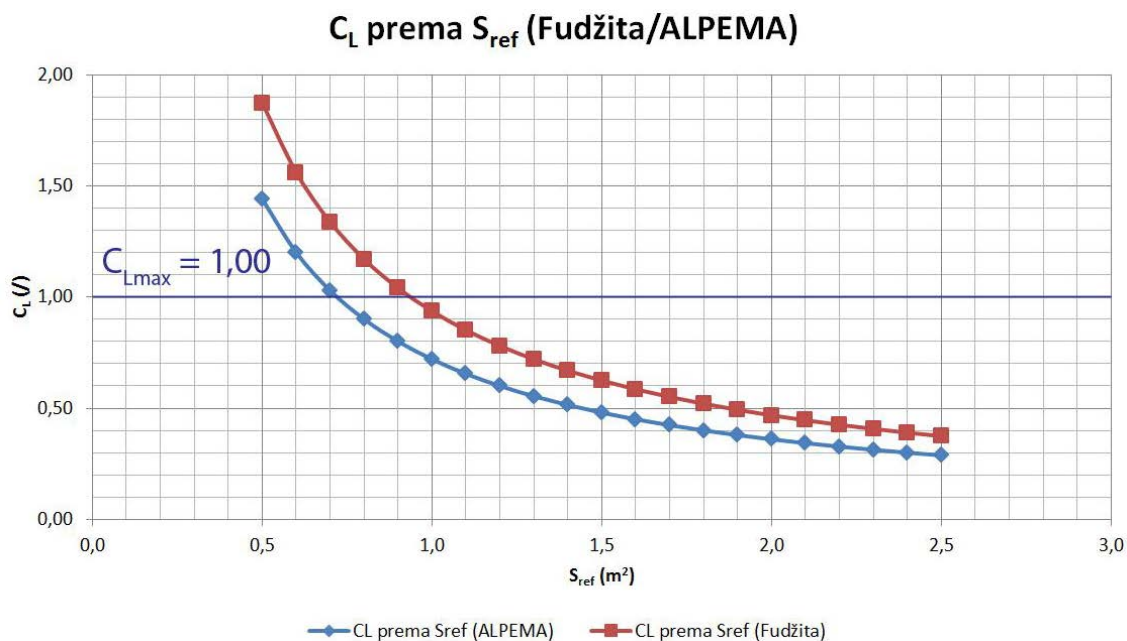
U slučaju leta letelice ALPEMA na visini od 1500 m, brzinom od 50 [m/s], uočava se da koeficijent uzgona pri krstarenju, $C_{L\ cr}$, premašuje vrednost nominalno zadatog maksimalnog koeficijenta uzgona, $C_{L\ max}$. To ukazuje na potrebu da se ili uveća brzina krstarenja u tom slučaju (već sa 55 [m/s], $C_{L\ max}$ pada ispod 1,00), da se geometrijom krila koriguje ova vrednost ili da se $C_{L\ max}$ konstruktivno postavi na 1,20.



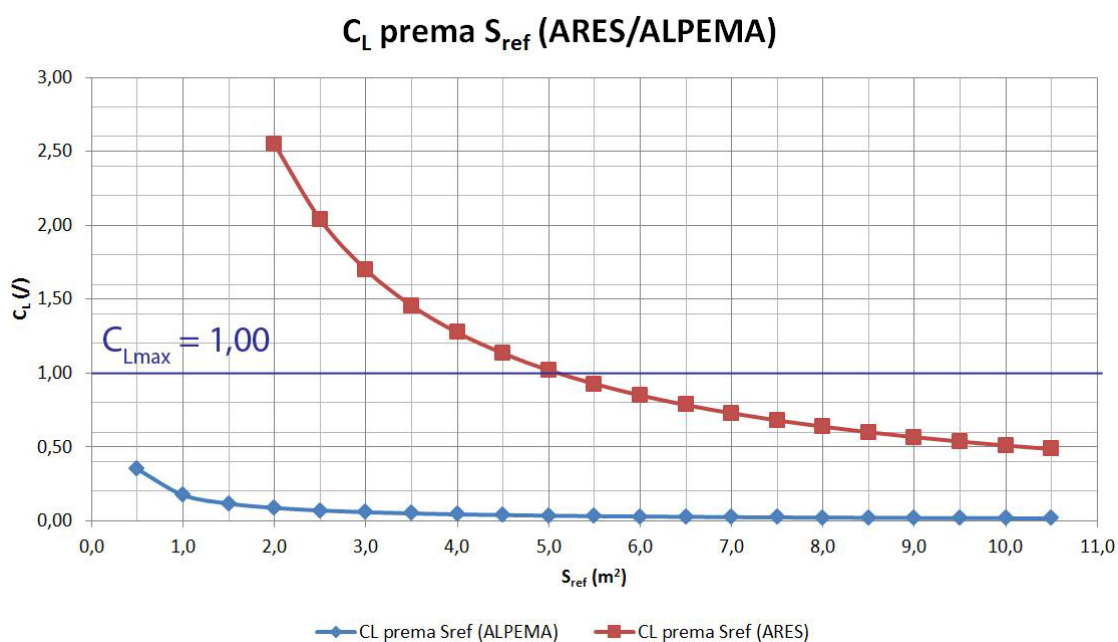
Slika 109 - Odnos C_L i S_{ref} za letelice MSA i ALPEMA



Slika 110 - Odnos C_L i S_{ref} za letelice JAXA i ALPEMA



Slika 111 - Odnos C_L i S_{ref} za letelice Fudžita/Tohoku i ALPEMA



Slika 112 - Odnos C_L i S_{ref} za letelice ARES i ALPEMA

Predstavljeni dijagrami ukazuju na prirodni trend smanjivanja koeficijenta uzgona sa porastom površine krila, pod uslovom da se ostali parametri krila, pre svega vitkost, ne menjaju. U praksi, to znači da povećanje površine krila, mora da sa sobom povlači i povećanje razmaha krila, što bi pri održavanoj vitkosti, značilo ugrožavanje stabilnosti letelice strogo ograničene mase i gabarita.

Brzinu penjanja, V_p , odnosno češće *RoC* (iz naziva na engleskom, „Rate of Climb”), tamo gde nije zadata ili gde nije jasno ograničena, lako je izračunati, tako što se u obzir uzima rezerva snage (razlika između raspoložive i potrebne snage) i težina same letelice ([85], [86], [87], [88]).

Moćni motor daje značajnu prednost letelici ALPEMA. Za potrebe analize možemo pretpostaviti da letelica ALPEMA koristi snagu motora u opsegu od 250 do 300 [W], ali teoretski i jednu ekstremniju vrednost od 500 [W]. Vrednost od 250 [W] je praktična, racionalna vrednost, koju srećemo i kod sličnih letelica. Vrednosti od 300 i 500 [W] su vrednosti koje bi motor takođe mogao da ostvari, prema svojim specifikacijama. Brzine krstarenja ćemo usvojiti u vrednostima koje su korišćene kod sličnih letelica koje posmatramo, a koeficijent korisnosti elise kao 0,6 (prilagođeno atmosferskim uslovima na Marsu). U slučaju snage motora od 500 [W], uzimamo i uprosečenu brzinu od 70 [m/s]. Posmatramo maksimalnu vrednost *RoC*, dobijenu za maksimalnu vrednost P_{av} , vrednosti koja inače varira po opsegu posmatranih brzina.

U projektu rađenom za letelicu agencije JAXA, zahtev je bio taj da se obezbedi brzina penjanja, *RoC*, ne manja od 4 [m/s] na zadatoj visini od 1 500 metara iznad površine Marsa. Sličan zahtev nije zadat za ostale poređene letelice, osim što je kod letelice ARES, brzina penjanja fiksirana na 3,0 [m/s]. U nedostatku adekvatnih podataka o motoru, ovu vrednost ćemo smatrati za konstantu za ovu letelicu. Raspoložive snage će biti posmatrane kao maksimalne vrednosti, a za letelicu ALPEMA, posmatraju se vrednosti dobijene za dve karakteristične veličine P_{av} , 150 [W] i 180 [W].

Takođe, u projektu agencije JAXA, kao jedan od kriterijuma postoji i aerodinamički uslov da brzina penjanja ne padne ispod 1,5 [m/s], ni u jednom trenutku tokom penjanja, što je u slučaju njihove letelice postavilo gornju granicu leta negde na 15 000 metara visine. Takav zahtev ne postoji eksplicitno kod drugih poređenih letelica, ali spada u racionalne projektne kriterijume.

U slučaju letelice ALPEMA, brzina penjanja se održava u relativno niskom opsegu, a za snagu motora od 500 [W] i sledstvenu maksimalnu raspoloživu snagu od 300 [W], dobijamo realistične, konkurentne vrednosti brzine penjanja.

Tabela 18 - Poređenje brzina penjanja kod posmatranih letelica

LETELICA	<i>H</i> [m]	<i>V</i> [m/s]	<i>RoC_{max}</i> [m/s]	<i>P_{av}</i> [W]
<i>ALPEMA*</i>	1000	68	1,61/2,96	150/180
<i>ALPEMA*</i>	1500	50	1,92/3,27	150/180
<i>ALPEMA*</i>	3000	73	1,26/2,61	150/180
<i>ALPEMA*</i>	1500	140	-13,18/-11,83	150/180
<i>ALPEMA</i>	1000	70	1,98/3,33	150/180
<i>ALPEMA</i>	1000	70	8,22	300
<i>MSA</i>	1000	68	2,5	128
<i>JAXA</i>	1500	50	10,9	210
<i>Fudžita /Toh.</i>	3000	73	3,4	225
<i>ARES</i>	1500	140	3,0*	/

* Samo za potrebe poređenja sa ostalim posmatranim letelicama

Letelica agencije JAXA je pogonjena motorom SII-2215-1127KV (V2), proizvodom kompanije Scorpion Power System LTD, koji je manji i sa manje snage od motora AXI 4130/16 GOLD. Za letelicu Kodžija Fudžite (Univerzitet Tohoku) nemamo podatak o konkretnom motoru, kao i za letelicu MSA, dok je kod letelice ARES u pitanju potpuno druga vrsta motora, odnosno raketni pogon. Napomenimo i to da je tokom evolucije pogonskog sistema kod letelice ARES, razmatrana mogućnost električnog pogona, motora-sistema sa hibridnim mlaznim pogonom i konačno usvojene ideje o raketnom pogonu.

Vrednosti brzine penjanja koje su male, manje od 3,0 [m/s], mogu se smatrati relativno nepovoljnim. Ipak, znajući da je atmosfera Marsa izuzetno složena, kriterijumi povoljnosti koji važe za Zemlju, moraju se posmatrati umanjeni i sa značajnom rezervom.

Takođe, vrednosti dobijene za let na visini od 1500 metara, brzinom od 140 [m/s] i sa ponuđenom snagom motora i raspoloživom snagom, ukazuju jasno da letelica nije u stanju da ostvari penjanje. Kako je u tom slučaju u pitanju svakako poređenje sa

letelicom ARES i njenim snažnim raketnim motorom, ove vrednosti ne treba da zabrinjavaju, već su samo odraz prirodne osetljivosti naše lake letelice, na promene režima leta.

Tabela 19 - Posebne vrednosti brzine penjanja kod letelice ALPEMA

ALPEMA				
H [m]	V	P_{mot} [W]	P_{av} [W]	RoC
1000	68	500	300	8,34
1500	50	500	300	8,65
3000	73	500	300	8,00

U vezi sa brzinom penjanja je svakako i ugao penjanja. On je u uslovnoj vezi sa nagibom putanje prema horizontalnoj ravni. Naime, nagib putanje je svaki onaj ugao koji putanja leta zauzima prema horizontali, odnosno horizontalnoj ravni. Ugao penjanja je specifičniji i predstavlja nagib putanje samo za vreme penjanja. Proračunski, on je još specifičniji, premda matematički, način njegovog određivanja može ponovo da se svede na specijalni slučaj nagiba putanje. Ugao penjanja je, iz posebnog pravouglog trougla, odnos između pređenog puta u horizontalnoj ravni i priraštaja visine, ostvarenog za to vreme.

Energetski posmatrano, ugao penjanja odgovara razlici raspoloživog i potrebnog potiska, pri određenoj brzini, podeljenoj sa težinom letelice. Ovaj način određivanja ugla penjanja je grafički pogodan, odnosno svodi se na očitavanje sa odgovarajućeg grafika potisaka i brzina. Zbog jasne veze između potiska i snage, vidi se da je ugao penjanja veličina koja direktno zavisi i od raspoložive i potrebne snage letelice.

Variranje snage je bitna tema, koja u budućim istraživanjima može značajno olakšati let u atmosferi Marsa.

Brzina za najduže planiranje, tj. bezmotorni let, V_{Fmax} , zavisi od mase letelice, m , njenog optimalnog uzgona, tj. uzgona za maksimalnu finesu, $C_{L(L/D)max}$, površine krila, S , kao i određenih karakteristika same sredine, poput gravitacionog ubrzanja, g_M i gustine atmosfere, ρ .

Masa letelice ALPEMA utiče značajno na vrednost V_{Fmax} , a već njena mala variranja, mogu značajno doprineti izvesnom finom podešavanju vrednosti brzine za najduže planiranje, tj. bezmotorni let ([89], [90]).

Tabela 20 - Poređenje brzina za najduže planiranje (bezmotorni let) kod letelica

LETELICA	$H [m]$	$C_{LFmax} [/]$	$V_{Fmax} [m/s]$
ALPEMA	1000	0,535	51,2
ALPEMA*	1500	0,535	52,8
ALPEMA*	3000	0,535	55,9
MSA	1000	0,441	47,4
JAXA	1500	0,661	35,6
Fudžita/Toh.	3000	0,507	53,4
ARES	1500	0,577	111,2

* Samo za potrebe poređenja sa ostalim posmatranim letelicama

Odavde se vidi da letelica ALPEMA dostiže u proseku oko 48% veću brzinu za najduže planiranje (što odgovara brzini pri maksimalnoj finesi), u odnosu na letelicu Mars Airplane (JAXA), gotovo istu brzinu za najduže planiranje u odnosu na Fudžitinu letelicu i očekivanih preko 110% manju brzinu za najduže planiranje od letelice ARES. Ipak, težina letelice ARES uslovljava sa druge strane to da će ova letelica moći da planira daleko kraće vreme od letelice ALPEMA. U odnosu na geometrijski najbližnju, letelicu MSA, razlika između brzina za najduže planiranje je tek oko 8%.

Brzina gubitka uzgona ili brzina „stolinga”, zavisna je od težine letelice, $W = m \cdot g$, površine krila, S i maksimalnog koeficijenta uzgona, C_{Lmax} , kao i od gustine atmosfere, kao karakteristike sredine. Uvodimo i jednu bitnu pretpostavku - C_{Lmax} za letelicu ALPEMA ćemo usvojiti kao $C_{Lmax} = 1,0$.

Vrednosti koje se dobijaju, svakako su, sasvim očekivano, bitno drugačije od onih koje bi se dobile u atmosferi Zemlje, a sa druge strane, na bitan način determinišu upotrebljivost i napokon, stabilnost same letelice ([91], [92], [93], [94]).

Tabela 21 - Poređenje brzina gubitka uzgona kod posmatranih letelica

LETELICA	H [m]	C_{Lmax} [/]	V_{stall} [m/s]
<i>ALPEMA</i>	1000	1,00	53,0
<i>ALPEMA*</i>	1500	1,00	54,6
<i>ALPEMA*</i>	3000	1,00	57,8
<i>MSA</i>	1000	1,00	44,5
<i>JAXA</i>	1500	0,80	45,6
<i>Fudžita/Toh.</i>	3000	1,00	53,7
<i>ARES</i>	1500	1,00	116,0**

* Samo za potrebe poređenja sa visinama leta ostalih posmatranih letelica

** Proračunska vrednost je 119,5 [m/s], ali literatura uzima vrednost 116,0 [m/s]

Veća vrednost brzine gubitka uzgona kod letelice ARES je u najvećoj meri posledica geometrije i mase ove letelice, značajno pre nego samog maksimalnog koeficijenta uzgona. U svakom slučaju, jasno je da letelica ARES plaća cenu svoje glomaznosti.

Tabela 22 - Poređenje brzina gubitka uzgona kod posmatranih letelica (težina letelice ALPEMA je uzeta kao jedinica mere)

Letelica	W [N]	Udeo težine (W/W_{ALPEMA}) [/]
<i>ALPEMA</i>	22,266	1,00
<i>MSA</i>	15,735	0,71
<i>JAXA</i>	12,989	0,58
<i>Fudžita/Tohoku</i>	28,946	1,30
<i>ARES</i>	649,425	29,17

Brzina propadanja, označena kao w , merena u metrima u sekundi, zavisna je od geometrijskih karakteristika letelice, njenih aerodinamičkih karakteristika i težine, kao i od uslova sredine, tj. gustine atmosfere, ρ , za zadatu visinu H .

Za poznat način proračuna, u kome kao varijabile figuriraju koeficijent otpora pri nultom uzgonu, C_{D0} , koeficijent polare, k , koeficijent uzgona pri propadanju, C_{Lw} , dinamički pritisak pri propadanju, q_w , ukupna brzina letelice pri propadanju, V_w , kao i otpor pri propadanju, D_w , lako je izračunati potrebne vrednosti.

Tabela 23 - Poređenje brzina propadanja kod posmatranih letelica

LETELICA	H [m]	C_{D0} [/]	k [/]	C_{Lw} [/]	q_w [Pa]	V_w [m/s]	D_w [N]	w [m/s]
ALPEMA	1000	0,02	0,07	0,93	20,91	55,053	1,92	4,757
ALPEMA*	1500	0,02	0,07	0,93	20,91	56,722	1,92	4,901
ALPEMA*	3000	0,02	0,07	0,93	20,91	60,047	1,92	5,189
MSA	1000	0,0185	0,095	0,76	17,90	50,935	1,52	4,931
JAXA	1500	0,035	0,08	1,15	9,45	38,125	1,59	4,659
Fudžita	3000	0,015	0,06	0,87	19,34	57,749	2,01	4,001
ARES	1500	0,02	0,06	1,00	92,78	119,470	51,95	9,558

* Samo za potrebe poređenja sa visinama leta ostalih posmatranih letelica

Dobijene vrednosti, napomenimo to, odgovaraju u potpunosti očekivanim, prosečnim rezultatima ([95]). Razlika u slučaju letelica MSA, JAXA i Fudžitine letelice je relativno mala da bi se bilo kojoj od tri letelice dala odlučujuća prednost, koja bi se mogla i morala uzeti kao značajna komparativna prednost. U slučaju letelice ARES, njena masivnost značajno doprinosi njenoj većoj brzini propadanja, a letelica ALPEMA ima povoljniju vrednost w .

Motor AXI 4130/16 GOLD, odabran za letelicu ALPEMA, obezbeđuje joj značajnu prednost u odnosu na letelice sličnih dimenzija i namene, koja se oslikava najpre u značajnoj, impozantnoj rezervi snage, prema specifikacijama, a za let u atmosferi Zemlje. Može se reći da ključna prednost letelice ALPEMA leži upravo u sposobnosti korišćenja te rezerve snage, dok su pitanja iskorišćenja raspoložive snage, svakako među ključnim temama svake analize bespilotnih letelica, a naročito onih namenjenih letu u atmosferi, poput one na Marsu ([96], [97])

3.3. Izbor elise

Shodno osobinama izabranog motora, može se usvojiti sledeće:

$$n = 4500 \text{ rpm} = 4500 \text{ o/min} = 75 \text{ o/s (broj obrtaja motora)}$$

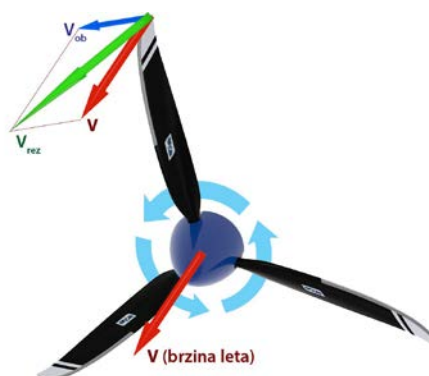
$$D = 0,65 \text{ m (prečnik odgovarajuće trokrake elise)}$$

Iz podatka za broj obrtaja, n , dobijamo ugaonu brzinu elise:

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot n = 471,239 \text{ rad/s}$$

Proračun i analizu zasnivamo na podacima za trokrake elise male snage (EMS), na način predstavljen u knjizi „Osnovi aerodinamičkih konstrukcija - Elise”, M. Nenadović. Kriterijumi izbora, odnosno projektovanja su bili takvi da nam je neophodna bila elisa promenljivog koraka, sposobna da u razređenoj atmosferi Marsa i uz relativno snažan motor, obezbedi efikasan, bezbedan i postojan let letelice, odnosno maksimum sile potiska u raznim uslovima leta. Prema podacima o koeficijentu rada trokrakih elisa i za izabrani prečnik iste, proračun je pokazao da ova elisa, iz raspoložive serije, zadovoljava naše potrebe.

Brzina krstarenja, odnosno brzina leta letelice, nije stalna i posmatraće se u opsegu koji zadovoljava uslov da kraj kraka elise ostane u okvirima podzvučnog strujanja, odnosno do granice Mahovog broja od 0,9.



Slika 113 - Dijagram brzina na kraku uobičajene elise

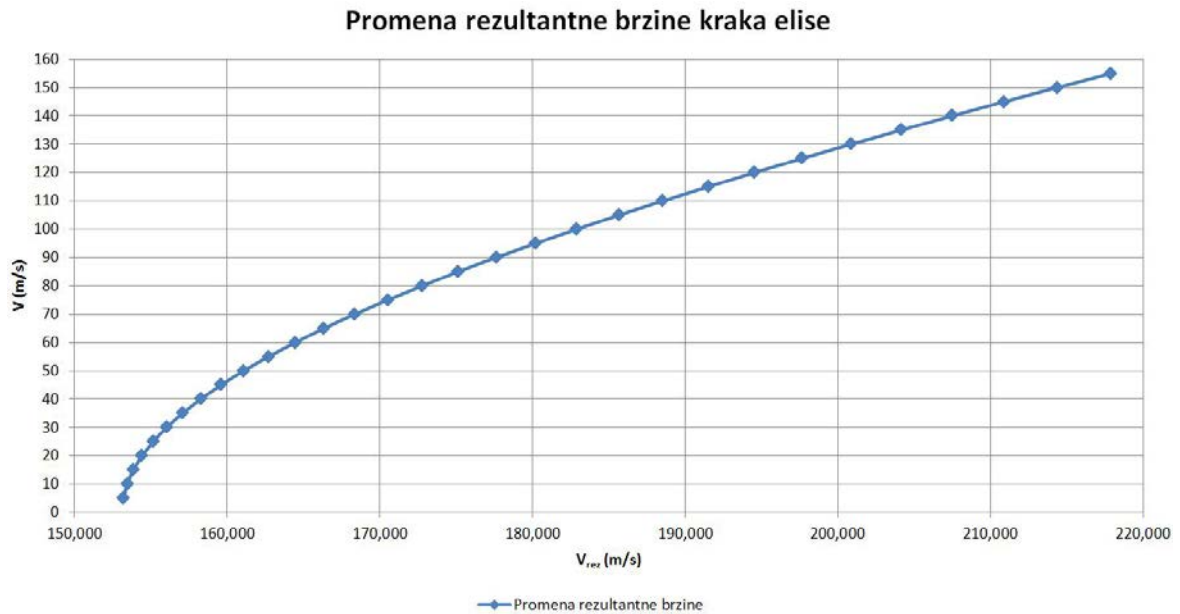
Obimna brzina na kraju kraka elise, označena kao V_{ob} , biće:

$$V_{ob} = \omega \cdot r = \omega \cdot D/2 = 153,153 \text{ m/s}$$

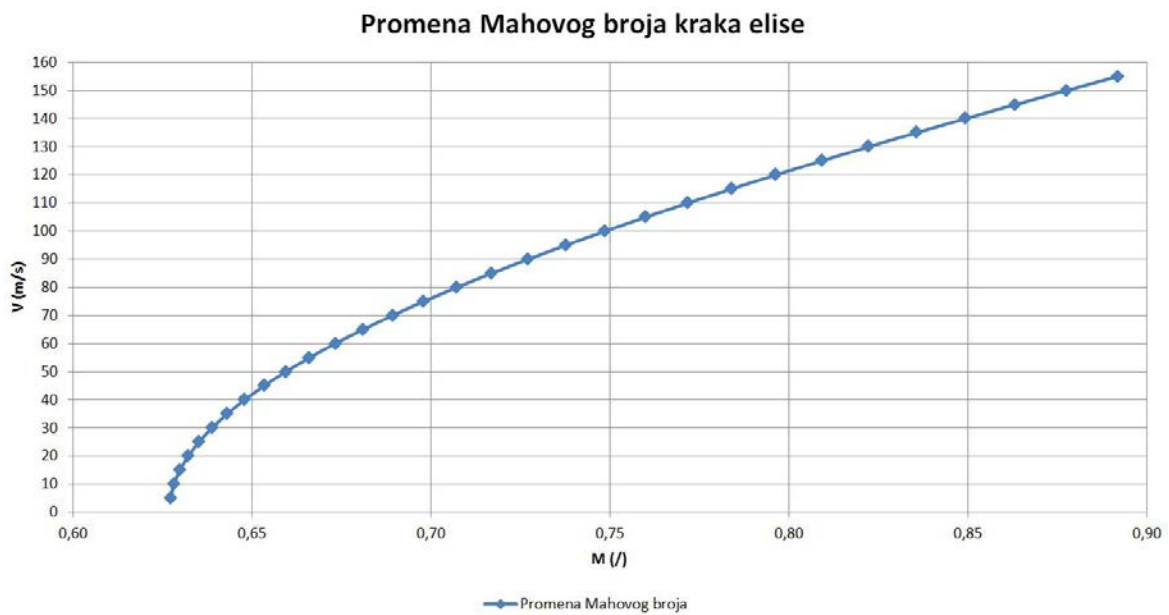
Rezultujuću brzinu na kraju kraka elise, računamo prema Pitagorinoj teoremi, kao:

$$V_{rez} = \sqrt{V^2 + V_{ob}^2}$$

Usvajamo uslove leta u atmosferi Marsa na visini od 1000 metara iznad referentne površine planete, gde je $a_{s,M} = 244,3 \text{ m/s}$, a $\rho = 0,0138 \text{ kg/m}^3$



Slika 114 - Promena rezultantne brzine kraka elise

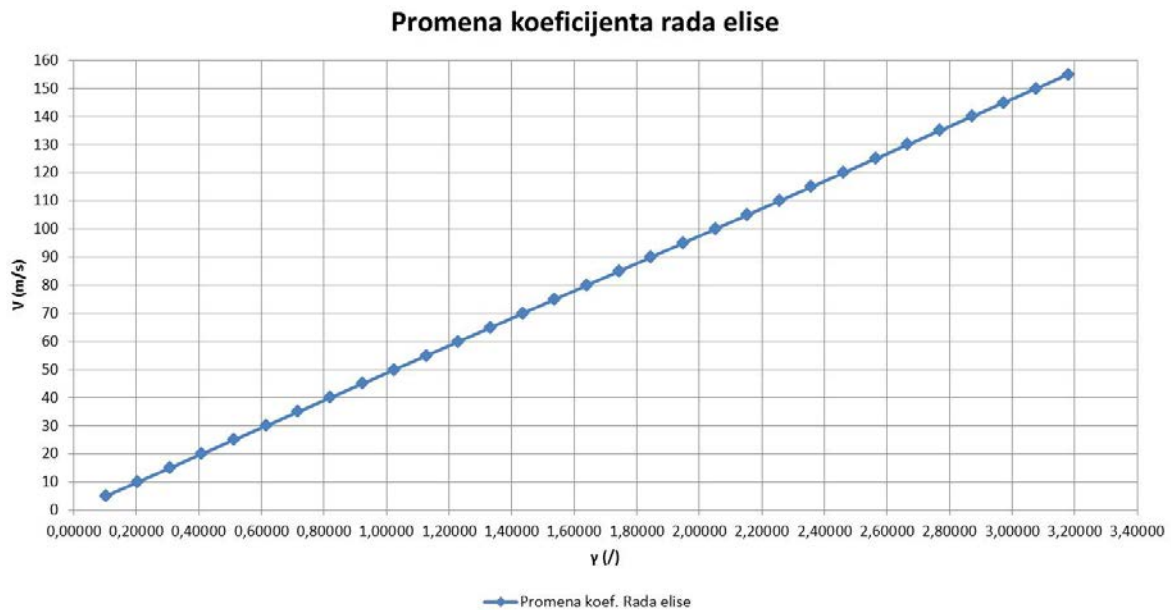


Slika 115 - Promena Mahovog broja na kraju kraka elise

Vrednost brzine krstarenja $V = 155 \text{ m/s}$, poslednja je vrednost za koju se Mahov broj na kraju kraka elise dobija u vrednosti manjoj od 0,9, za ovako uzete raspone brzina.

Za ove opsege brzine krstarenja, moguće je izračunati koeficijent rada elise:

$$\gamma = V/n \cdot D$$



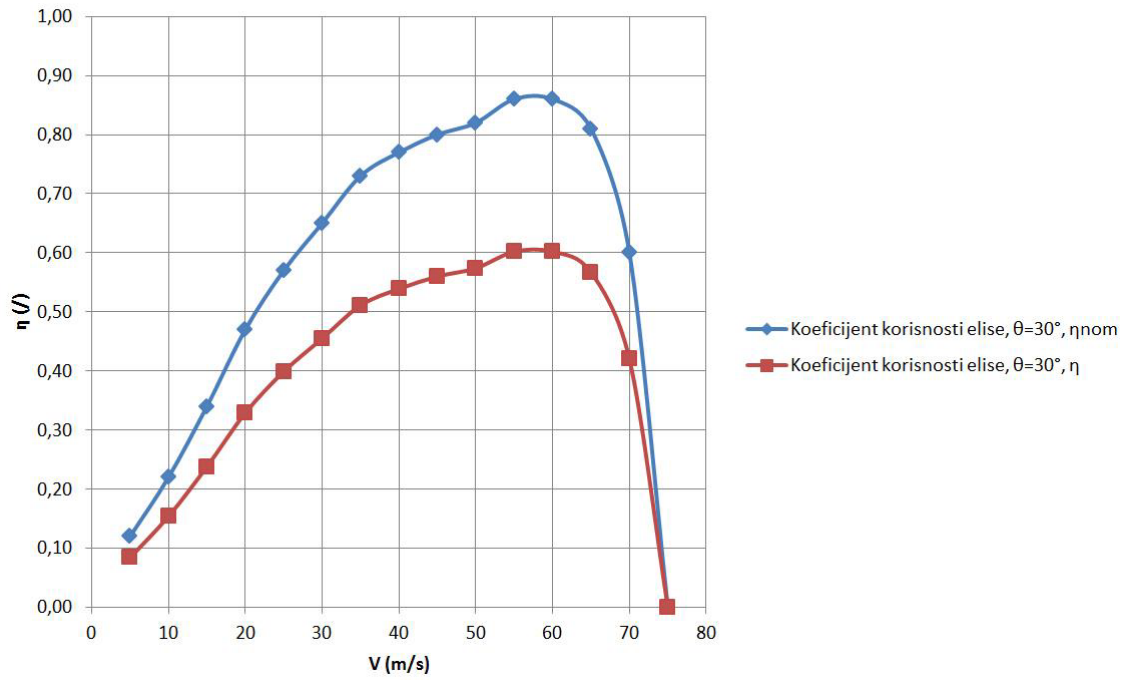
Slika 116 - Promena koeficijenta rada elise

Za slučajeve tri konstruktivna nagibna ugla elise, θ , koji će uzimati vrednosti 30, 35 i 40 stepeni, moguće je sa odgovarajućih dijagrama očitati vrednosti koeficijenta korisnosti elise, η .

Te vrednosti η bi važile u atmosferi Zemlje, pa ih umanjujemo za 30%, da bi odgovarale bolje uslovima atmosfere Marsa. Takođe, izvesna greška u očitavanju se mora korigovati.

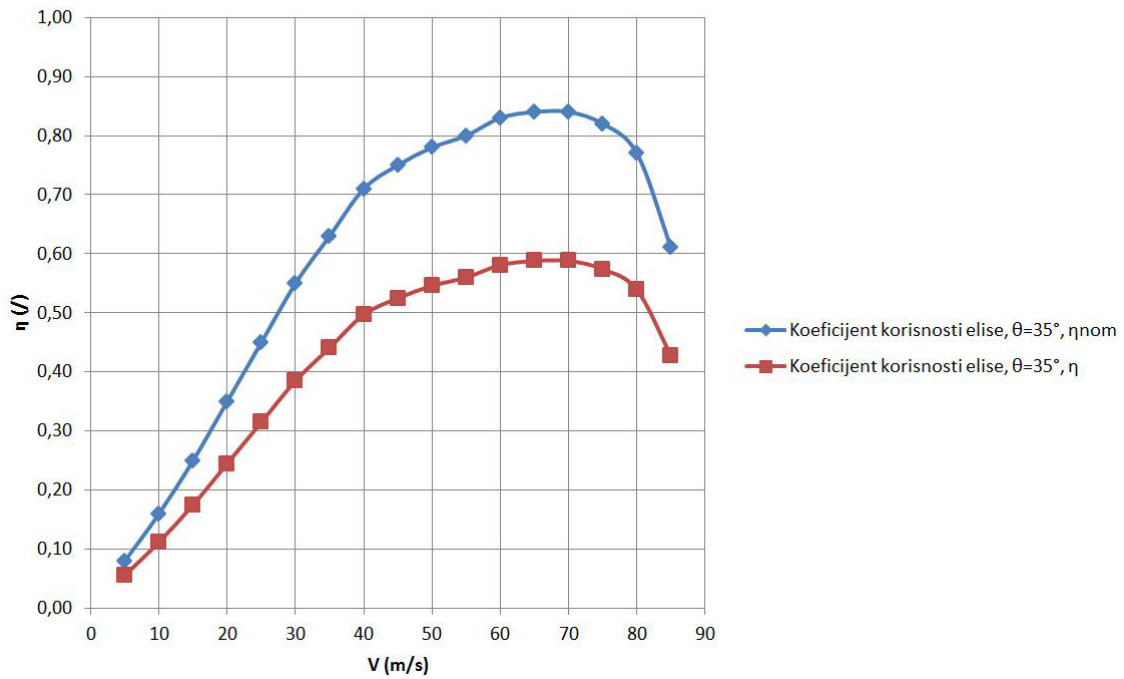
Na kraju, ako koeficijent korisnosti za Zemlju označimo sa η_{nom} , a koeficijent korisnosti na Marsu sa η_M , imaćemo očitavanjem iz dijagrama i preračunavanje.

Koeficijent korisnosti elise, $\theta=30^\circ$

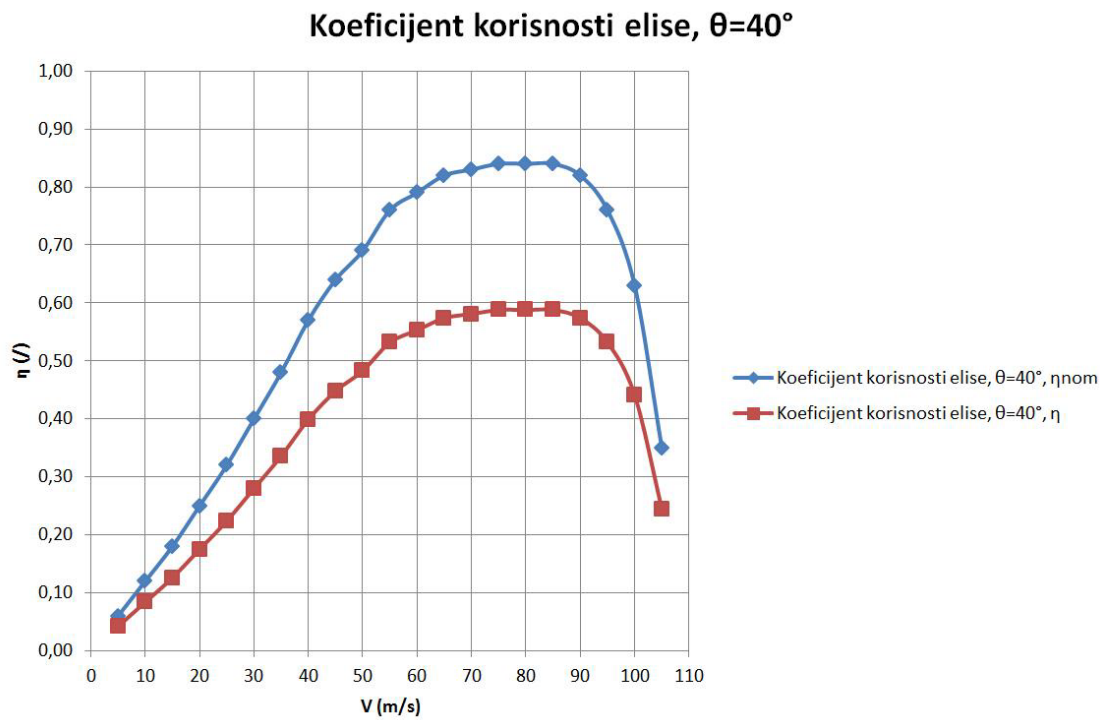


Slika 117 - Koeficijent korisnosti elise za $\theta = 30^\circ$

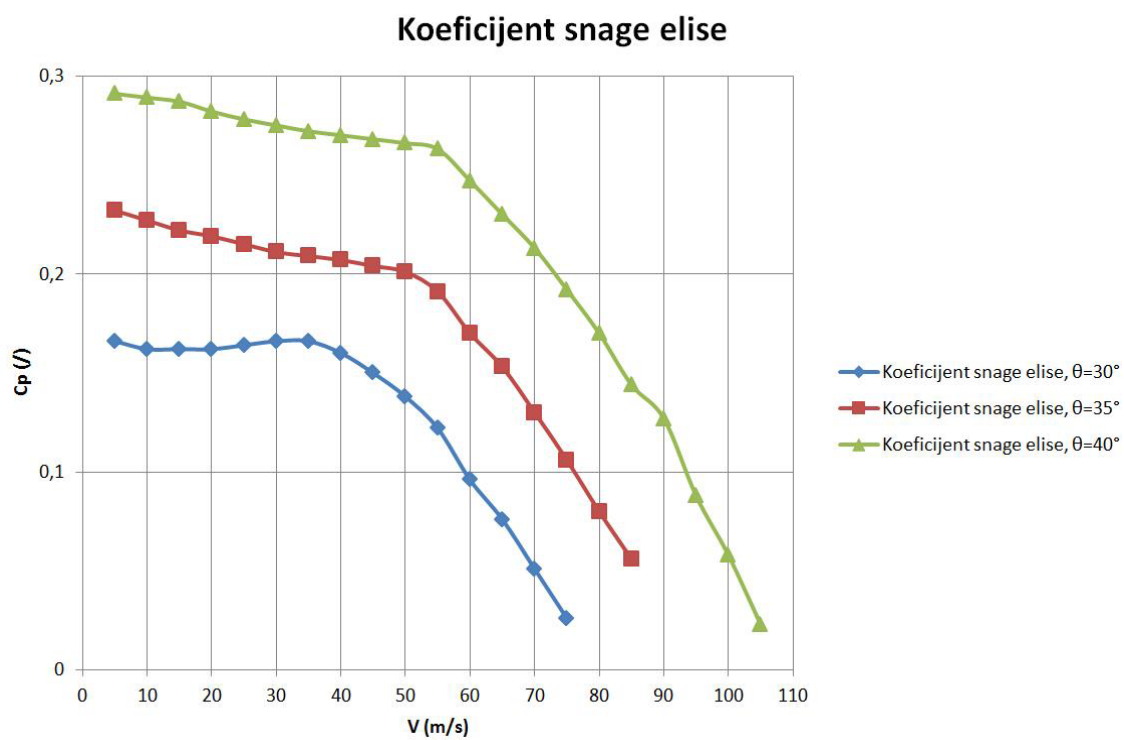
Koeficijent korisnosti elise, $\theta=35^\circ$



Slika 118 - Koeficijent korisnosti elise za $\theta = 35^\circ$



Slika 119 - Koeficijent korisnosti elise za $\theta = 40^\circ$

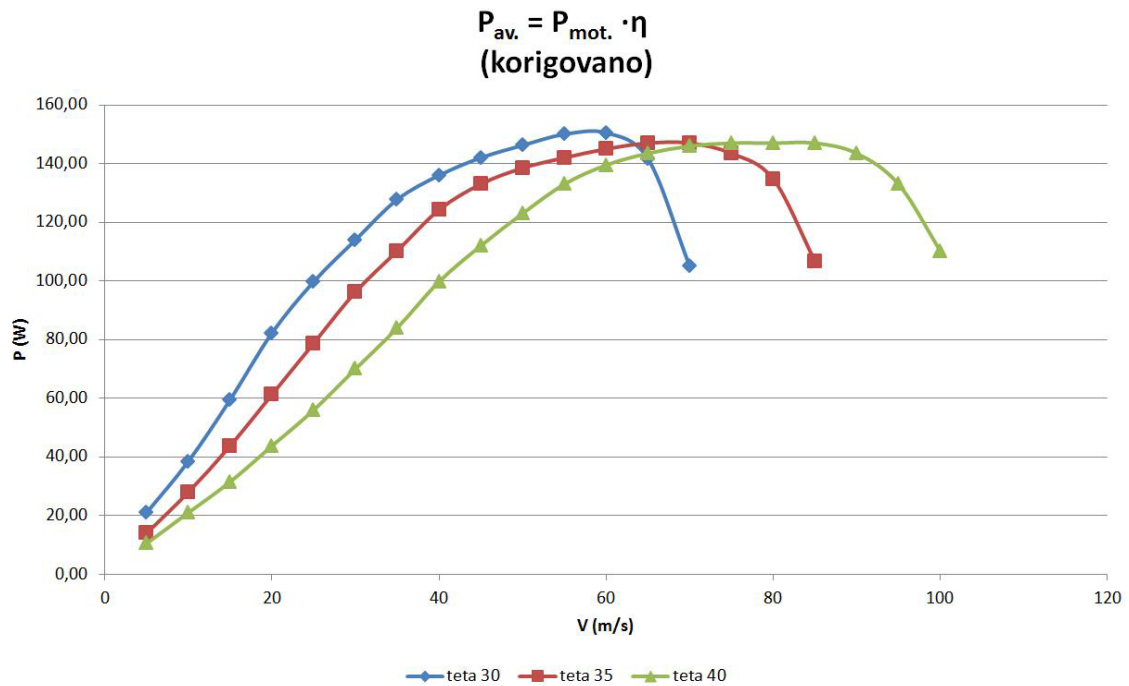


Slika 120 - Koeficijent snage elise

Za tako određene vrednosti η na Marsu, možemo izračunati i vrednosti raspoložive snage, $P_{av.}$, prema obrascu:

$$P_{av.} = P_{mot.} \cdot \eta_M$$

Usvajamo praktičnu snagu motora kao $P_{mot.} = 250 [W]$ i onda dobijamo vrednosti za Mars, uz korekcije za grešku pri očitavanju iz dijagrama.

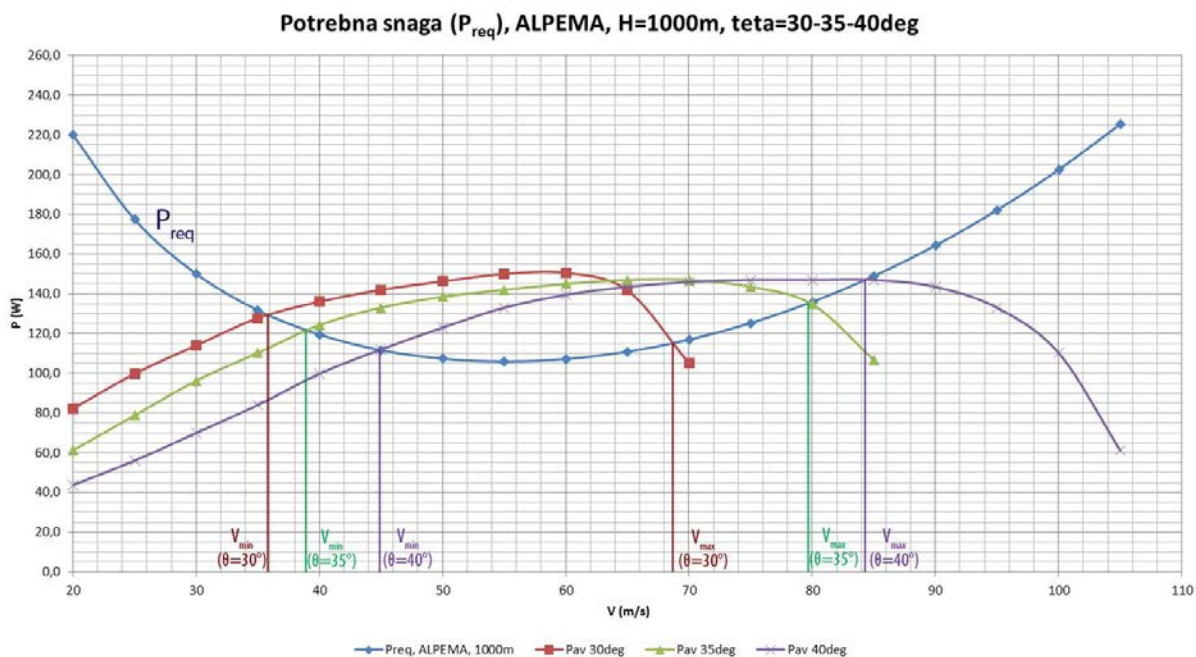


Slika 121 - Raspoloživa snaga letelice sa promenom konstr. nagibnog ugla elise

4. PERFORMANSE LETELICA U ATMOSFERI MARSA

4.1. Potrebna i raspoloživa snaga

U skladu sa prethodnim, moguće je predstaviti i kompletan dijagram snage letelice ALPEMA, sa prikazanom potrebnom i raspoloživom snagom.



Slika 122 - Dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA (1000m, 250W)

Sa dijagrama je moguće lako očitati vrednosti minimalne i maksimalne brzina, V_{min} i V_{max} , za svaki od konstruktivnih nagibnih uglova elise.

Tabela 24 - Poređenje minimalnih i maksimalnih brzina, H=1000m

θ [°]	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]
30	35,8	68,7
35	38,8	79,7
40	44,8	84,4

Već je spomenuto to da je motor SII-2215-1127KV (V2), kod letelice agencije JAXA značajno nominalno slabiji od motora AXI 4130/16 GOLD. Pri tome je i lakši, što u određenoj meri odgovara i samim zahtevima ove, lakše letelice. Za MSA i za Fudžitinu/Tohoku letelicu, motor nije indiciran, ali imamo podatke o bilo maksimalnim vrednostima raspoložive i potrebne snage, bilo snazi motora.

Tabela 25 - Dostupni podaci o snagama poređenih letelica

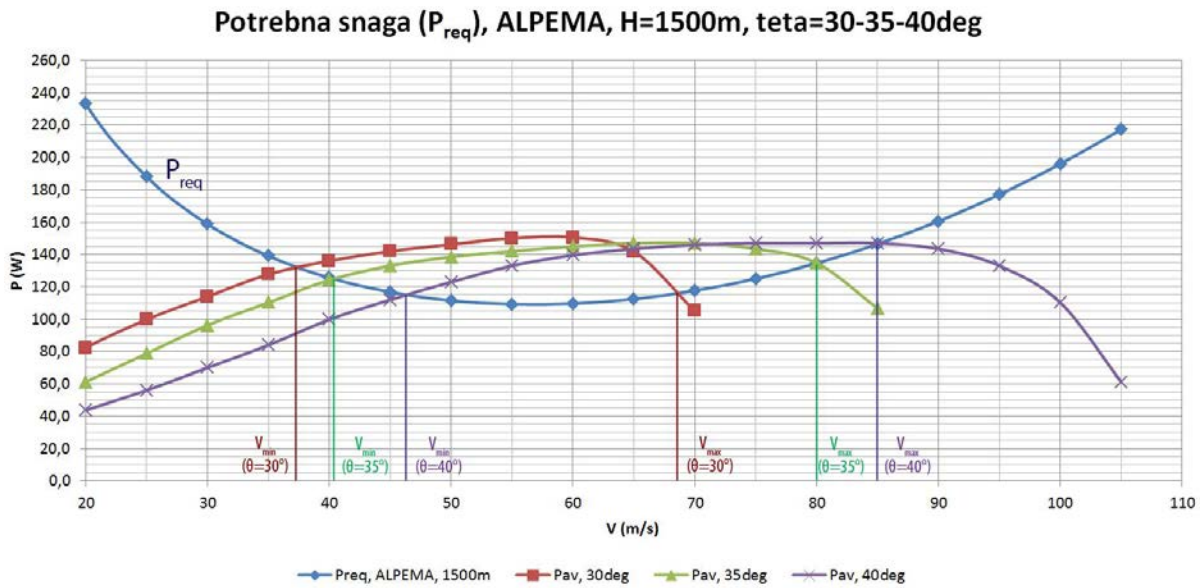
Letelica	P_{mot} [W]	P_{av (max)} [W]	P_{req (max)} [W]	η [/]
<i>MSA</i>	/	128,0	89,0	/
<i>JAXA</i>	210,0	147,0	/	/
<i>Fudžita/Tohoku</i>	225,0	135,0	/	0,6
<i>Fudžita/Tohoku</i>	225,0	157,5	/	0,7
<i>ARES</i>	/	/	/	/

Napomenimo da za letelicu ARES nemamo adekvatne podatke koji se mogu porediti, pre svega zato što je logika analize sasvim drugačija, jer je u pitanju raketni pogon.

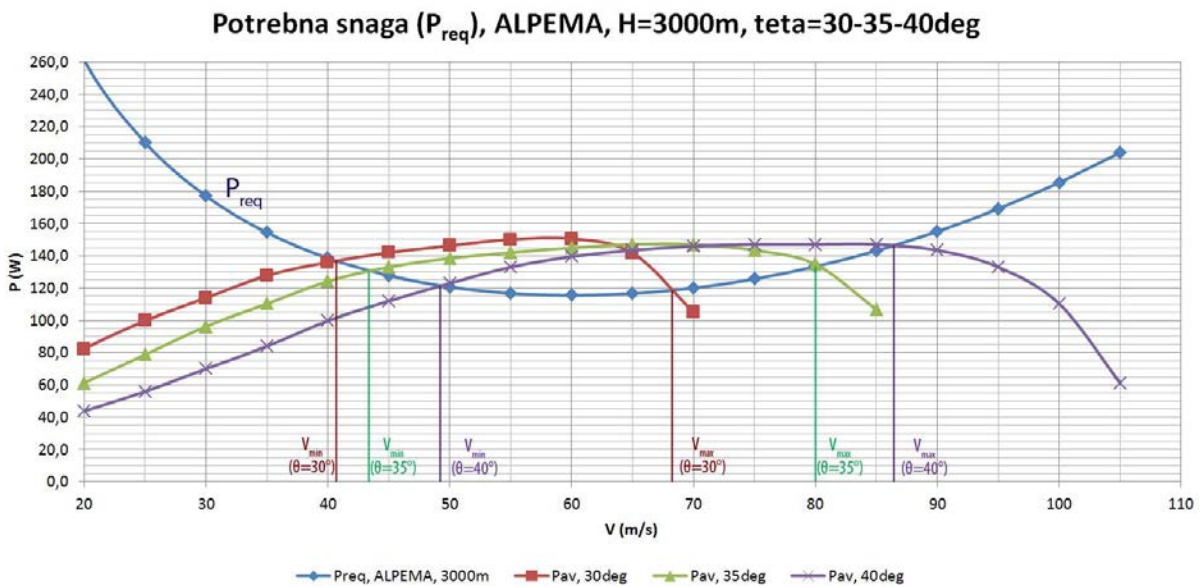
U svakom slučaju, s obzirom na to da za ostale posmatrane letelice nemamo podatke o koeficijentu rada elise i o promeni koeficijenta korisnosti elise, ne možemo dijagramski predstavljati odnose i promene P_{req} i P_{av} za njih. Samim tim, nemamo ni mogućnost da detaljno diskutujemo ili poredimo i minimalne i maksimalne brzine.

Primetimo i to da ukoliko bismo proveravali uslove vezane za Mahov broj na kraju kraka elise i za visine leta od 1500 i 3000 metara, došli bismo do suštinski istih zaključaka, jer vrednosti brzine zvuka variraju u vrlo malom opsegu.

Kao što je predstavljen dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA na visini od 1000 metara, moguće je predstaviti ovu promenu, na isti način i za visine od 1500 i 3000 metara.



Slika 123 - Dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA (1500m, 250W)



Slika 124 - Dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA (3000m, 250W)

Na isti način kao i za visinu leta od 1000 metara i za preostale dve odabrane visine, 1500 i 3000 metara, moguće je sa dijagrama očitati vrednosti minimalne i maksimalne brzine.

H = 1500 metara:

Tabela 26 - Poređenje minimalnih i maksimalnih brzina, H=1500m

θ [°]	V_{\min} [m/s]	V_{\max} [m/s]
30	37,0	68,0
35	40,5	80,0
40	46,2	85,0

H = 3000 metara:

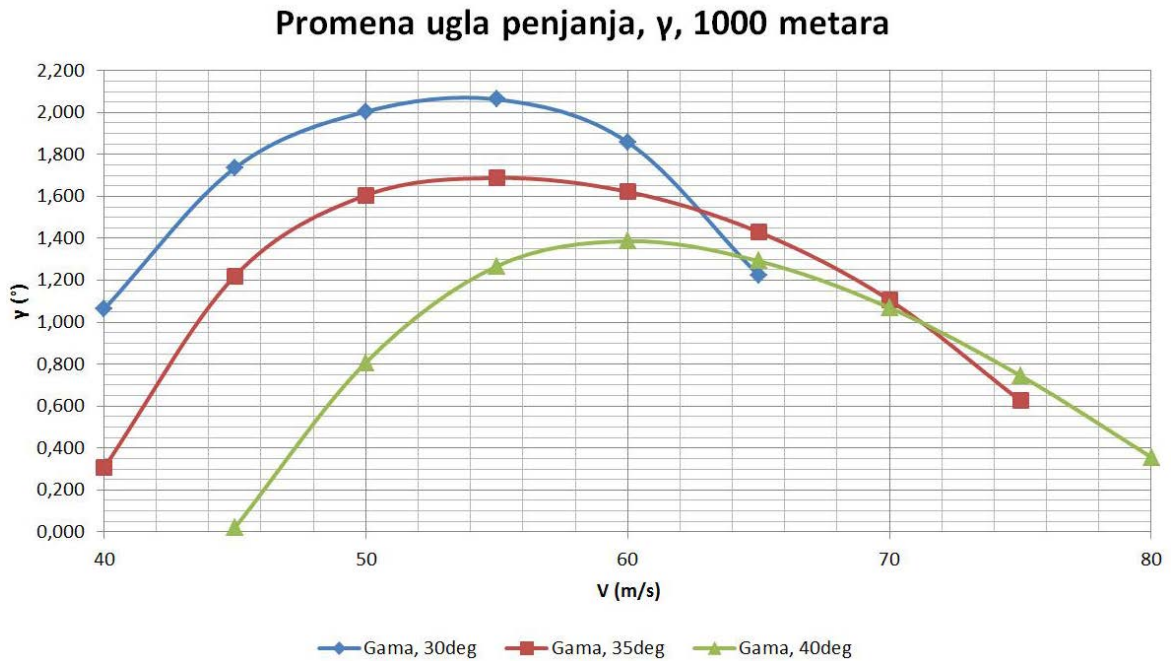
Tabela 27 - Poređenje minimalnih i maksimalnih brzina, H=3000m

θ [°]	V_{\min} [m/s]	V_{\max} [m/s]
30	40,5	68,0
35	43,0	80,0
40	49,0	86,5

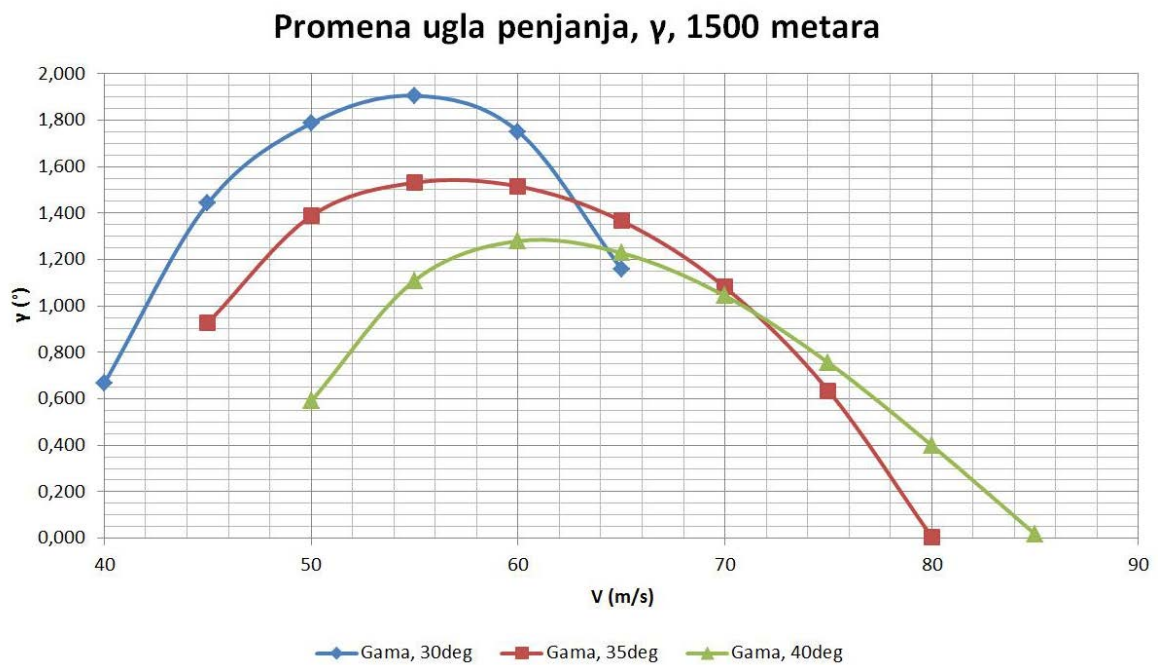
Brzina penjanja je svakako u direktnoj meri zavisna od rezerve ili promene snage, odnosno konkretno, od razlike $P_{av} - P_{req}$. Predstavimo stoga to kako bi se ugao penjanja i maksimalna brzina penjanja, menjali sa promenom vrednosti P_{av} i P_{req} . Za druge posmatrane letelice, nemamo ovakve opsege, pa ne možemo ni posmatrati ove promene.

Za niz vrednosti brzina krstarenja, nije uopšte moguće ostvariti penjanje, odnosno, ugao penjanja je proračunski negativan. Taj rezultat ne uzima u obzir delovanje dodatnih uzgonskih površina, odnosno flapsova, već se bavi pre svega energetskim činiocima, te je rezultate neophodno posmatrati sa izvesnom rezervom.

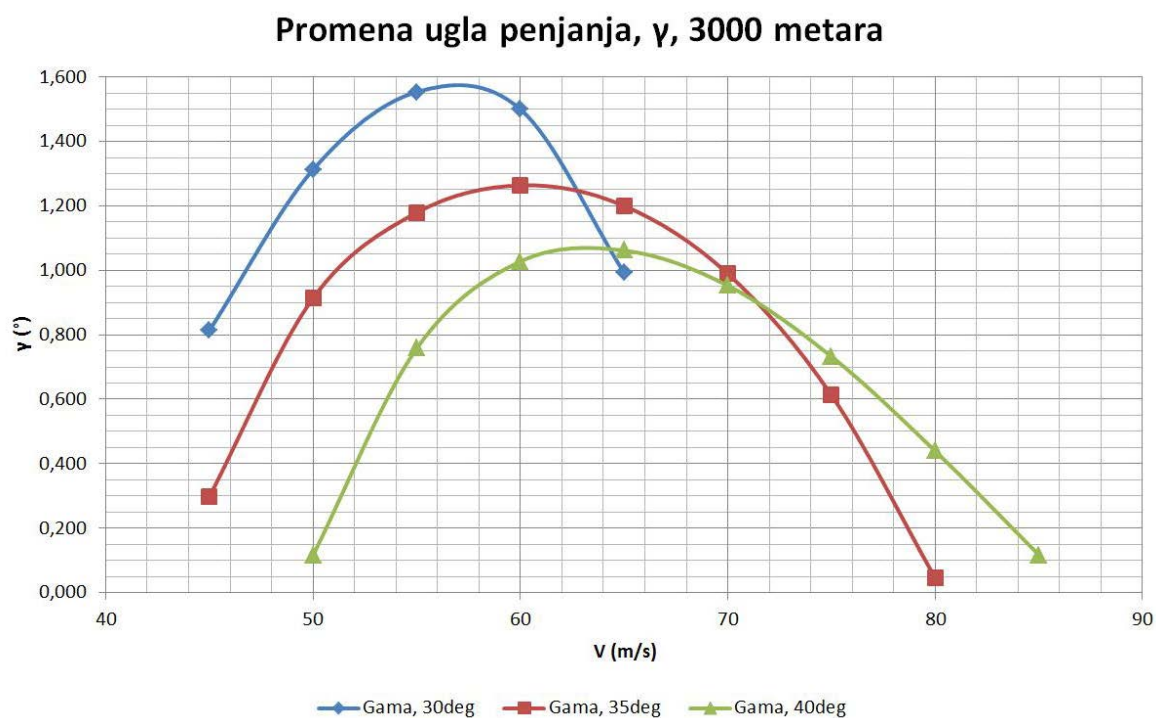
4.2. Ugao penjanja i maksimalna brzina penjanja



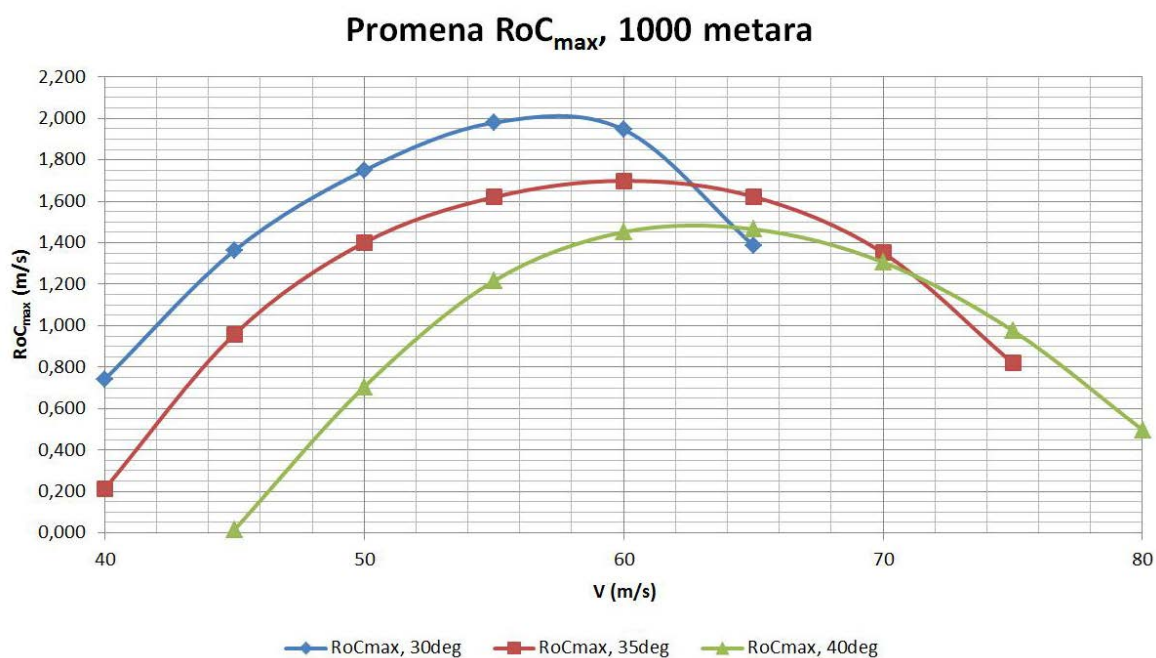
Slika 125 - Dijagram promene ugla penjanja, H=1000m, 250W



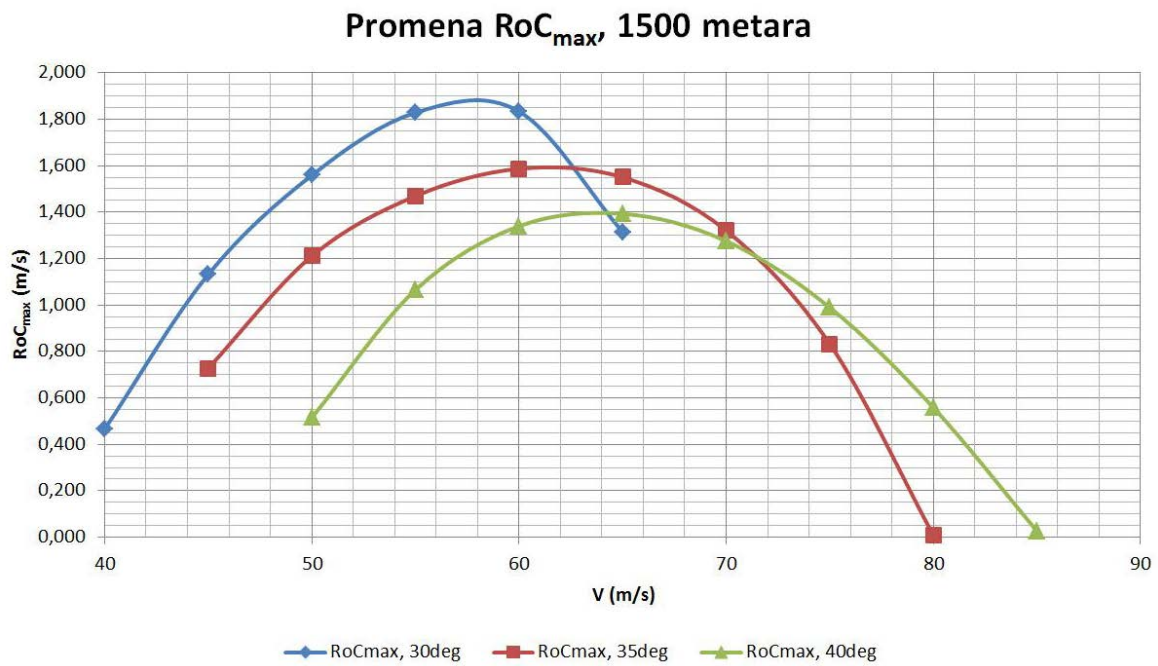
Slika 126 - Dijagram promene ugla penjanja, H=1500m, 250W



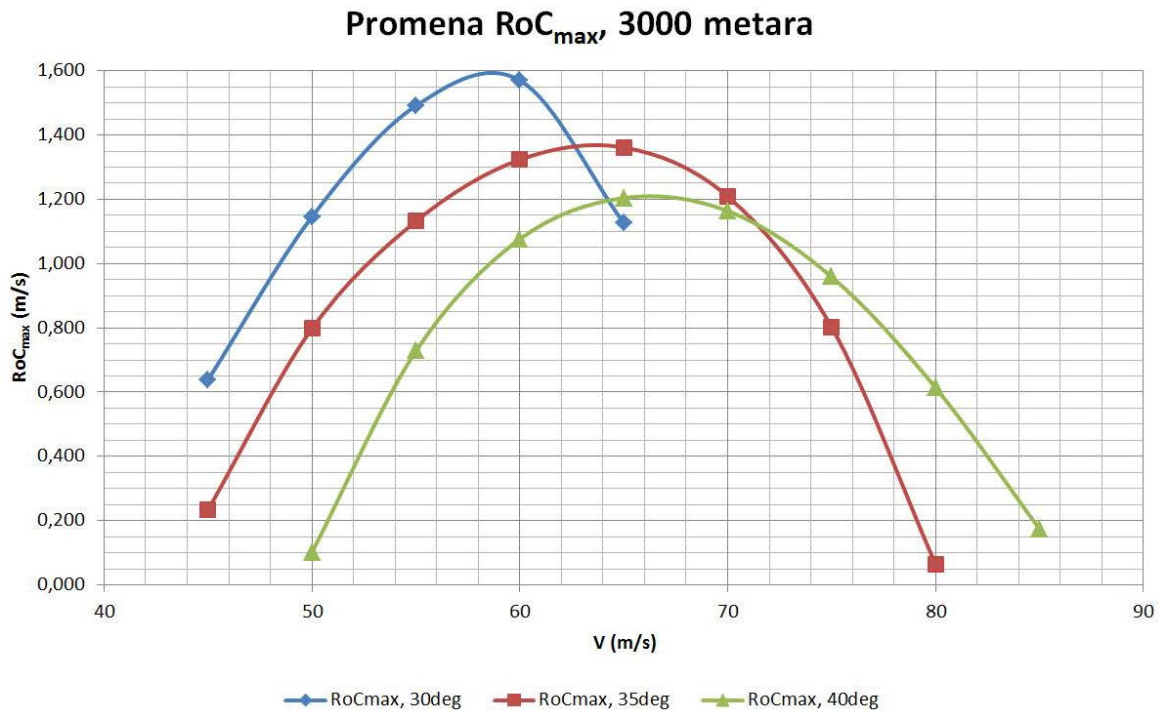
Slika 127 - Dijagram promene ugla penjanja, H=3000m, 250W



Slika 128 - Dijagram promene maks. brzine penjanja, H=1000m, 250W



Slika 129 - Dijagram promene maks. brzine penjanja, H=1500m, 250W



Slika 130 - Dijagram promene maks. brzine penjanja, H=3000m, 250W

Rezerva snage letelice ALPEMA obezbeđuje direktno i manju minimalnu i značajno veću maksimalnu brzinu u letu, u odnosu na druge letelice, što je čini značajno upotrebljivijom. Međutim, zbog izazova atmosfere Marsa, neophodno je rezervu snage posmatrati uslovno, a za potrebe analize, ograničiti se na ono što se pokazalo kao izvesno kod većine drugih posmatranih letelica. Otuda će se za naše potrebe, koristiti kao osnovni, podatak o $P_{mot} = 250 [W]$, ili povremeno, radi ilustracije, podaci o $P_{mot} = 300 [W]$ i $500 [W]$.

Tabela 28 - Poređenje maksimalnih uglova penjanja i maksimalnih brzina penjanja

$P_{mot} [W]$	$P_{av} [W]$	$\sin\gamma [/]$	$\gamma [^\circ]$	$RoC_{max} [m/s]$
250	150	0,03596	2,061	1,980
300	180	0,06043	3,465	3,327

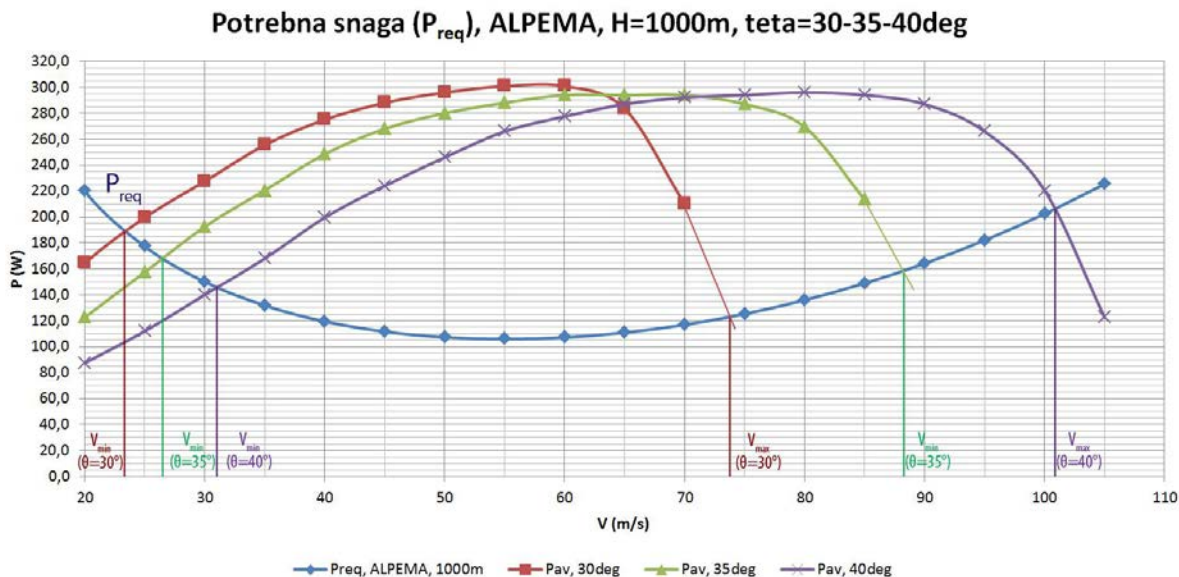
Kod ostalih posmatranih letelica, imalo bi smisla jedino spomenuti to koje se vrednosti ugla penjanja i maksimalne brzine penjanja mogu ostvariti, u skladu sa dostupnim podacima o snazi motora, raspoloživoj i potrebnoj snazi, tj. samo za vrednosti koje su maksimalne.

Tabela 29 - Karakteristične vrednosti ugla i maksimalnih brzina penjanja

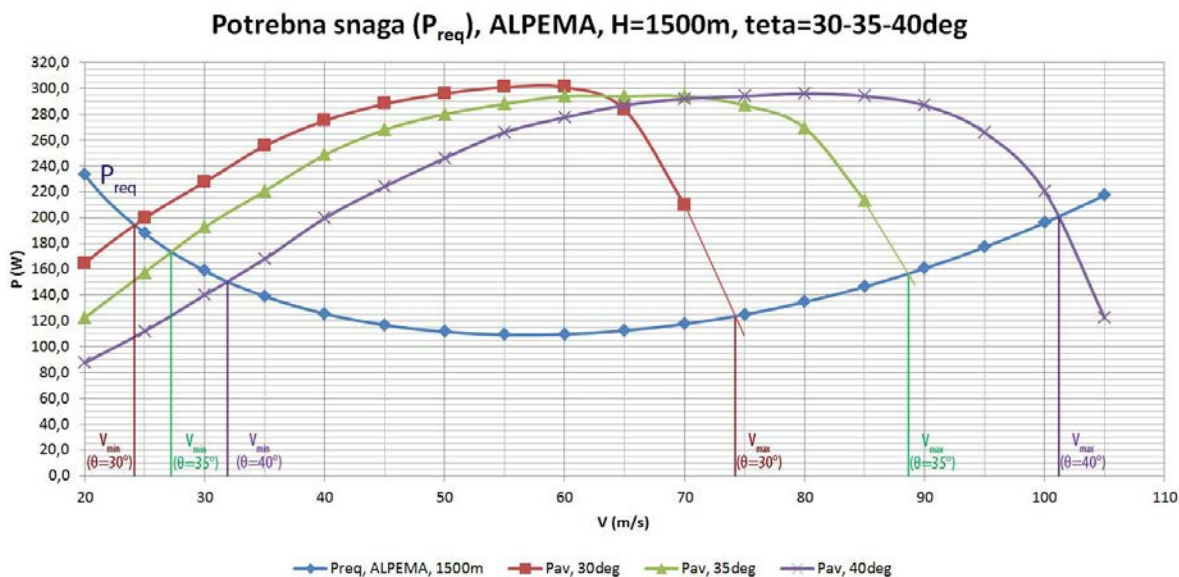
Letelica	H [m]	$P_{av(max)} [W]$	$P_{req(max)} [W]$	$\gamma [^\circ]$	$RoC_{max} [m/s]$
MSA	1000	128	89,0	2,789	2,479
JAXA	1500	147	60,5	10,05	6,659
Fudžita/Tohoku	3000	157,5	115,8	1,429	1,440
Fudžita/Tohoku	3000	135	115,8	0,658	0,663

4.3. Posebni slučajevi

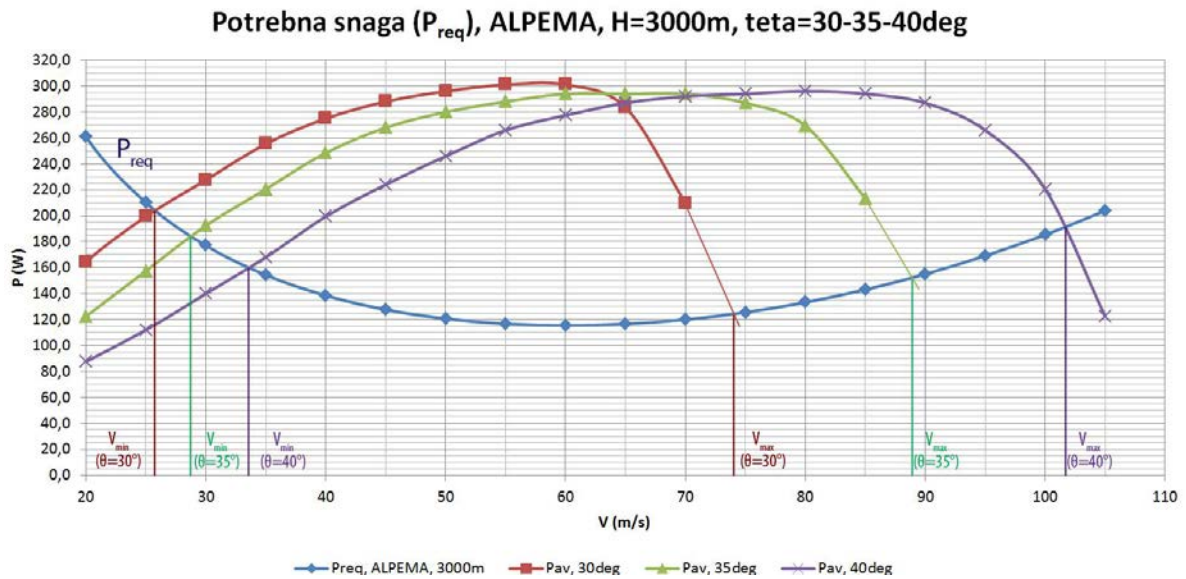
Korisno je analizirati i potrebnu snagu motora za slučaj snage motora od 500 [W].



Slika 131 - Dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA (1000m, 500W)



Slika 132 - Dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA (1500m, 500W)



Slika 133 - Dijagram promene potrebne i raspoložive snage letelice ALPEMA
(3000m, 500W)

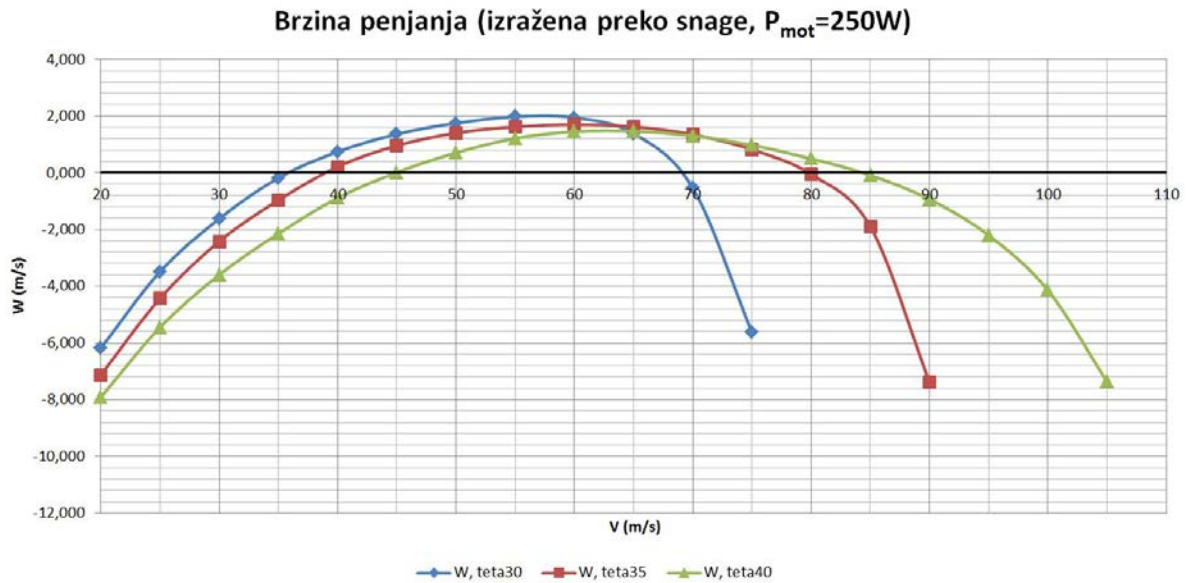
Moguće je uporediti i minimalne i maksimalne brzine, koje se mogu očitati upravo sa ovog dijagrama.

Tabela 30 - Pregled minimalnih i maksimalnih brzina, za snagu motora od 500 [W]

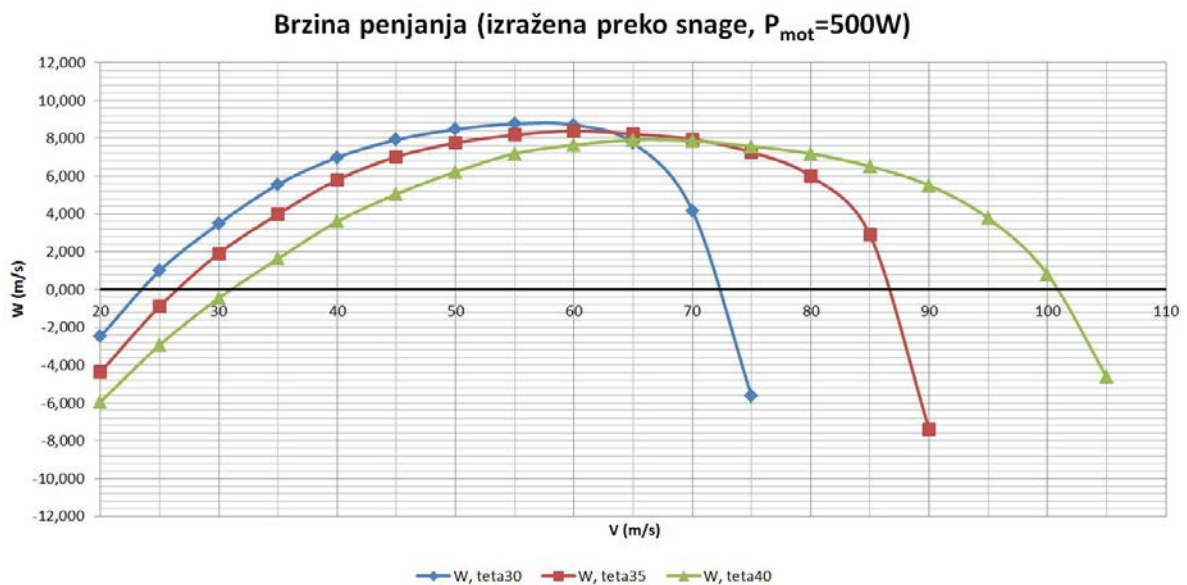
$P_{mot}=500[W]$	$\theta = 30^\circ$		$\theta = 35^\circ$		$\theta = 40^\circ$	
	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]
1000	23,5	74,0	26,5	88,0	31,0	101,0
1500	24,0	74,0	27,0	88,5	32,0	101,5
3000	26,0	74,0	28,5	88,5	33,0	102,0

4.4. Brzina i ugao penjanja kao činioci promene snage

Uticaj snage se može iskoristiti i za određivanje brzine penjanja, odnosno propadanja, izražene kao $\Delta P/G$, gde je ΔP razlika raspoložive i potrebne snage.



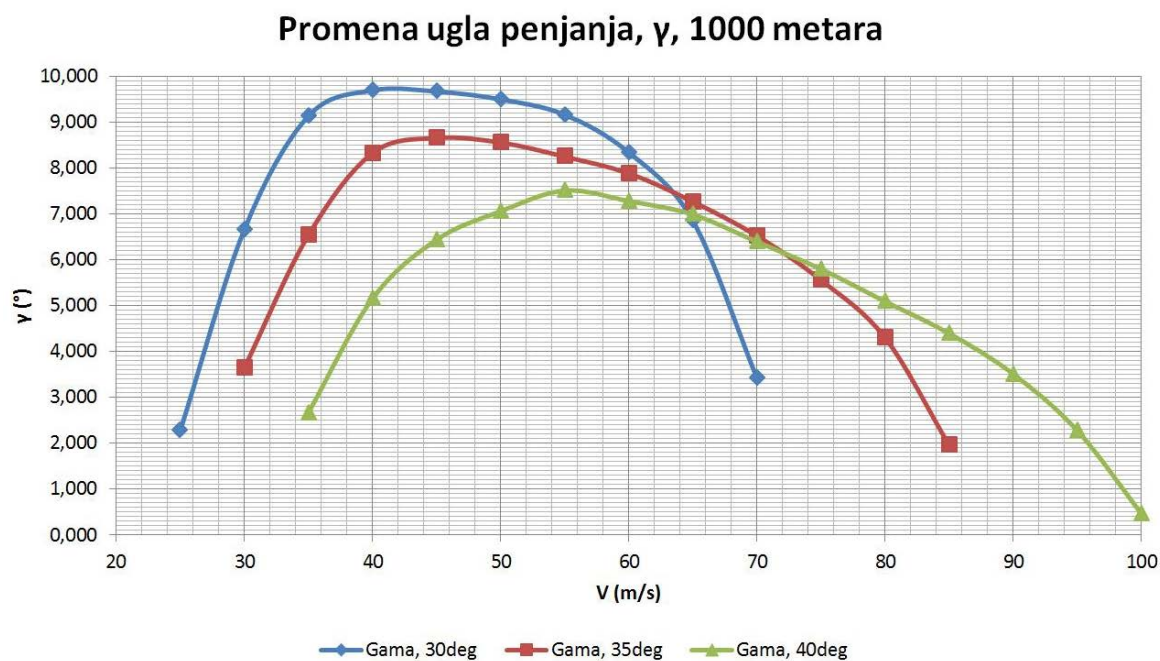
Slika 134 - Brzina penjanja/propadanja, izražena preko snage, $P_{\text{mot}}=250\text{[W]}$



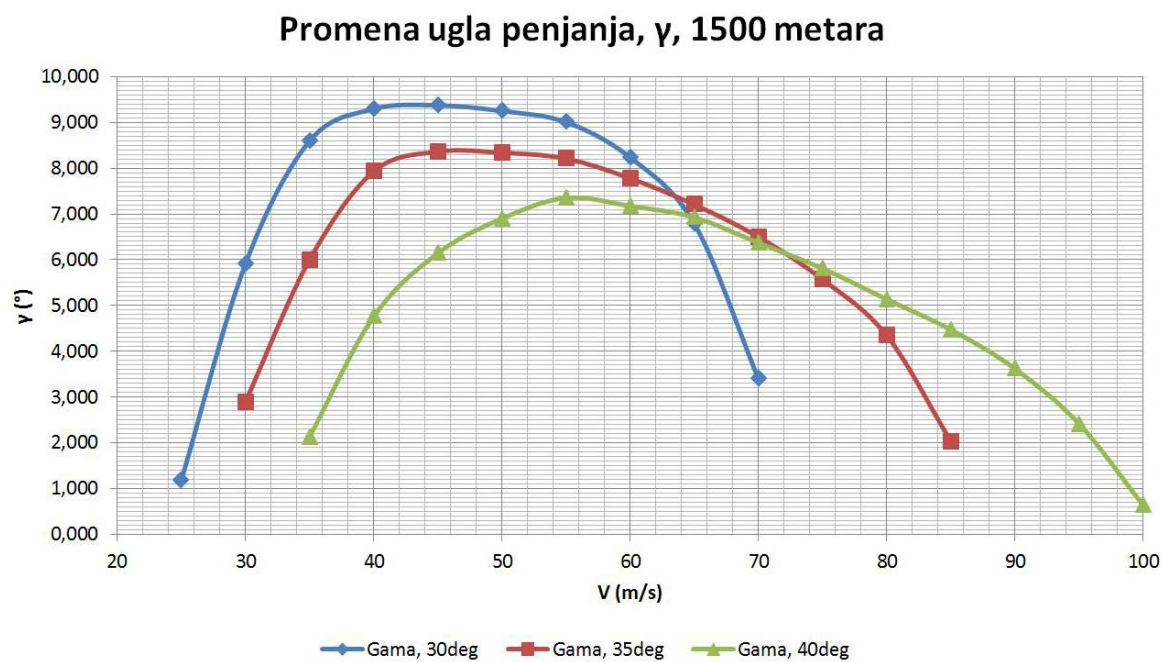
Slika 135 - Brzina penjanja/propadanja, izražena preko snage, $P_{\text{mot}}=500\text{[W]}$

Pri snazi motora od 250[W] , dostiže se maksimalna brzina penjanja od $1,980\text{[m/s]}$, dok se pri snazi motora od 500[W] dolazi do maksimalne brzine penjanja od čak $8,761\text{[m/s]}$.

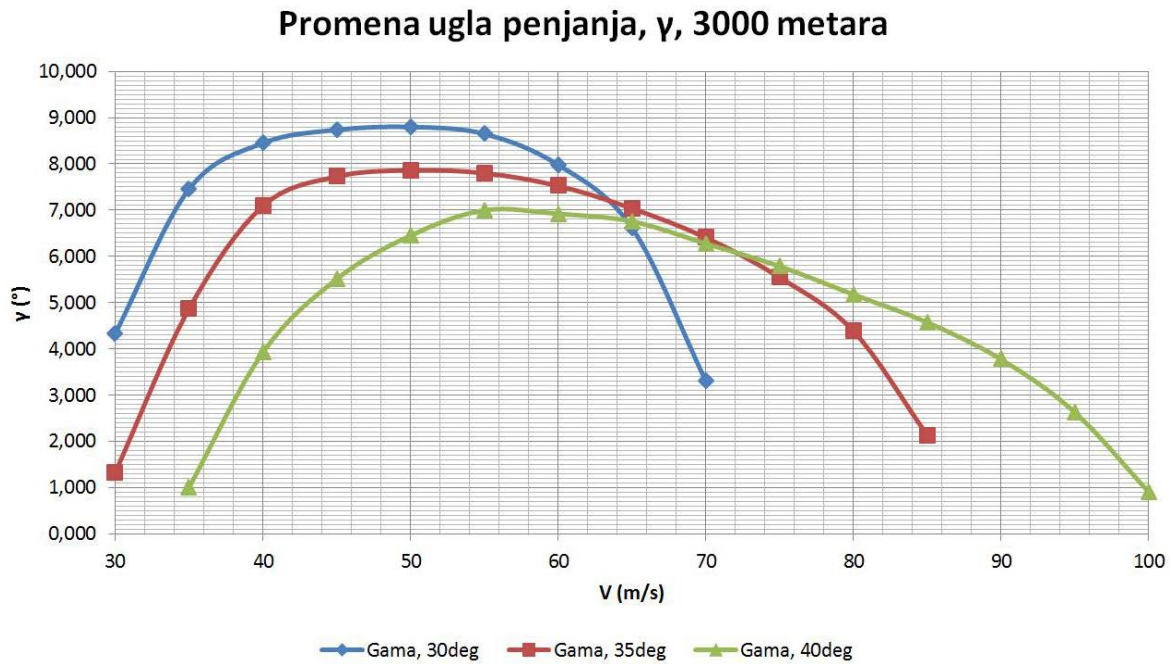
Moguće je porediti i maksimalni ugao penjanja, γ , kao i njemu sledstvenu maksimalnu brzinu penjanja, RoC_{max} , ponovo grafički.



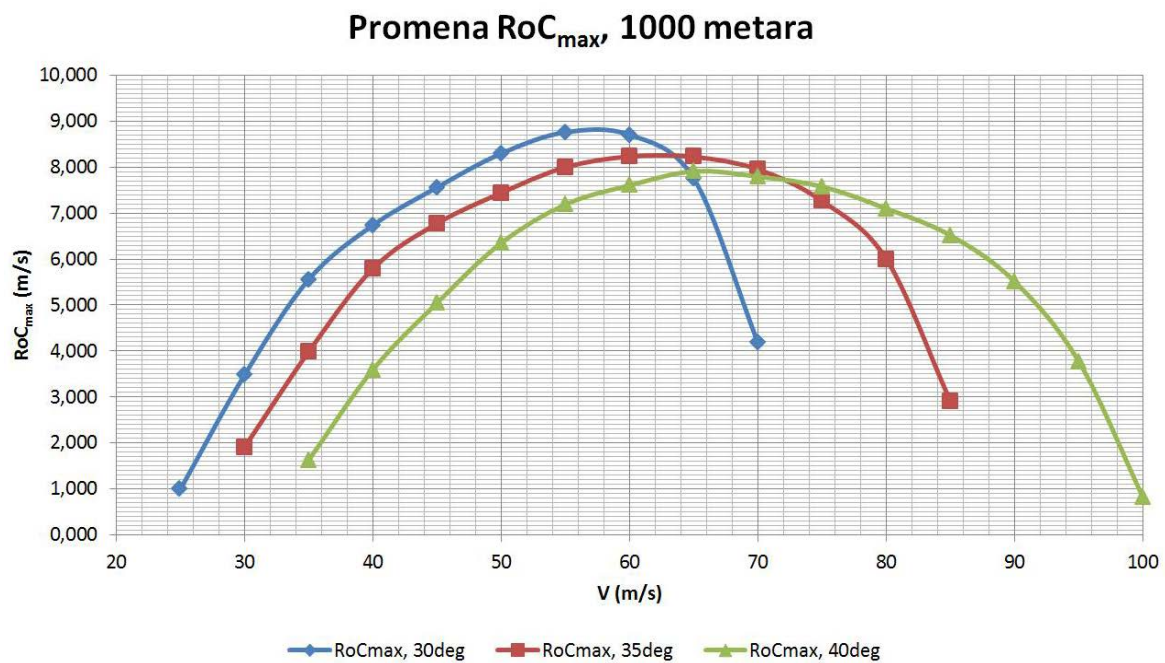
Slika 136 - Promena ugla penjanja, 1000m, $P_{mot}=500[W]$



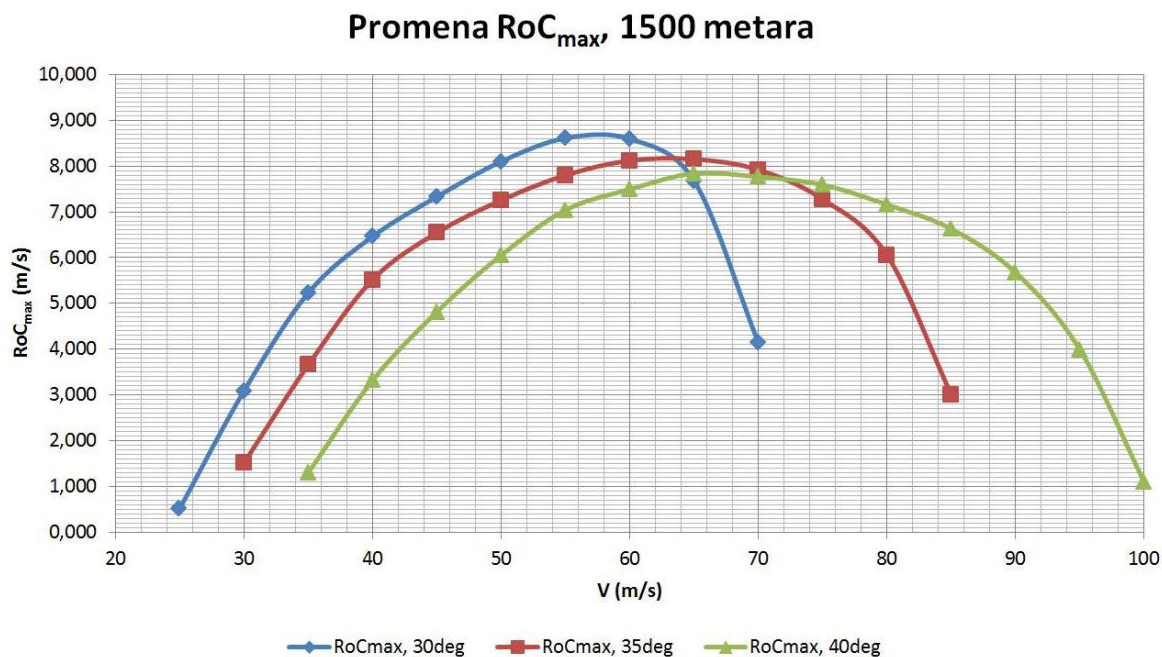
Slika 137 - Promena ugla penjanja, 1500m, $P_{mot}=500[W]$



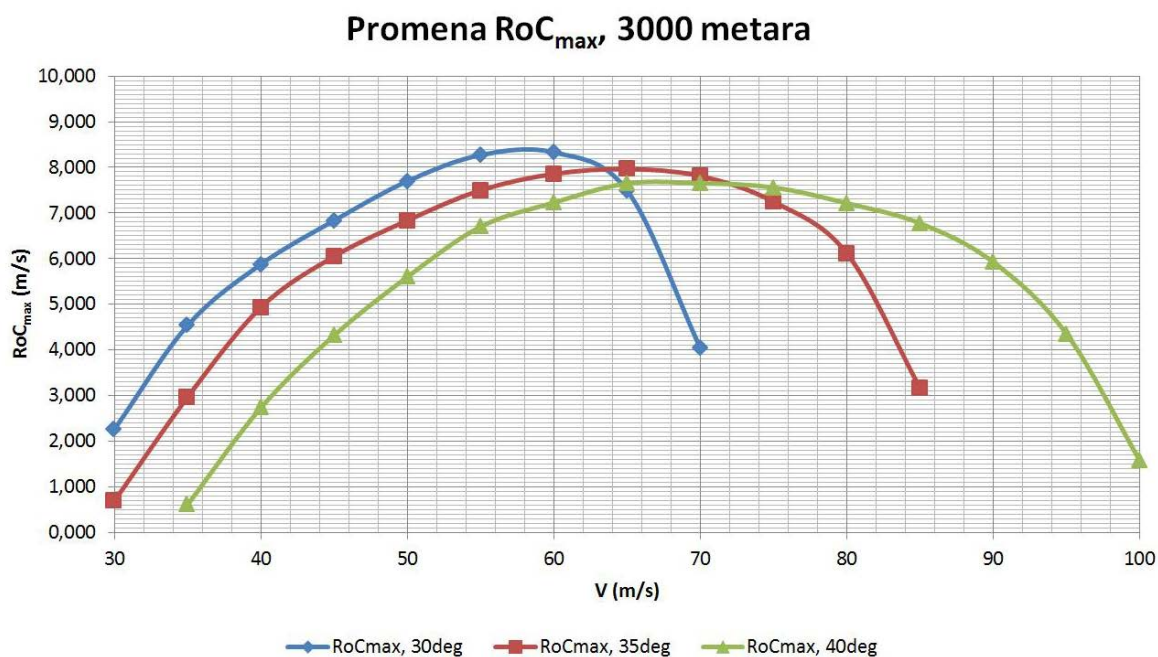
Slika 138 - Promena ugla penjanja, 3000m, $P_{mot}=500[W]$



Slika 139 - Promena maks. brzine penjanja, 1000m, $P_{mot}=500[W]$



Slika 140 - Promena maks. brzine penjanja, 1500m, P_{mot}=500[W]



Slika 141 - Promena maks. brzine penjanja, 3000m, P_{mot}=500[W]

Očigledno je da uvećanje snage motora, značajno poboljšava i parametre penjanja letelice, a maksimalna brzina penjanja postaje značajno viša od one kod ostalih posmatranih letelica.

4.5. Trajanje leta i dolet

Podaci za specijalne performanse, trajanje leta, E (iz engleskog izraza „Endurance”) i dolet, R (iz engleskog izraza „Range”), u velikom broju slučajeva, dati su unapred za posmatrane letelice (trajanje leta u satima, a dolet u kilometrima).

Na taj način se, po pravilu, ne uzima u obzir ništa od ograničavajućih činilaca samog pogona tih letelica, niti se u obzir uzimaju svi izazovi u projektovanju letelice sa što većim trajanjem leta ([98], [99], [100]).

Međutim, znajući da u stvarnosti to nije tako, a zbog toga što letelica ALPEMA ima srazmerno snažan motor i bateriju, može se zaključiti da bi pri nekoj referentnoj brzini krstarenja, njeno trajanje leta bilo duže, pa samim tim i njen dolet.

U analizi letelice ALPEMA, koristio se zato manje opisni pristup za dobijanje trajanje leta, E , kao i brzine maksimalnog doleta V_{Rmax} . U toj analizi, ključni činilac je korisnost elise, η_{prop} .

Jednom se analizira slučaj sa $\eta_{prop} = 0,85$, kao ilustracija ponašanja letelice u uslovima atmosfere Zemlje. Drugi put slučaj sa realnih, premda donekle optimističnih $\eta_{prop} = 0,70$, a treći put slučaj sa takođe realnih ili očekivanih $\eta_{prop} = 0,60$. Prvi slučaj je održiv isključivo na Zemlji i sasvim neprimenljiv na Marsu, gde je predstavljen samo ilustrativno. Drugi i treći slučaj spadaju u vrednosti koeficijenta korisnosti elise koji su najčešći u referentnoj literaturi i odgovaraju eksperimentalno potvrđenim ostvarivim vrednostima.

Snažniji motor svakako obezbeđuje drastičnu prednost letelici ALPEMA, premda je jasno da trajanje baterije može i mora imati određeni ograničavajući uticaj. Pri istim ostalim uslovima, a uz manju raspoloživu snagu, druge letelice bi bile u podređenom položaju, što će biti predstavljeno u odgovarajućem poglavlju.

Kod poređenja, od interesa je razmotriti još jedan činilac koji je zavistan i od faktora snage motora, a to je brzina za maksimalni dolet, V_{Rmax} . U obzir se, kao i ranije, uzimaju određena neophodna pojednostavljena pri proračunu.

Trajanje leta i dolet kod letelice MSA, unapred su zadati ($R = 257$ [km], $E = 1,05$ [h]).

Na taj način se ne uzima u obzir ništa od ograničavajućih činilaca samog motora, tj. letelice. Na isti način, ne uzimajući u obzir parametre motora, došli bismo do identičnog rezultata i za letelicu ALPEMA. To ukazuje na ograničenja takvog pristupa.

Trajanje leta i dolet kod letelice Mars Airplane (JAXA) su posmatrani relativno jednostavno, uz razmatranje samo i jedino leta pri brzini od 50 [m/s] i uz relativno pojednostavljene uslove baterije, tj. napajanja motora ili potpuno ignorisanje istih.

Na najjednostavniji mogući način, preko klasičnog obrasca za ravnomernu, jednoličnu brzinu, $V = s/t$ (ili, ovde, $V = R/E$) i za unapred zadati željeni dolet od 300 [km], došlo se do trajanja leta, $t = E/6000$ [s] = 100 [min].

U analizi letelice ALPEMA, koristio se zato manje opisni pristup za dobijanje trajanje leta, E , kao i brzine maksimalnog doleta V_{Rmax} .

Takođe, analizirano je i više slučajeva efikasnosti izražene preko koeficijenta korisnosti elise, η_{prop} .

Jednom je analiziran slučaj sa $\eta_{prop} = 0,85$, koji bi bio moguć u atmosferi Zemlje, odnosno, za Mars je apsolutno nerealan i nemoguć. Ovde je on isključivo ilustrativan. Od slučajeva realnih za atmosferu Marsa, analizirani je onaj koji je realan i očekivan, tj. slučaj za $\eta_{prop} = 0,60$.

Trajanje leta i dolet kod Fudžitine (Tohoku) letelice su predstavljeni konačnim vrednostima doleta i trajanja leta, tj. kao dolet od 54 [km], iz kog se preko $t = E/740$ [s] = 12,32 [min], dolazi do praktičnijih zaokruženih 12 [min].

Na taj način se ne uzima u obzir ništa od ograničavajućih činilaca samog motora, tj. letelice. Na isti način, ne uzimajući u obzir parametre motora, došli bismo do identičnog rezultata i za letelicu ALPEMA.

Kod letelice ARES, na najjednostavniji mogući način, preko klasičnog obrasca za ravnomernu, jednoličnu brzinu, $V = s/t$ (ili, ovde, $V = R/E$) i za unapred zadati željeni dolet od 500 [km], došlo se do trajanja leta, $t = E/3571$ [s] = 59,52 [min], što je očigledno zaokruženo na praktičnijih 60 [min].

Tabela 31 - Pregled trajanja leta i doleta letelice ALPEMA, $P_{mot}=250[W]$

	η_{prop}	E [h]	R [km]	V_{Rmax} [m/s]	P_{mot} [W]
1000m	0,85	2,01	460	63,544	250
	0,6	1,42	324	63,544	250
1500m	0,85	1,95	460	65,470	250
	0,6	1,38	324	65,470	250
3000m	0,85	1,84	460	69,308	250
	0,6	1,3	324	69,308	250

Vrednosti za letelicu ALPEMA su očekivani i optimalni za letelicu ove geometrije i namene. Uporedivi su i sa vrednostima kod drugih posmatranih letelica.

Tabela 32 - Pregled trajanja leta i doleta letelice ALPEMA, $P_{mot}=500[W]$

	η_{prop}	E [h]	R [km]	V_{Rmax} [m/s]	P_{mot} [W]
1000m	0,85	4,02	919	63,556	500
	0,6	2,83	648	63,556	500
1500m	0,85	3,9	919	65,482	500
	0,6	2,75	648	65,482	500
3000m	0,85	3,68	919	69,321	500
	0,6	2,6	324	69,321	500

Priroda pogona letelice ARES je drugačija, pa uopšteno uzev, nije moguće izvršiti ovakvu analizu za nju i na adekvatniji način je uporediti sa letelicom ALPEMA.

4.6. Pravilni horizontalni zaokret

Pravilni, odnosno koordinisani horizontalni zaokret je u suštini rotacija letelice oko zamišljene ose, postavljene u vertikalnoj ravni. Ključni činilac pravilnog zaokreta je odsustvo klizanja, odnosno, vektor brzina sve vreme mora ostati u ravni simetrije aviona. Prema uglu zaokreta, zaokret može biti ustaljen (održava se stalni ugao zaokreta) i neustaljen (ugao zaokreta varira), a za naše primene, tj. za lake bespilotne letelice, ustaljeni je mnogo praktičniji.

Bitne veličine pri pravilnom horizontalnom zaokretu, a to su pre svega poluprečnik, r , odnosno radijus zaokreta i ugaona brzina pri zaokretu, ω , nezavisne su od tipa letelice. Zavise od faktora opterećenja n , od gravitacionog ubrzanja, g_m i od brzine same letelice, V , tj. V_{cr} . Dakle, ne zavise ni od same visine leta, po tom kriterijumu.

Odatle zaključujemo da ne možemo na koncizan način, ili bar lako razlikovati ponašanje dve posmatrane letelice kroz ponašanje pri ovakvom zaokretu.

Zato je praktično i dovoljno ilustrativno samo dati pregled ovih veličina pri odgovarajućoj brzini krstarenja, pri raznim uglovima zaokreta, uz osvrt na sile uzgona, L , pri datim zaokretima.

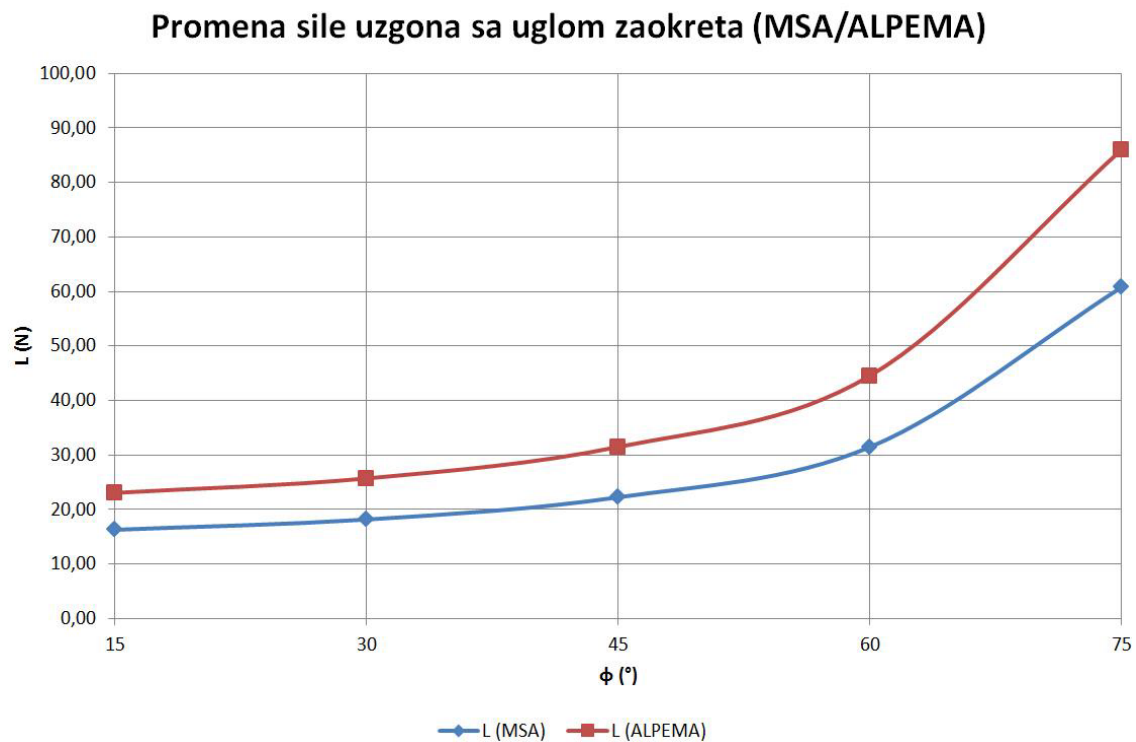
Porede se sledeće veličine - sile uzgona, L ; poluprečnici zaokreta, r ; ugaone brzine pri zaokretu, ω ; koeficijenti uzgona, C_L ; sile otpora, D ; koeficijenti otpora, C_D .

Tabela 33 - Poređenje veličina kod pravilnog horizontalnog zaokreta, MSA-ALPEMA

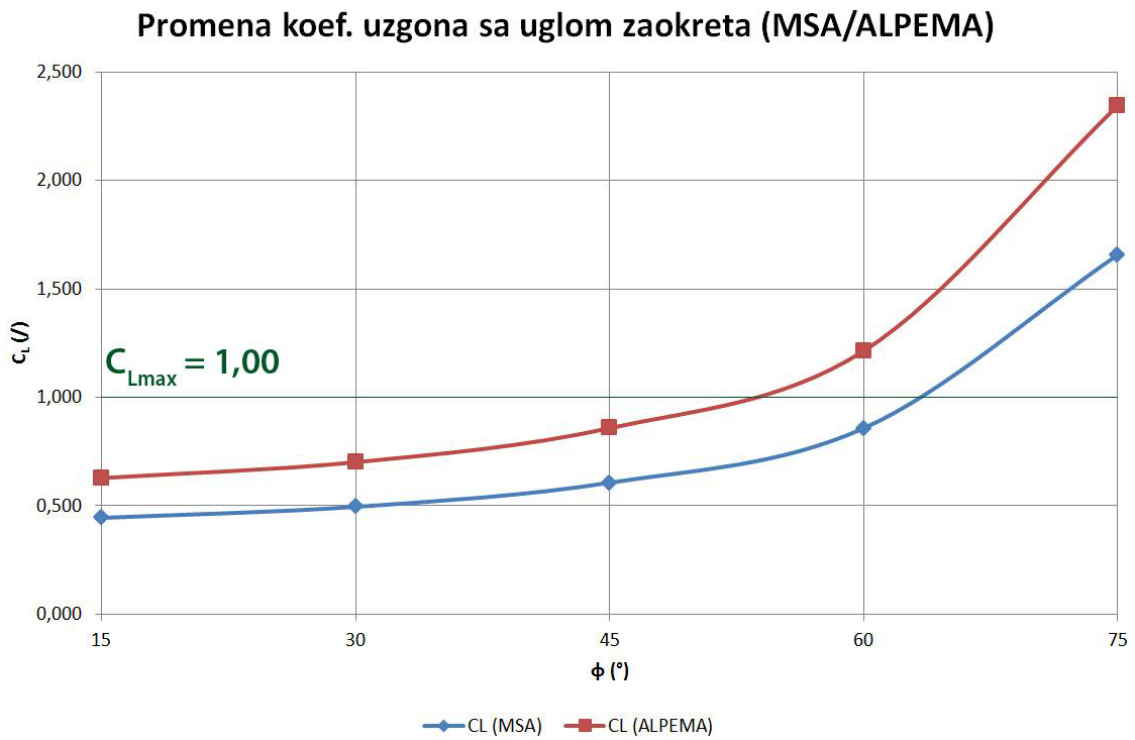
φ [°]	L_{MSA} [N]	L_{ALPEMA} [N]	r [m]	ω [rad/s]
15	16,290	23,051	4650,23	0,01462
30	18,169	25,711	2158,18	0,03151
45	22,252	31,489	1246,03	0,05457
60	31,469	44,532	719,39	0,09452
75	60,794	86,029	333,87	0,20367

Tabela 34 - Poređenje veličina kod pravilnog horizontalnog zaokreta, MSA-ALPEMA

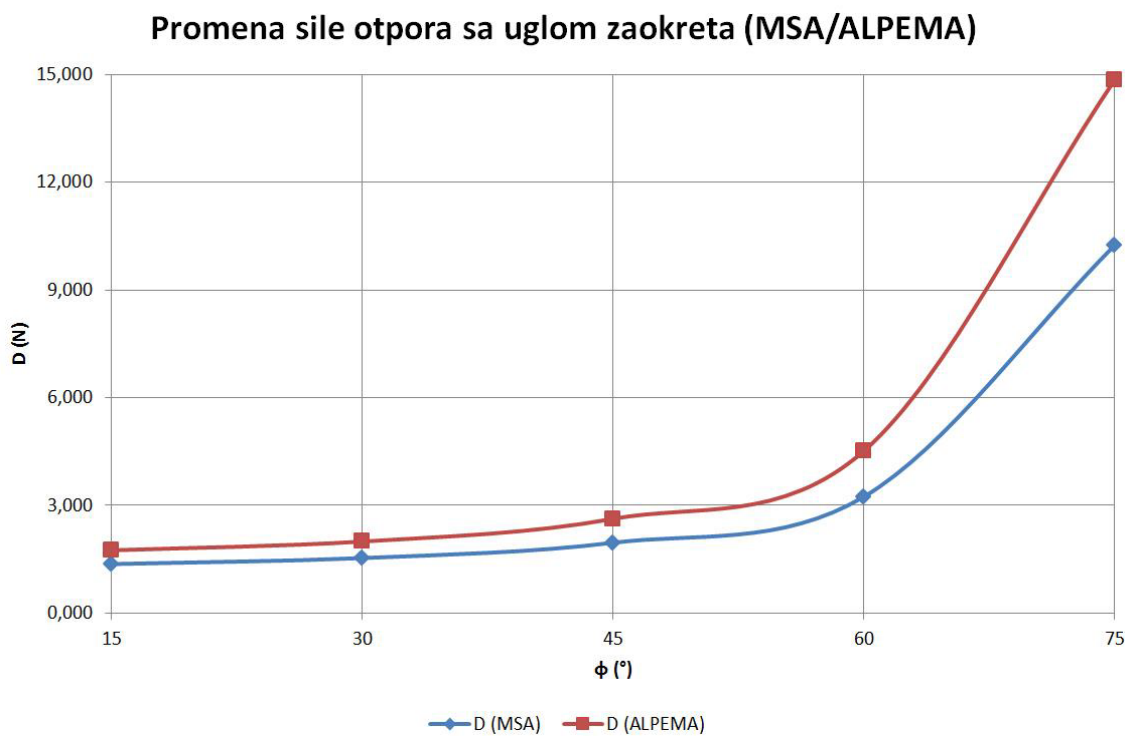
φ [°]	$C_{L\ MSA}$ [/]	$C_{L\ ALPEMA}$ [/]	D_{MSA} [N]	D_{ALPEMA} [N]	$C_{D\ MSA}$ [/]	$C_{D\ ALPEMA}$ [/]
15	0,444	0,628	1,366	1,748	0,037	0,094
30	0,495	0,701	1,533	1,995	0,042	0,107
45	0,606	0,858	1,961	2,626	0,053	0,141
60	0,858	1,214	3,243	4,517	0,088	0,242
75	1,657	2,345	10,248	14,854	0,279	0,795



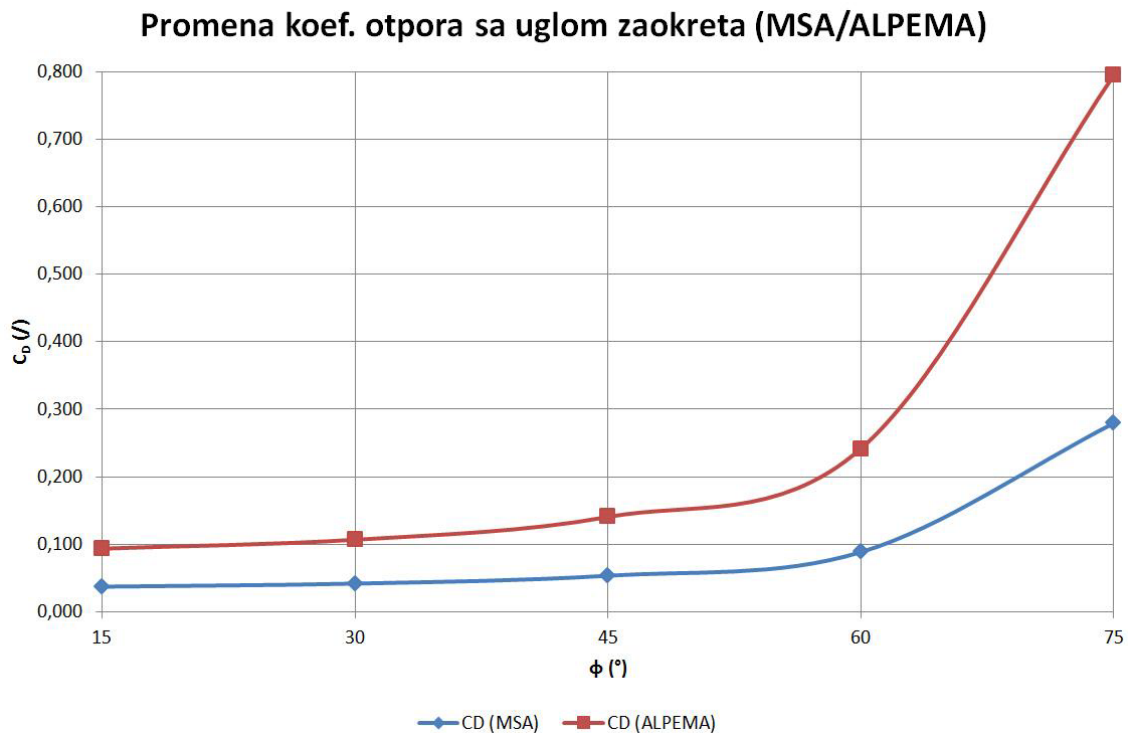
Slika 142 - Promena sile uzgona sa uglom zaokreta, MSA-ALPEMA



Slika 143 - Promena koeficijenta uzgona sa uglom zaokreta, MSA-ALPEMA



Slika 144 - Promena sile otpora sa uglom zaokreta, MSA-ALPEMA



Slika 145 - Promena koeficijenta otpora sa uglom zaokreta, MSA-ALPEMA

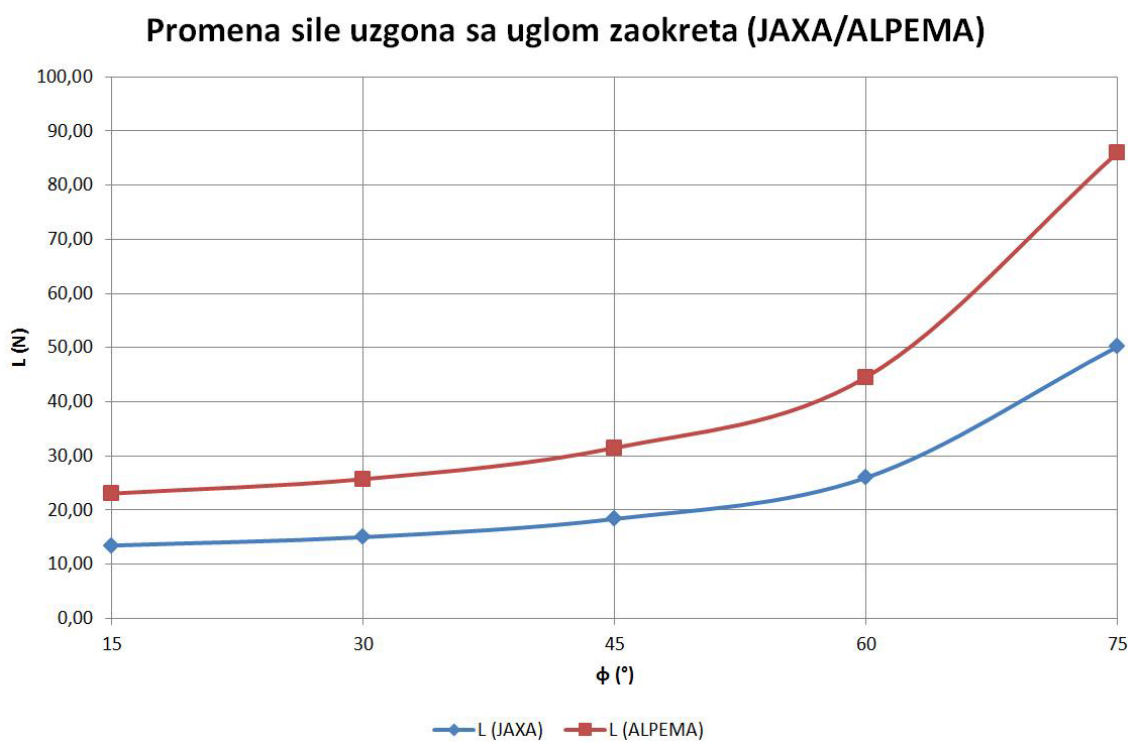
Letelica ALPEMA ima više vrednosti i koeficijenta uzgona i sile otpora. Postoje određena zadata ograničenja za obe letelice, koja se odnose pre svega na koeficijent uzgona. Tako je ograničenje za obe letelice pretpostavljeno već na 1,00. U skladu sa tim, za letelicu MSA su realni pravilni horizontalni zaokreti sa uglom nagiba do oko 63°, a za letelicu ALPEMA, sa uglom nagiba do oko 55°.

Tabela 35 - Poređenje veličina kod pravilnog horiz. zaokreta, JAXA-ALPEMA

ϕ [°]	L_{JAXA} [N]	L_{ALPEMA} [N]	r [m]	ω [rad/s]
15	13,45	23,05	2514,18	0,01989
30	15,00	25,71	1166,84	0,04285
45	18,37	31,49	673,67	0,07422
60	25,98	44,53	388,95	0,12855
75	50,18	86,03	180,51	0,27699

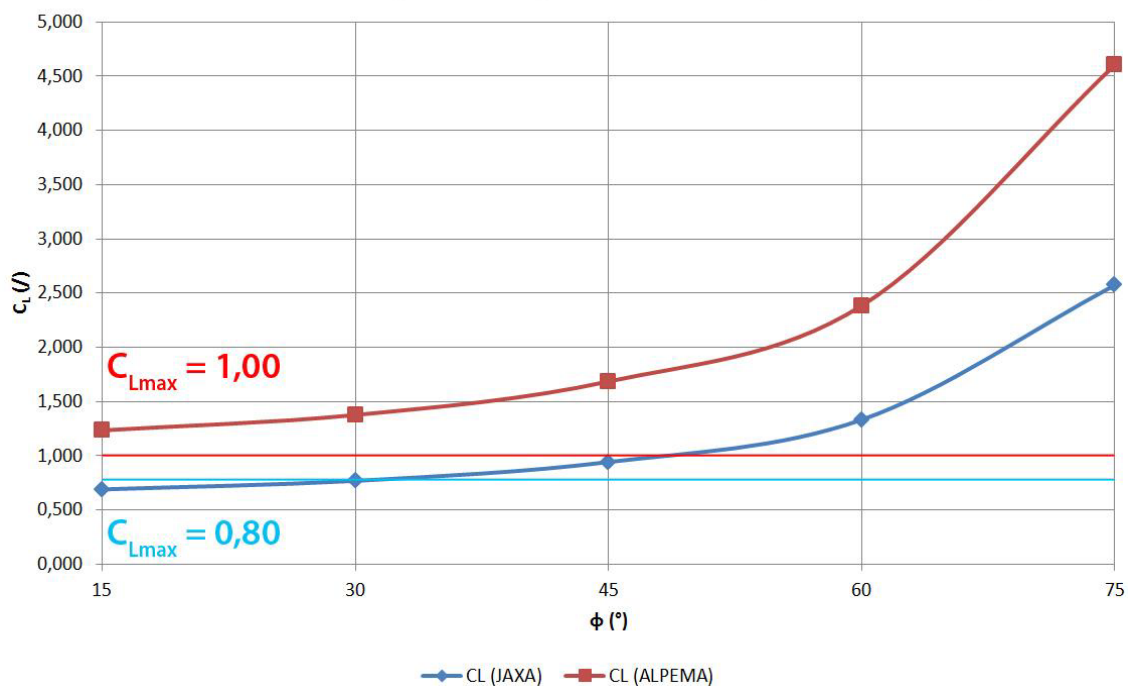
Tabela 36 - Poređenje veličina kod pravilnog horiz. zaokreta, JAXA-ALPEMA

φ [°]	$C_{L\ JAXA}$ [/]	$C_{L\ ALPEMA}$ [/]	D_{JAXA} [N]	D_{ALPEMA} [N]	$C_{D\ JAXA}$ [/]	$C_{D\ ALPEMA}$ [/]
15	0,690	1,234	1,424	2,364	0,073	0,064
30	0,769	1,376	1,605	2,850	0,082	0,078
45	0,942	1,685	2,067	4,088	0,106	0,111
60	1,332	2,383	3,451	7,802	0,177	0,213
75	2,574	4,604	11,014	28,097	0,565	0,766



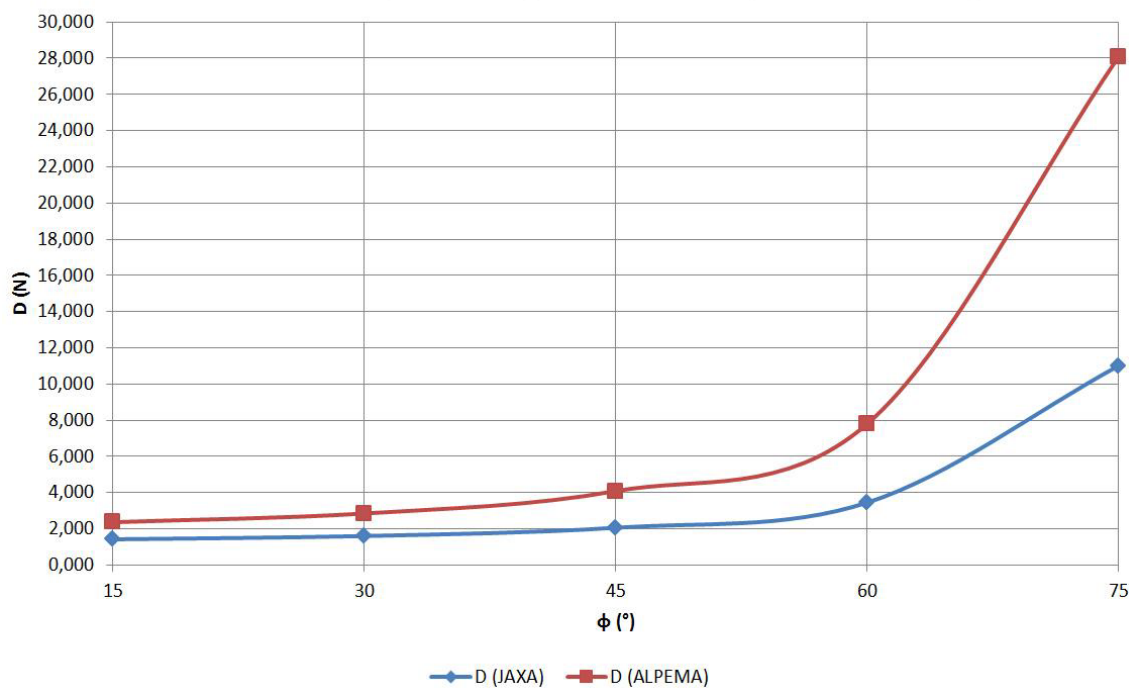
Slika 146 - Promena sile uzgona sa uglom zaokreta, JAXA-ALPEMA

Promena koef. uzgona sa uglom zaokreta (JAXA/ALPEMA)

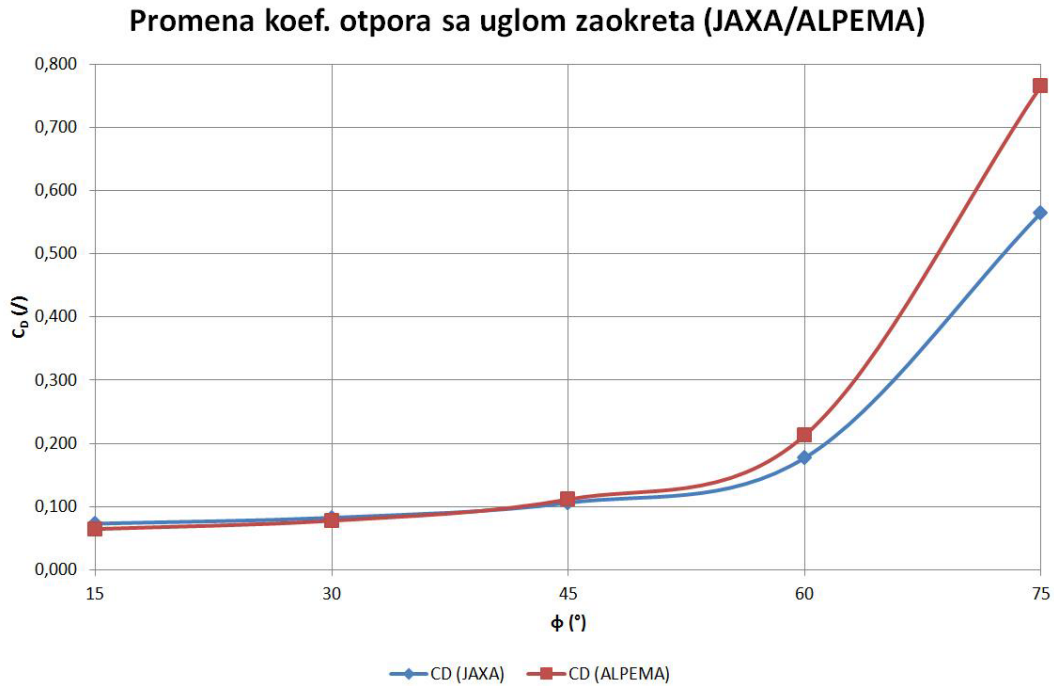


Slika 147 - Promena koeficijenta uzgona sa uglom zaokreta, JAXA-ALPEMA

Promena sile otpora sa uglom zaokreta (JAXA/ALPEMA)



Slika 148 - Promena sile otpora sa uglom zaokreta, JAXA-ALPEMA



Slika 149 - Promena koeficijenta otpora sa uglom zaokreta, JAXA-ALPEMA

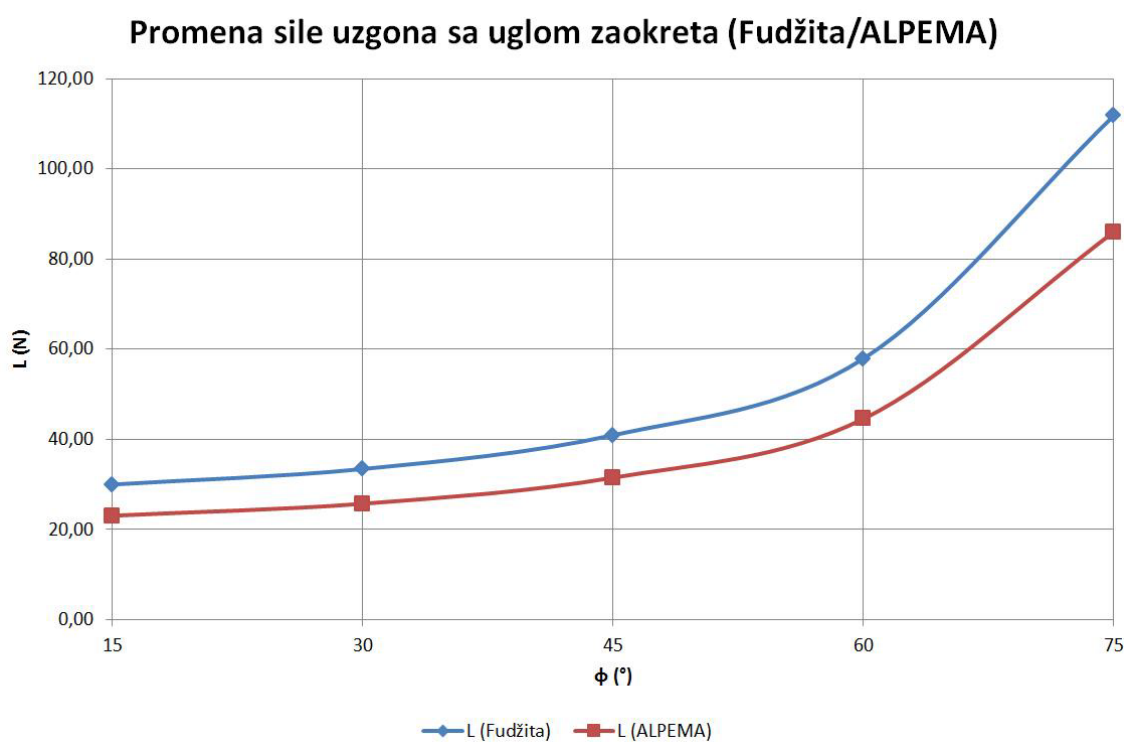
Uočava se da je pravilni horizontalni zaokret kod letelice ALPEMA u izvesnoj meri ograničen niskom brzinom krstarenja, koja direktno utiče na to da koeficijent uzgona bude iznad vrednosti C_{Lmax} za ovu letelicu. To ukazuje na potrebu da se u ovom slučaju, u pravilni horizontalni zaokret ulazi sa nešto većom brzinom, bližom vrednosti od 60 [m/s]. U svakom slučaju, čak i uz tu korekciju, ugao zaokreta bi se za obe letelice kretao u okolini vrednosti od 30°.

Tabela 37 - Poređenje veličina kod pravilnog horiz. zaokreta, Fudžita (Tohoku)-ALPEMA

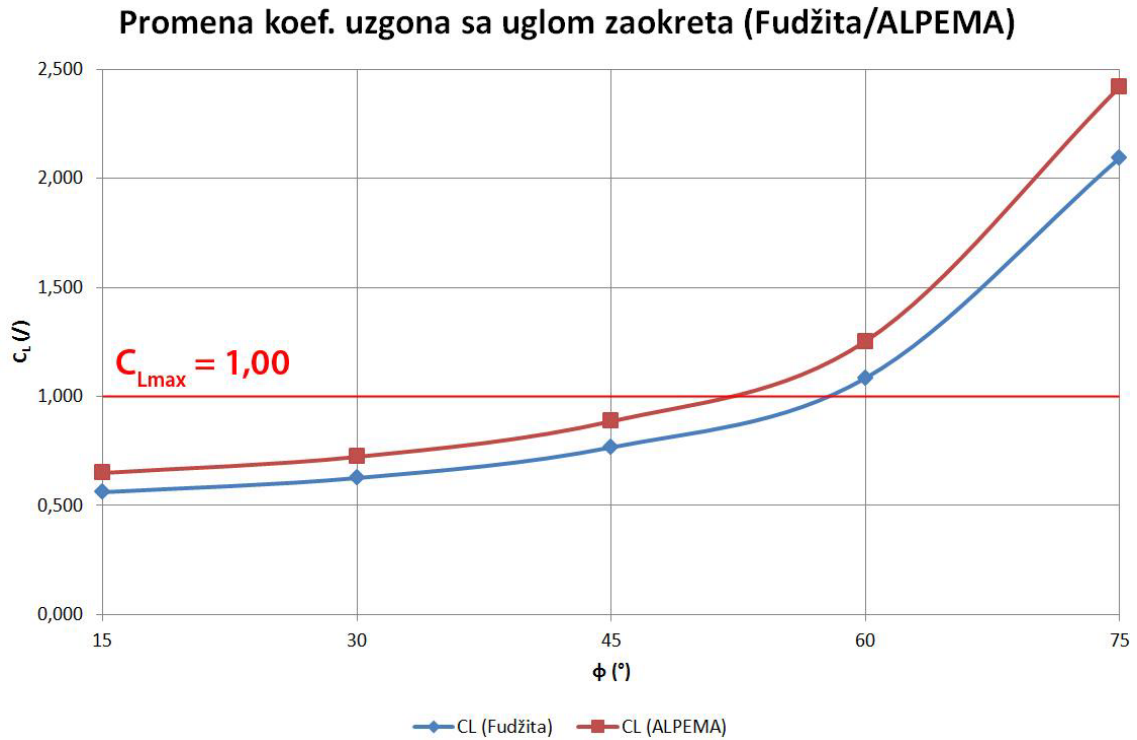
φ [°]	$L_{Fudžita}$ [N]	L_{ALPEMA} [N]	r [m]	ω [rad/s]
15	29,97	23,05	5359,23	0,01362
30	33,42	25,71	2487,23	0,02935
45	40,94	31,49	1436,00	0,05084
60	57,89	44,53	829,08	0,08805
75	111,84	86,03	384,78	0,18972

Tabela 38 - Poređenje veličina kod pravilnog horiz. zaokreta, Fudžita (Tohoku)-ALPEMA

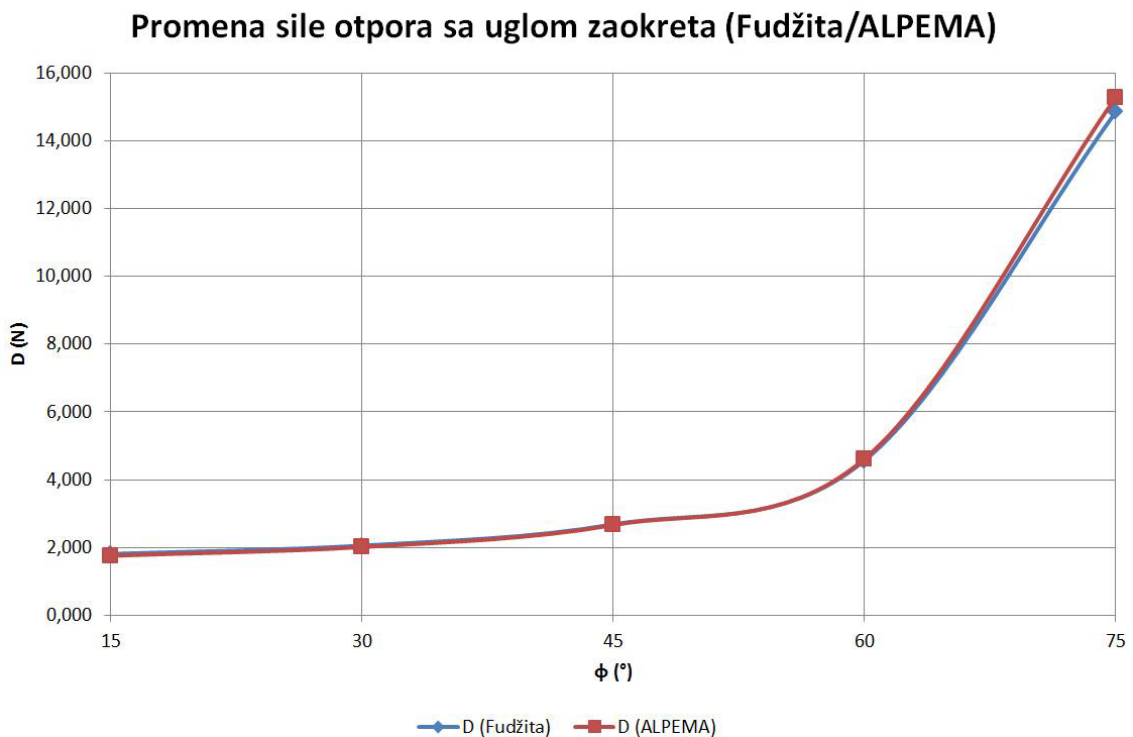
φ [°]	$C_{L \text{ Fudž.}}$ [//]	$C_{L \text{ ALPEMA}}$	$D_{\text{Fudž.}}$ [N]	D_{ALPEMA} [N]	$C_{D \text{ Fudž.}}$ [//]	$C_{D \text{ ALPEMA}}$ [//]
15	0,561	0,649	1,810	1,757	0,034	0,049
30	0,626	0,723	2,056	2,013	0,038	0,057
45	0,766	0,886	2,684	2,664	0,050	0,075
60	1,084	1,253	4,566	4,616	0,085	0,130
75	2,094	2,420	14,852	15,286	0,278	0,430



Slika 150 - Promena sile uzgona sa uglom zaokreta, Fudžita (Tohoku)-ALPEMA

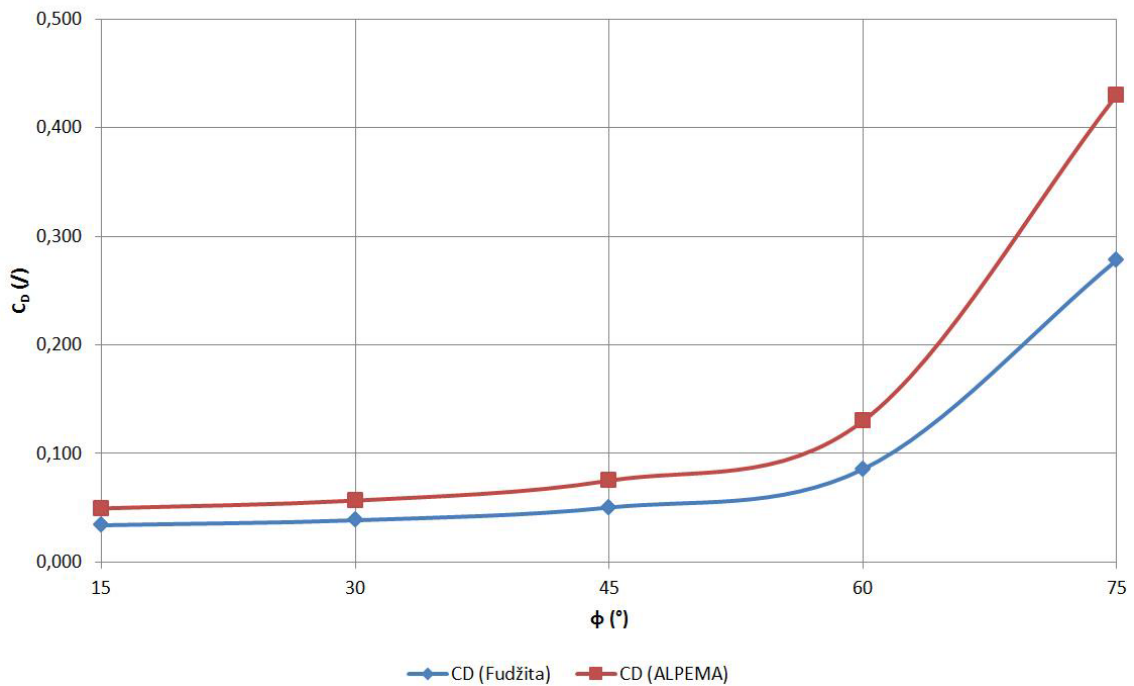


Slika 151 - Promena koef. uzgona sa uglom zaokreta, Fudžita (Tohoku)-ALPEMA



Slika 152 - Promena sile otpora sa uglom zaokreta, Fudžita (Tohoku)-ALPEMA

Promena koef. otpora sa uglom zaokreta (Fudžita/ALPEMA)



Slika 153 - Promena koef. otpora sa uglom zaokreta, Fudžita (Tohoku)-ALPEMA

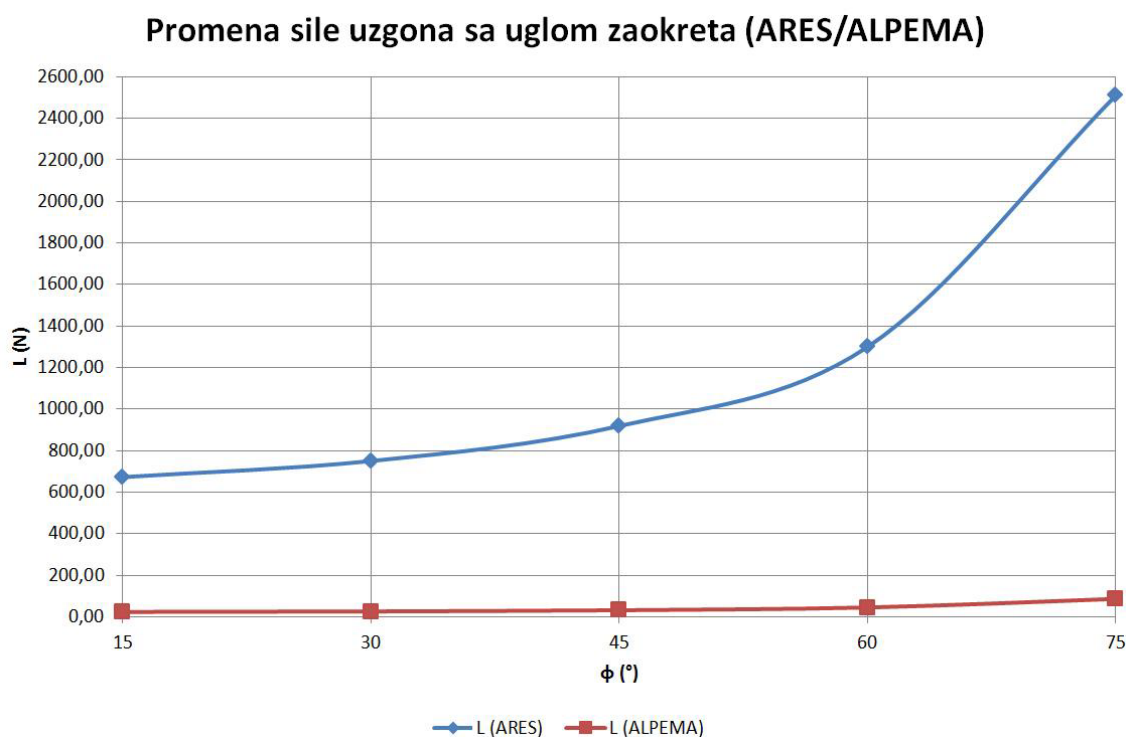
U skladu sa ograničenjima koja postavlja brzina sa kojom se ulazi u zaokret, kao i vrednost C_{Lmax} za obe letelice, optimalni zaokreti za obe letelice se mogu obavljati za vrednosti u okolini i nešto iznad ugla zaokreta od 45° .

Tabela 39 - Poređenje veličina kod pravilnog horiz. zaokreta, ARES-ALPEMA

φ [°]	L_{ARES} [N]	L_{ALPEMA} [N]	r [m]	ω [rad/s]
15	672,33	23,05	19711,18	0,00710
30	749,89	25,71	9147,99	0,01530
45	918,43	31,49	5281,60	0,02651
60	1298,85	44,53	3049,33	0,04591
75	2509,19	86,03	1415,20	0,09893

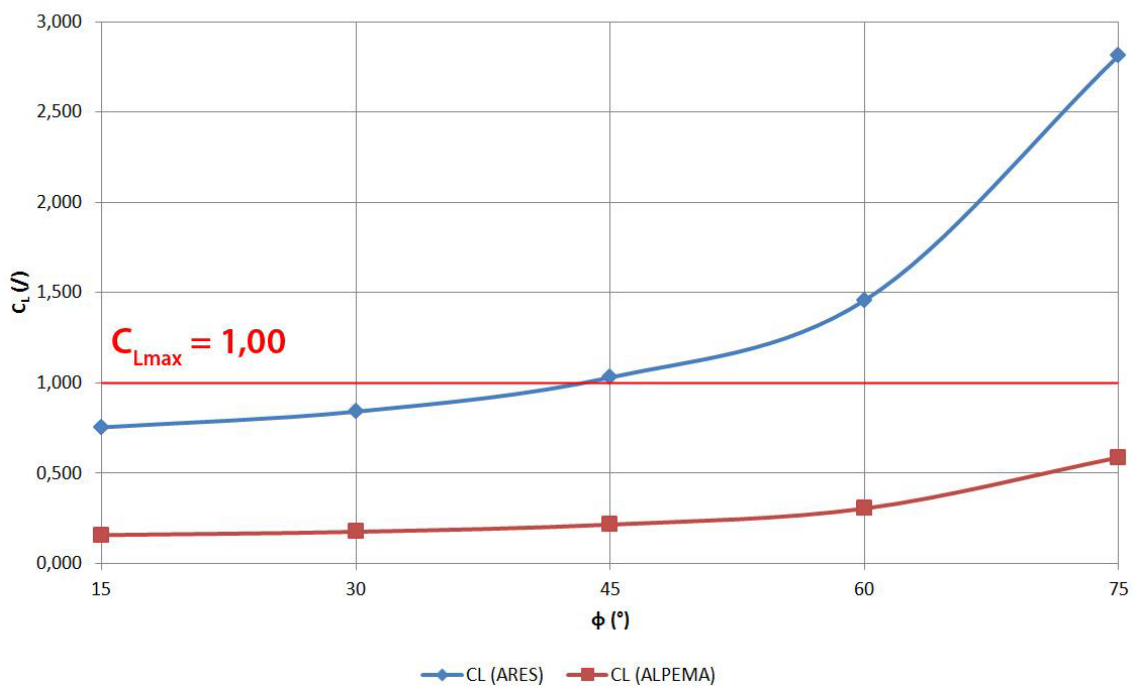
Tabela 40 - Poređenje veličina kod pravilnog horiz. zaokreta, ARES-ALPEMA

φ [°]	$C_{L\ ARES}$ [/]	$C_{L\ ALPEMA}$ [/]	D_{ARES} [N]	D_{ALPEMA} [N]	$C_{D\ ARES}$ [/]	$C_{D\ ALPEMA}$ [/]
15	0,754	0,157	48,249	3,184	0,054	0,090
30	0,841	0,175	55,670	3,246	0,062	0,091
45	1,030	0,215	74,587	3,404	0,084	0,096
60	1,456	0,304	131,338	3,878	0,147	0,109
75	2,814	0,587	441,430	6,466	0,495	0,182



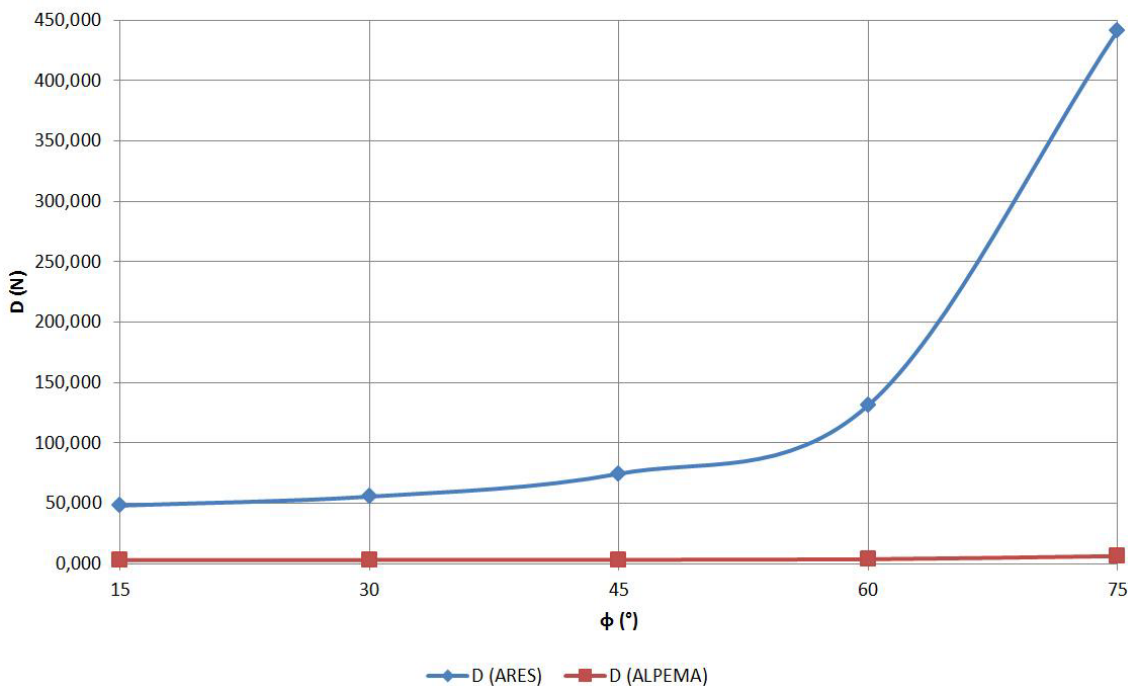
Slika 154 - Promena sile uzgona sa uglom zaokreta, ARES-ALPEMA

Promena koef. uzgona sa uglom zaokreta (ARES/ALPEMA)

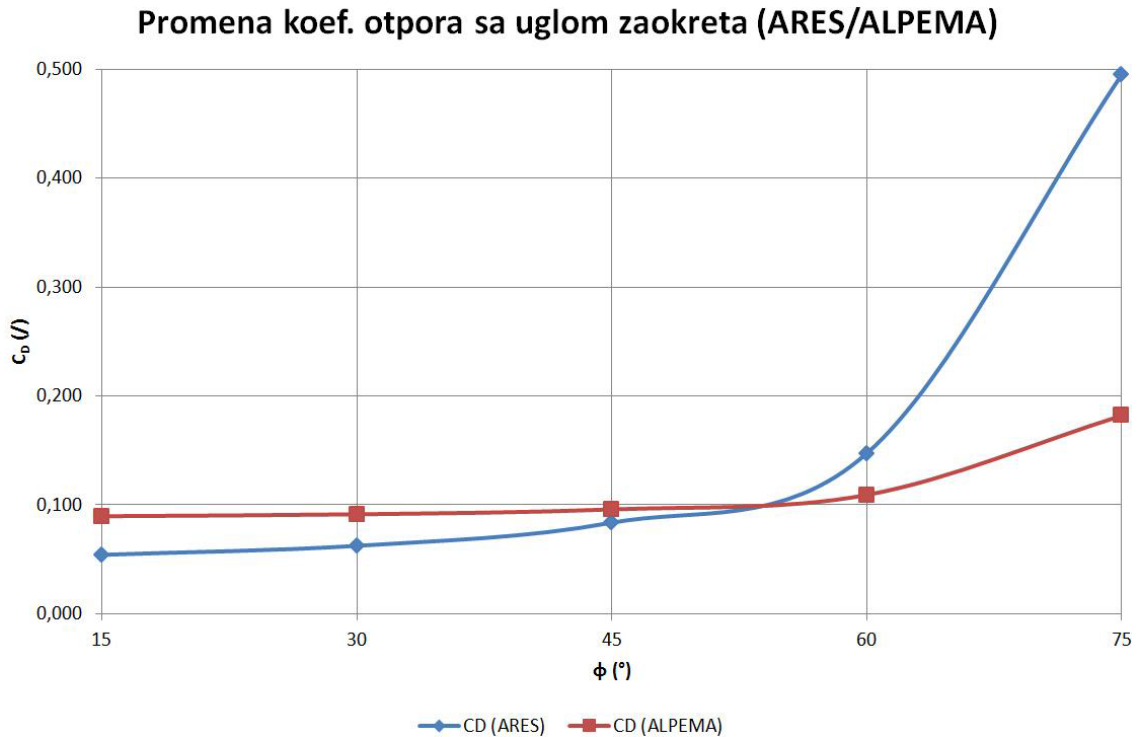


Slika 155 - Promena koeficijenta uzgona sa uglom zaokreta, ARES-ALPEMA

Promena sile otpora sa uglom zaokreta (ARES/ALPEMA)



Slika 156 - Promena sile otpora sa uglom zaokreta, ARES-ALPEMA



Slika 157 - Promena koeficijenta otpora sa uglom zaokreta, ARES-ALPEMA

Sile uzgona su listom znatno veće (za oko 30 puta) kod letelice ARES, što direktno odgovara tome što je ona i značajno, za isti red veličine, teža od letelice ALPEMA. Odavde možemo da prokomentarišemo to da letelica ARES ima značajno više vrednosti koeficijenta uzgona, dok su vrednosti sile otpora još drastičnije veće na celom posmatranom rasponu uglova zaokreta. Vrednosti koeficijenta otpora su ujednačene na širem rasponu uglova zaokreta.

Međutim, u uobičajenim okolnostima postoje određena zadata ograničenja za obe letelice, koja se odnose pre svega na koeficijent uzgona. U skladu sa tim, za letelicu ARES bi realni bili zaokreti sa uglom nagiba do oko 45°, a za letelicu ALPEMA sa svim uglovima nagiba koji su ponuđeni, što ukazuje na povoljniju manevrabilnost letelice ALPEMA.

5. ANVELOPE LETA LETELICA U ATMOSFERI MARSA

5.1. Faktor opterećenja kao ulazni činilac

Od izuzetnog interesa za ishod poređenja, a to je upoređenje anvelope leta, je napokon uporediti i ponašanje posmatranih letelica, pri zadatoj brzini krstarenja i na poznatoj visini leta, kroz prizmu faktora opterećenja, n .

Međutim, još je zanimljivije analizirati kompletne anvelope, do mere poznatosti podataka, za obe letelice. Iz praktičnih razloga i posmatranja što šireg scenarija, posmatraju se anvelope za tri karakteristične vrednosti faktora opterećenja, $n = 1$, $n = 2$ i $n = 4$.

Tabela 41 - Brzine krstarenja i faktori opterećenja posmatranih letelica

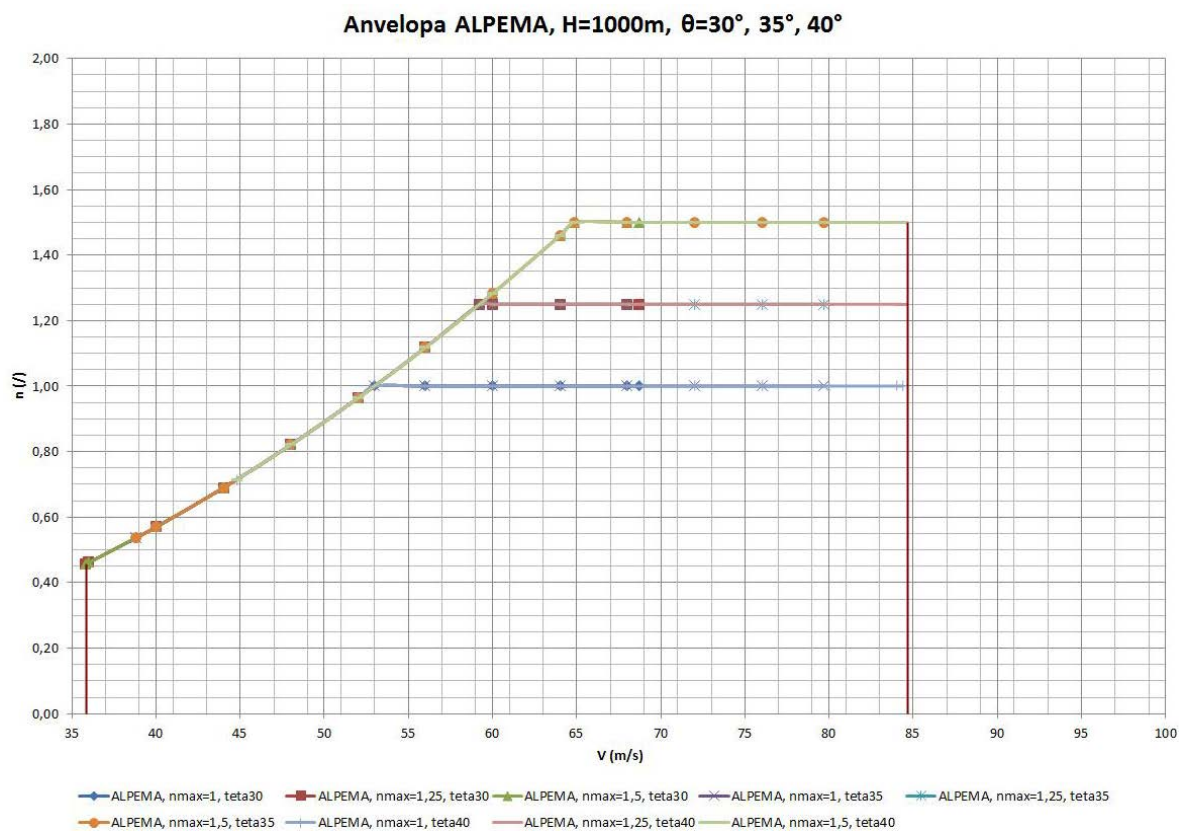
	$H [m]$	$\rho_M [kg/m^3]$	$V [m/s]$	$n [/]$
<i>ALPEMA</i>	<i>1000</i>	<i>0,0138</i>	<i>70</i>	<i>1,75</i>
ALPEMA	1000	0,0138	68	1,65
ALPEMA	1500	0,0130	50	0,84
<i>ALPEMA</i>	<i>1500</i>	<i>0,0130</i>	<i>70</i>	<i>1,64</i>
ALPEMA	1500	0,0130	140	6,58
ALPEMA	3000	0,0116	73	1,60
<i>ALPEMA</i>	<i>3000</i>	<i>0,0116</i>	<i>70</i>	<i>1,47</i>
MSA	1000	0,0138	68	2,33
JAXA	1500	0,0130	50	1,20
Fudžita	3000	0,0116	73	1,85
ARES	1500	0,0130	140	1,37

5.2. Anvelopa kao funkcija faktora opterećenja

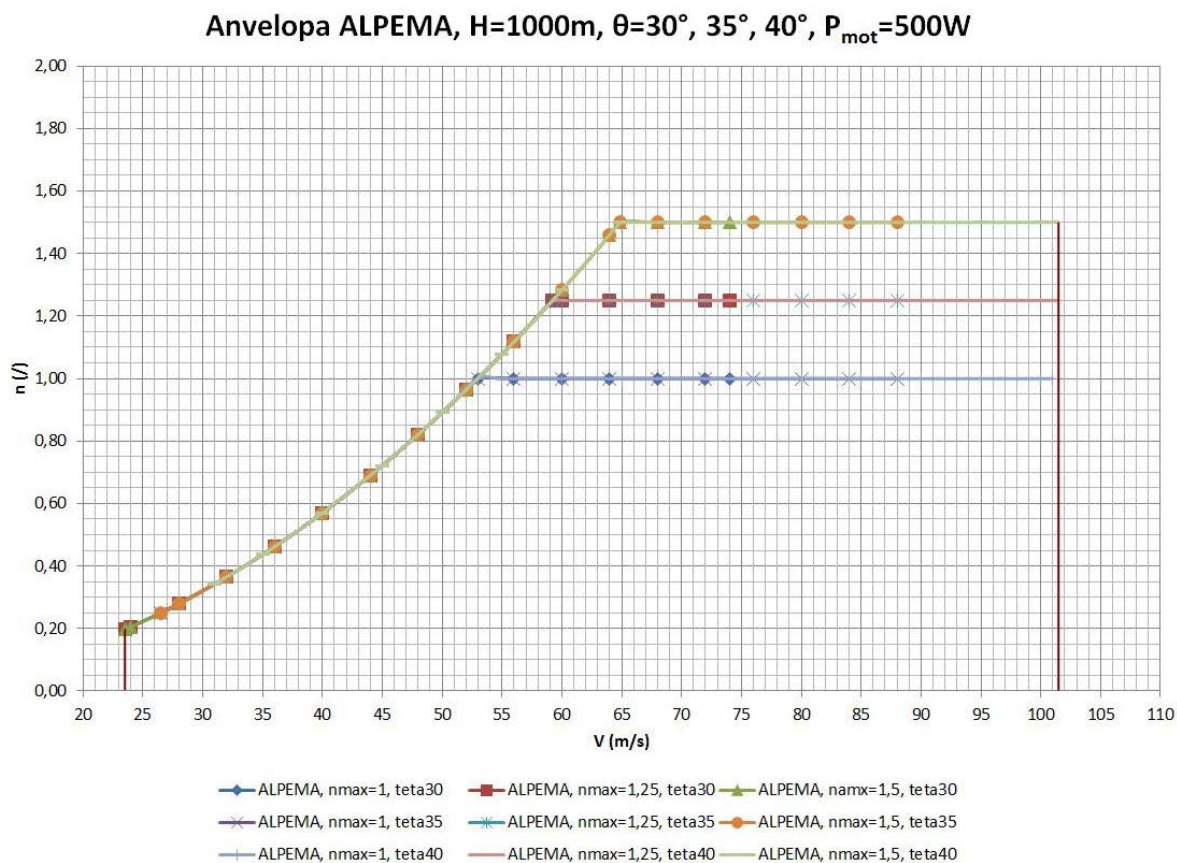
Znamo da je opseg brzina, pa samim tim i upotrebljivosti letelice ALPEMA viši u odnosu na poredene letelice, zbog velike rezerve snage. Korisno je videti mogu li se uspostaviti određena ograničenja vezana za faktor opterećenja, odnosno izdržljivost letelice. Naravno, primetimo formalno i to da je opterećenje od $n = 4$ samo po sebi veliko za lagane letelice koje mahom posmatramo i da je sasvim zasebno pitanje to da li bi letelica strukturalno to mogla da izdrži.

Poznate vrednosti brzina krstarenja, V (ili $V_{cr.}$), visina leta, H , te shodno tome, gustina atmosfere, ρ , omogućavaju određivanje faktora opterećenja, n , za letelicu ALPEMA, u poređenju sa ostlim posmatranim letelicama.

Međutim, još je zanimljivije i svakao ilustrativnije i korisnije, analizirati kompletne anvelope, do mere poznatosti podataka. To je moguće uraditi za letelicu ALPEMA, u razumnom opsegu koeficijenata opterećenja, od $n = 1,00$ pa do $n = 1,50$.



Slika 158 - Zbirna anvelopa, 1000m, $\theta=30^\circ, 35^\circ$ i 40° , $P_{mot} = 250$ [W]



Slika 159 - Zbirna anvelopa, 1000m, $\theta=30^\circ, 35^\circ$ i 40° , $P_{mot} = 500$ [W]

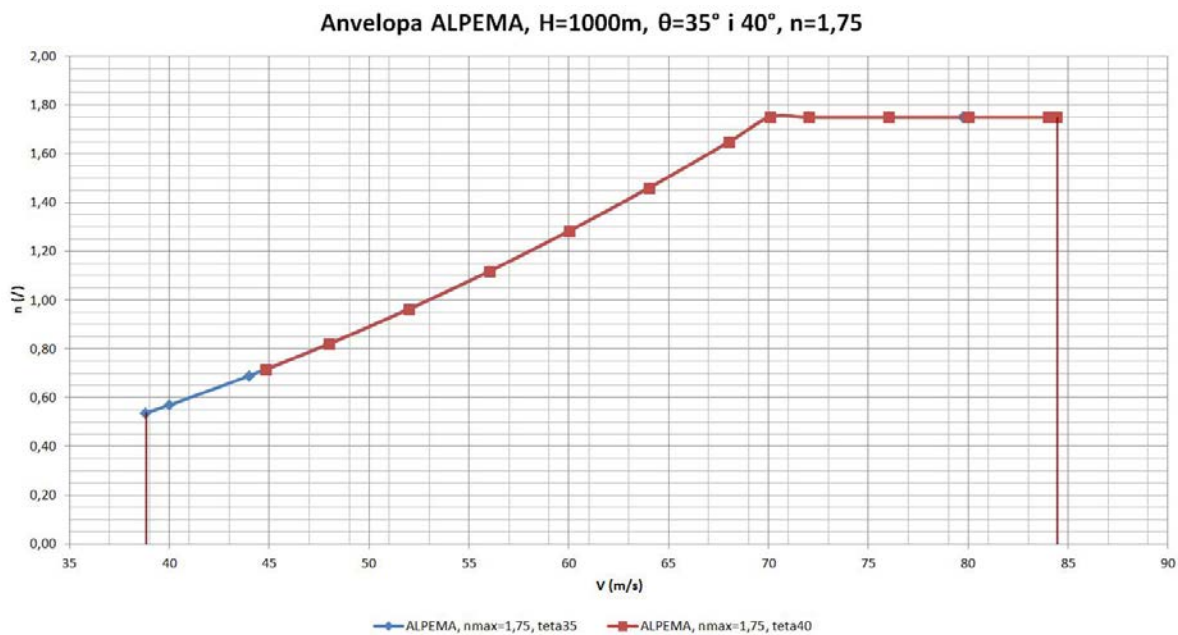
Kao što je i ranije primećeno, ukoliko bi se koristila veća snaga motora kod letelice ALPEMA, brojni parametri bi bili povoljniji. Isto važi i za anvelopu. Sa većom raspoloživom snagom, kao posledicom više snage motora, dobila bi se i šira anvelopa, odnosno veći opseg brzina, koje čine anvelopu.

Naravno, primetimo formalno i to da je sasvim zasebno pitanje to da li bi letelica strukturalno mogla da izdrži neka od ponuđenih, proračunskih opterećenja.

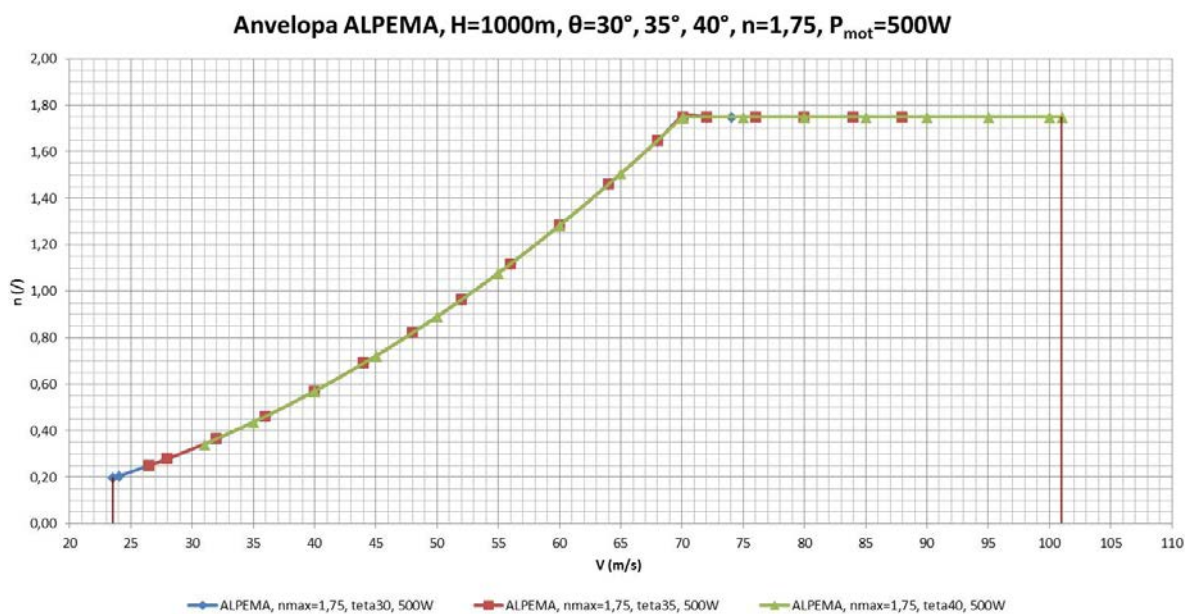
5.3. Anvelopa u funkciji varirane snage motora

Zanimljivo je posmatrati i posebne slučajeve, naznačene ranije, odnosno $n_{ALPEMA} = 1,75$, za snage motora od 250 [W] i 500 [W], kao i $n_{ALPEMA} = 1,64$ i $n_{ALPEMA} = 1,47$, za snagu motora od 500 [W].

Usklađivanjem dobijenih vrednosti sa mogućnostima konstruktivnog nagibnog ugla θ , dobijaju se praktični dijagrami.



Slika 160 - Zbirna anvelopa, 1000m, n=1,75; $\theta=35^\circ$ i 40° , $P_{mot} = 250$ [W]



Slika 161 - Zbirna anvelopa, 1000m, n=1,75; $\theta=30^\circ$, 35° i 40° , $P_{mot} = 500$ [W]

Što se ostalih posmatranih letelica tiče, proračunski je moguće doći do vrednosti n_{max} za njih, dok je za određivanje anvelopa, neophodno poznavanje više detalja vezanih za pogonsku grupu i elise.

Tako onda redom imamo:

MSA: $H=1000$ [m], $V_{cr.}=68$ [m/s], $n_{max}=2,33$;

JAXA: $H=1500$ [m], $V_{cr.}=50$ [m/s], $n_{max}=1,20$;

Fudžita/Tohoku: $H=3000$ [m], $V_{cr.}=73$ [m/s], $n_{max}=1,85$;

ARES: $H=1500$ [m], $V_{cr.}=140$ [m/s], $n_{max}=1,37$;

Što se letelice ARES tiče, sasvim je jasno to da bi pri njenoj brzini krstarenja, primenjenoj na letelicu ALPEMA, sve da ona to i može izdržati podešavanjem snage motora, ALPEMA trpela opterećenje koje bi strukturalno u potpunosti ugrozilo integritet letelice. Sa druge strane, letelica ARES, zbog svoje robusnije konstrukcije, izvesno može izdržati veća opterećenja, po cenu pokretljivosti i opšte manevrabilnosti.

Zanimljivije bi bilo analizirati kompletne anvelope posmatranih letelica i ALPEMA, do mere poznatosti podataka, za sve letelice, ali je to u nedostatku relevantnih podataka za posmatrane letelice, u ovom radu nemoguće.

Tabela 42 - Sumarne odlike posmatranih letelica

	ALPEMA	MSA	JAXA	Fudžita	ARES
masa letelice [kg]	6,0	4,24	3,5	7,8	175,0
površina krila [m ²]	1,15	1,15	1,20	1,728	7,00
razmah krila [m]	2,424	2,424	2,592	3,600	6,250
vitkost krila [/]	5,11	5,11	5,60	7,50	5,58

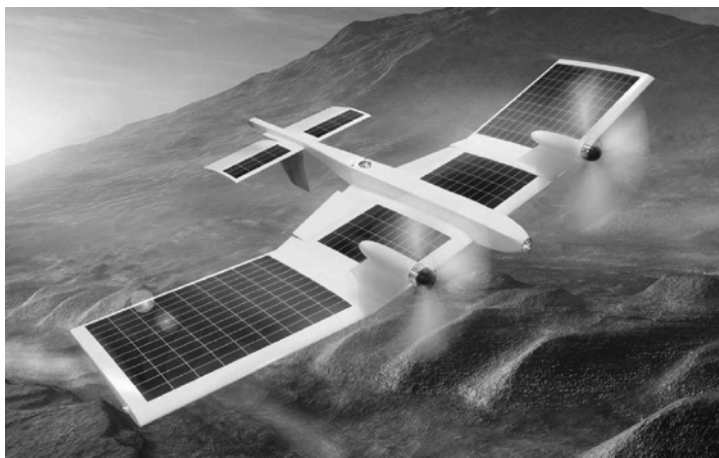
Letelice je moguće porediti i kroz prizmu identičnih brzina krstarenja, ali nam analiza pokazuje da bi neke brzine krstarenja, posebno u slučaju poređenja sa letelicom ARES, bile nerealne, za trenutne postavke motora. Zato ćemo predstaviti podatke u skladu sa usvojenim ili poznatim realnim uslovima.

Tabela 43 - Uporedni pregled najbitnijih izvedenih osobina posmatranih letelica

	MSA	JAXA	Fudžita	ARES	ALPEMA
masa letelice [kg]	4,24	3,5	7,8	175,0	6,0
površina krila [m ²]	1,15	1,20	1,728	7,00	1,15
razmah krila [m]	2,424	2,592	3,600	6,250	2,424
vitkost krila [λ]	5,11	5,60	7,50	5,58	5,11
poređena visina leta [m]	1 000	1 500	3 000	1 500	1 000
brzina krstarenja [m/s]	68	50	73	140	70
koeficijent otpora [λ]	0,0330	0,0713	0,0328	0,0556	0,0410
sila otpora [N]	1,20	1,39	1,75	49,57	1,61
maksimalna finesa krila	11,90	9,38	16,90	14,43	13,36
koef. uzgona za max	0,441	0,661	0,507	0,577	0,535
koef. uzgona (krstarenje)	0,42	0,67	0,54	0,73	0,61
RoC [m/s]	2,48	6,0	3,4	3,0	1,61
V _{Fmax} [m/s]	47,6	35,1	53,4	111,2	51,2
V _{stall} [m/s]	44,7	45,2	53,7	116,0	53,0
w [m/s]	4,949	4,612	4,001	9,558	4,757
V _{min} [m/s]	23,50	8,25	22,46	/	35,8/38,8/44,8*
V _{max} [m/s]	86,05	88,70	105,70	/	68,7/79,7/84,4*
γ _{max} [°]	3,6	17,8	3,7	/	2,1/1,7/1,4*
RoC _{max} [m/s]	3,20	11,56	3,80	/	1,98/1,70/1,47*
n _{max}	2,33	1,20	1,85	1,37	1,75

* Vrednosti za konstruktivne nagibne uglove elise redom $\theta=30^\circ / \theta=35^\circ / \theta=40^\circ$

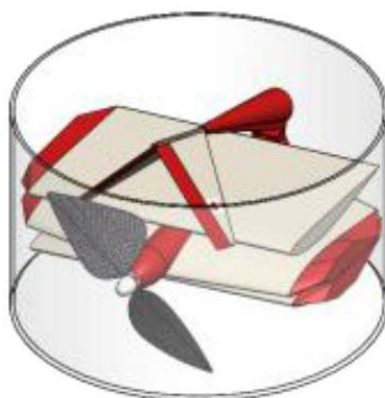
5.4. Idejna rešenja uporednih projekata



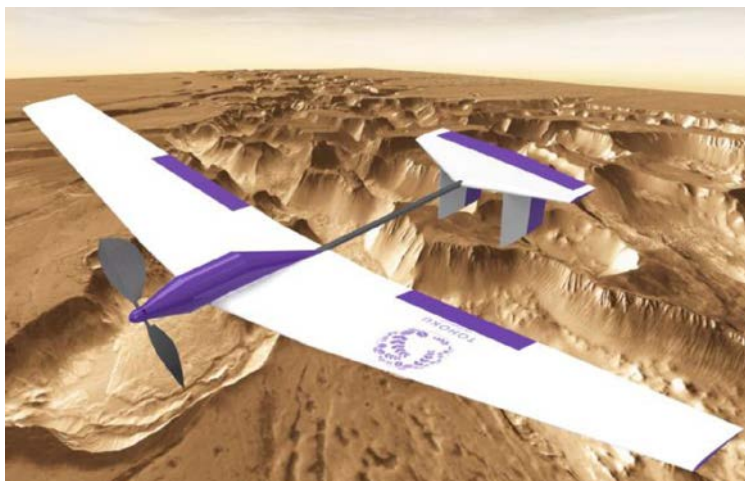
Slika 162 - Letelica MSA (izvor: isas.jaxa.jp)



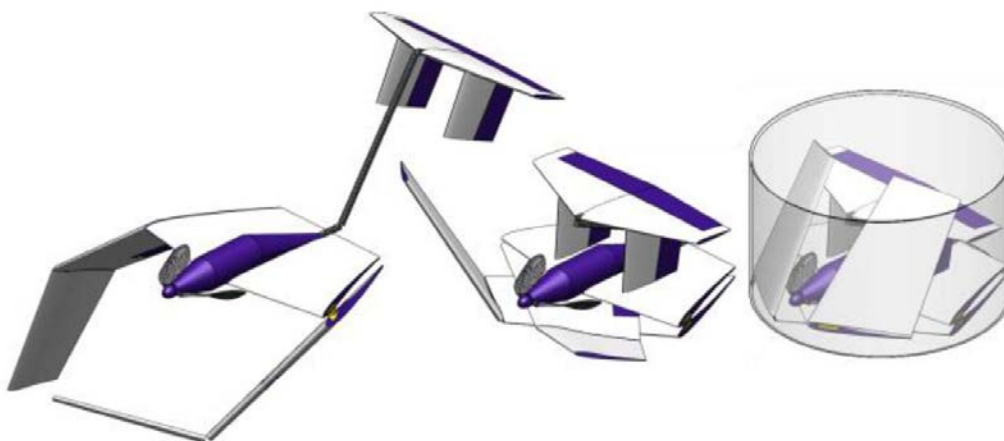
Slika 163 - Letelica JAXA (izvor: aero.jaxa.jp)



Slika 164 - Letelica JAXA (aeroljuska) (izvor: aero.jaxa.jp)



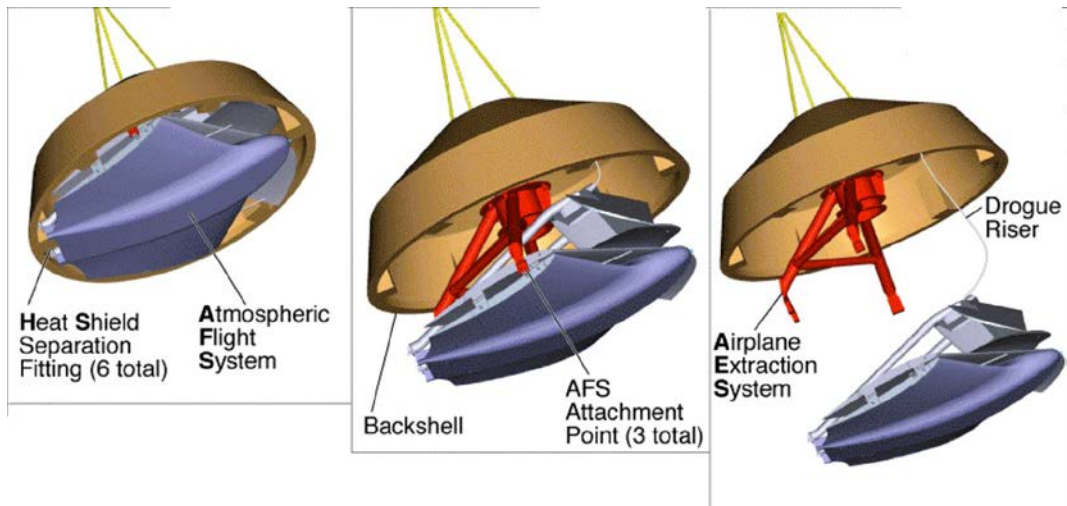
Slika 165 - Letelica Fudžita/Tohoku (izvor: ifs.tohoku.ac.jp)



Slika 166 - Letelica Fudžita/Tohoku (aeroljuska) (izvor: ifs.tohoku.ac.jp)



Slika 167 - Letelica ARES (izvor: nasa.gov)



Slika 168 - Letelica ARES (aeroljuska) (izvor: nasa.gov)

6. ZAKLJUČAK

Istraživanje leta u atmosferi Marsa je na mnogo načina zahtevno i složeno. U disertaciji je predstavljen savremen i originalan pristup istraživanju leta lakih letelica u uslovima atmosfere Marsa, kroz detaljan aerodinamički proračun i numeričku analizu. Na način koji prevazilazi opseg i domete sličnih metoda, objašnjavaju se precizno ograničenja sredine i načini optimizacije geometrije, pogona i drugih osobina lake letelice. U disertaciji je predstavljena primena novog, jedinstvenog i detaljnog pristupa, u kojem se sublimiraju svi detalji inženjerskog pristupa projektovanju i naučne analize letelica u cilju dobijanja letelice koja je optimalno prilagođena izvođenju složenih misija u atmosferi Marsa. Razmatra se ne samo model, odnosno njegove bazične geometrijske i težinske karakteristike, već i njegova pogonska grupa, performanse u letu, stabilnost, upravljivost, aerodinamičke osobine i anvelopa leta kao kruna analize i najsveobuhvatniji pokazatelj detaljnosti i preciznosti analize. Na isti način su iz referentnih primera sličnih letelica, izvedene uporedne veličine, čak i ukoliko nisu bile prisutne u samim izvornim radovima, a da bi se upotpunila predstavljena analiza. Referentni materijal je na taj način dopunjen i uspostavljen je mogući pravac daljih analiza.

Najznačajniji doprinos u ovom pogledu, ogleda se u svojevrsnoj sintezi oblasti interesovanja i značaja. Tako su tokom analize objedinjeni pogledi na fizičko-hemijska i orbitalna svojstva Marsa, sa onima koji se bave aerodinamičkim karakteristikama i performansama lakih letelica i onima koji se bave projektima i modelima letelica namenjenim letu u atmosferi Marsa. Sinteza i donekle sinkretizam brojnih oblasti, omogućili su ne samo naučni napredak, već i paralelan uvid u trenutno stanje u oblasti kojoj pripadaju problemi razmatrani u disertaciji.

Naročito značajan je predloženi pristup problemu izbora elise koja bi ostvarivala optimalan učinak, čemu u referentnoj literaturi nije posvećena dovoljna pažnja, s obzirom na ograničene energetske resurse sa kojima letelica raspolaže. Kompleksnost parametara ove aerodinamičke površine u uslovima složene

atmosfera Marsa se često zaobilazi, dok je u ovoj disertaciji elisi posvećena značajna pažnja, a njeni realni parametri su postali bitni činioci celovite analize.

Naučni doprinos disertacije se ogleda je i u poboljšanju postojećih proračunskih modela i projektnih rešenja, sa konačnim ciljem određenim kao omogućavanje naprednijeg i detaljnijeg pristupa rešavanju problema leta lakih letelica u atmosferi Marsa.

6.1. Nova naučna informacija

Prikazano istraživanje, analiza rezultata i zaključci su dali sledeće nove naučne informacije i naučni doprinos:

- Unapređenje proračunske metode skaliranja za slučajeve leta u atmosferi Marsa. Definisane nove metode koja šire i sveobuhvatnije uzima u obzir fizičko-hemijske osobine atmosfere Marsa i njihov uticaj na aerodinamičke karakteristike i performanse letelice;
- Uvođenje nove metodologije detaljnog i analitičkog pristupa problematici izbora optimalne elise i potom analize uticaja tako izabrane elise na performanse letelice. Na taj način je obezbeđeno dobijanje veoma realnog modela efekata elise na performanse letelice;
- Postupak definisanja geometrije letelice tako da u potpunosti odgovara fizičkim karakteristikama i gabaritima izabranog motora, odnosno, pogonske grupe. Na taj način se postiže bitna prednost u odnosu na dosada poznate pristupe jer se obezbeđuje dobijanje preciznijih rezultata;
- Preporučeno je novi način izbora pogonske grupe, takav da obezbedi pogonsku grupu koja svojim fizičkim karakteristikama i snazi optimalno odgovara zadatom projektu i njegovim ciljevima. Na taj način je olakšana optimizacija doleta i trajanja leta ;
- Primena pristupa variranja raspoložive snage pogonske grupe, kao odlika savremenih pogonskih grupa, koristi se na optimalan način. Na taj način se predstavlja realni pristup koji omogućava širu i precizniju analizu.

- Detaljan i sveobuhvatan proračun i određivanje anvelopa leta. Tako se omogućava uvid u širi spektar anvelopa jedne iste letelice, ali u različitim energetske režimima leta i prikazuju mogućnosti za obavljanje više raznovrsnih misija.

Potrebno je istaći da su celokupne nove metodologije zasnovane na primeni klasičnih, uobičajenih i lako dostupnih alata za analizu, proračun, tabličnu i grafičku interpretaciju dobijenih podataka. Na taj način se predloženi, komplikovani i detaljni analitički pristupi čine prijemčlijivijom i dostupnim većem broju zainteresovanih korisnika iz akademske i naučne zajednice.

6.2. Otvorena područja istraživanja

Najpre je potrebno uzeti u obzir koje naučne metode su primenjene u ostvarivanju naučnih rezultata ovog rada. One se mogu podeliti u tri grupe: fizičko-matematičko modeliranje, numeričke metode i simulacija aerodinamičkih uslova. Svaka od njih, premda zaokružena u okvirima ovog rada, predstavlja potencijalno bogato polje budućih istraživanja. Fizičko-matematičko modeliranje kao pregled matematičke teorije i definisanje teorema i definicija koje zadati modeli letelice i atmosfere treba da ispune da bi zadovoljavali određene uslove koji bi osigurali određivanje anvelopa leta, neprekidno se obogaćuje u današnje vreme. Osavremenjavanje materijala i proizvodnih procesa, pogoduje sa jedne strane modelovanju, dok nova saznanja o atmosferi Marsa, obezbeđuju sintetisanje neophodnih podataka.

Numeričko modeliranje, odnosno predstavljanje karakteristika leta lake letelice u atmosferi Marsa na čisto numerički način, omogućava da se rutinskim variranjem numeričkih podataka (argumenata), opiše i pokrije veliki dijapazon praktičnih problema od interesa za predstavljenu analizu, ali i za slične analize bliskih fenomena atmosferskog leta. Najznačajnija osobina ovog pristupa je jedinstvenost, odnosno univerzalnost pristupa, gde on odgovara jednako svakoj letelici namenjenoj letu u atmosferi Marsa. Parametri atmosferskih uslova su univerzalno primenljivi, a izmene podataka vezanih za geometriju i aerodinamičke karakteristike same letelice, lako su izvodive. Značajna posledica je i obilje izlaznih

informacija, koje potom otvaraju mogućnosti za čitav niz grananja početne analize ili pokretanje novih, sa ostvarivanjem raznovrsnih naučnih ciljeva.

Ukupno posmatrano, dodatni doprinos se ogleda u otvaranju novih pravaca budućih analiza. Pristupom koji na uspešan i kompaktan način kombinuje suštinski sve neophodne delove analize svakog leta svake letelice, a primenjenim na konkretnu letelicu i konkretne atmosferske uslove, tj. na Mars, otvaraju se mogućnosti brze i efikasne analize proizvoljnog broja budućih projekata, koji ne moraju nužno biti ograničeni samo na Mars. Uz adekvatno poznavanje atmosferskih parametara bilo kog atmosferskog modela, proračun je izvodiv i precizan.

6.3. Vrednovanje rada

Rezultati ukazuju na prednosti predloženog koncepta letelice ALPEMA, posebno u oblasti viših snaga motora.

Polara letelice pokazuje da je moguće ostvariti veoma povoljnu finesu. Ta finesa je nešto lošija od onih koje se dobijaju kod letelica ARES i Fudžita/Tohoku (8 i 26 procenata), ali i značajno bolja od onih kod letelica MSA i JAXA (11 i 30 procenata). S obzirom na to da letelica ALPEMA ima pojednostavljeno, pravougaono krilo, njen zaostatak po pitanju finese u odnosu na letelice ARES i Fudžita/Tohoku je vrlo uslovan i nije presudan. Za svoju težinu i usvojenu geometriju, letelica ALPEMA sa ovakvom polarom ima optimalno nizak koeficijent otpora, pri relativno visokom koeficijentu uzgona.

Koeficijent uzgona za maksimalnu finesu prati donekle gornji trend, pa je tako nešto slabiji u odnosu na letelice ARES i JAXA (8 i 24 procenata), ali bolji u odnosu na letelice MSA i Fudžita/Tohoku (18 i 8 procenata).

Takođe, još jedan značajan aerodinamički parametar, vitkost krila, u slučaju letelice ALPEMA je povoljnija u odnosu na ostale letelice, u rasponu od 9 do 47 procenata.

Koeficijent uzgona pri krstarenju je optimalan i odgovara maksimumu mogućnosti geometrije ovakvog krila. Ima značajnu prednost u odnosu na koeficijent uzgona pri krstarenju kod letelice MSA (26 procenata), blizak je vrednosti kod letelice

Fudžita/Tohoku (razlika od svega 5 procenata), a zaostaje za vrednostima kod letelica JAXA (18 procenata) i ARES (28 procenata). U poređenju sa maksimalnim koeficijentom uzgona, vrednost koeficijenta uzgona kod naše letelice ima prednost utoliko što ostavlja dovoljnu rezervu pre dostizanja maksimuma.

Brzina penjanja je u direktnoj zavisnosti od snage motora i raspoložive snage, tj. njenog maksimuma. Kod nižih snaga motora, u rasponu od 250 do 300 [W], vrednosti ove brzine su bliske vrednostima koje ostvaruju ostale letelice, osim letelice JAXA, koja ima značajnu prednost. Međutim, kada se snaga motora podigne na 500 [W], brzina penjanja kod letelice ALPEMA pokazuje značajne prednosti u odnosu na ostale letelice (59 do 70 procenata prednosti), a zaostatak za vrednošću izračunatom za letelicu JAXA se smanjuje (33 procenta).

Kod brzine za najduže planiranje, odnosno najduži bezmotorni let, primetićemo odmah da je letelica ARES, sa svojim raketnim motorom, u suštini izvan konkurencije. U odnosu na ostale letelice, ALPEMA blago zaostaje za letelicom Fudžita/Tohoku (oko 4 procenta). U odnosu na letelice MSA i JAXA pak, ostvaruje bolje vrednosti (7 i 30 procenata).

Slična je situacija i kod brzine gubitka uzgona, gde je letelica ARES ponovo izvan konkurencije, dok su vrednosti bliske onima kod letelice Fudžita/Tohoku (razlika od svega jednog procenta) i povoljnije od onih kod letelica MSA (16 procenata) i JAXA (14 procenata).

Brzina propadanja je bliska vrednostima ostalih lakih letelica (raspon od 2 do 16 procenata), dok letelica ARES zbog svoje velike težine i ima drastično veću vrednost ove brzine (razlika od čak 101 procenta).

Optimalni izbor elise, oblast koja nije u značajnoj meri ili čak uopšte spomenuta kod drugih posmatranih letelica, ima za posledicu i energetska efikasnost usvojenog koncepta letelice, odnosno, pre svega, vrednosti potrebne snage i sledstvenih minimuma i maksimuma brzine leta. Zavisno od konstruktivnog nagibnog ugla elise, te vrednosti u letu ostaju u opsegu mogućeg obavljanja zadate misije. Postoji izuzetno važna fleksibilnost, oličena u variranju snage motora, koja potom utiče na

raspone brzina i posledično, na širinu i efikasnost anvelope. Tako opsezi brzina, od minimalne do maksimalne, pokrivaju oblasti između 35,8 i 84,4 [m/s], za snagu motora od 250 [W], odnosno između 23,5 i 101,0 [m/s], za snagu motora od 500 [W]. Sve brzine su posmatrane na odabranoj optimalnoj visini leta od 1000 metara iznad referentne površine Marsa.

Izuzetno bitno za ostvarivanje misije je i vreme koje će letelica moći autonomno da provede u letu, kao i ukupna razdaljina koju će moći da pređe. U tom smislu, letelica ALPEMA pokazuje odlične rezultate i značajnu prednost nad drugim letelicama, posebno u situaciji leta sa snagom motora od 500 [W]. Naime, čak i pri snazi motora od 250 [W], ALPEMA proračnunski ostvaruje 1,42 sata autonomnog leta, tokom kog prelazi 324 kilometra. Tim vrednostima uspešno parira samo letelica ARES, ali sa njenom drugačijom vrstom pogona, to je očekivano. Onda kada se snaga motora letelice ALPEMA podigne na 500 [W], trajanje autonomnog leta odlazi na 2,83 sata, tokom kojih letelica prelazi čak 648 kilometara. Uzevši u obzir da je geometrija krila takva da daje mogućnost za postavljanje solarnih ćelija po gornjaci, može se zaključiti da autonomija leta može da bude i značajno veća. U situaciji u kojoj bi se mogao koristiti i atmosferski metan, trajanje leta i dolet letelice ALPEMA mogu značajno prevazići elementarne potrebe zadate misije i proširiti polje mogućnosti ove letelice.

Kod pravilnog horizontalnog zaokreta, uočava se to da letelici ALPEMA odgovaraju više brzine pri kojima ulazi u sam zaokret. Pri nižim brzinama, javljaju se problemi sa koeficijentom uzgona, dok pri višim brzinama, uglovi zaokreta postaju vrlo efikasni i povoljni, u rangu ili donekle ispred konkurencije.

Anvelope, kao ishodište kompletne analize, pokazuju na najbolji način sve prednosti koje letelici ALPEMA donosi snažan motor i pažljivo izabrana elisa. Zbirno predstavljene, na izabranoj visini i kroz sva tri posmatrana konstruktivna nagibna ugla, jasno ukazuju na to da će zadata misija biti lako ispunjena, bilo da je u pitanju ispuštanje i rasklapanje letelice iz atmosfere, bilo da se radi o poletanju sa poletno-sletne staze na površini planete. Kada se posmatraju zbirne anvelope za više snaga motora, odnosno konkretno za 250 [W] i 500 [W], sav raspon mogućnosti letelice

ALPEMA postaje vidljiv, a izbor elise sa promenljivim korakom postaje u potpunosti opravdan.

Uzevši u obzir i prethodne aerodinamičke podatke i vrednosti vezane za specijalne performanse, jasno je da letelica ALPEMA može da obezbedi siguran, dugotrajan let, velikog doleta. Dobre aerodinamičke karakteristike i efikasna polara, garantuju puno ispunjavanje misije, uz značajnu mogućnost za proširivanje iste i prilagođavanje mogućim novim zahtevima. Prostor za korišćenje solarnih panela, ili nekog drugog dodatnog izvora energije za napajanje motora i instrumenata, čini letelicu ALPEMA dobrim modelom za buduća istraživanja i unapređenja.

LITERATURA

- [1] B. N. Cassenti, *Trajectory Options for Manned Mars Missions*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, Vol.42: 890-895, 10.2514/1.9770
- [2] H. T. Ponsford, *Thermostuctural Design-Entry Vehicles for Mars and Venus*, ARS Journal, 1961, Vol.31: 474-481, 10.2514/8.5532
- [3] J. C. Houbolt, E. G. Menkes, *Evaluation of aerothermoelasticity problems for unmanned Mars-entry vehicles*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1969, Vol.6: 178-184, 10.2514/3.29558
- [4] R. N. Gupta, K. P. Lee, C. D. Scott, *Aerothermal Study of Mars Pathfinder Aeroshell*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, Vol.33: 61-69, 10.2514/3.55708
- [5] Shuang Li, Xiuqiang Jiang, *Review and prospect of guidance and control for Mars atmospheric entry*, Progress in Aerospace Sciences, Volume 69, August 2014, Pages 40-57
- [6] Xiaodong Liu, Hexi Baoyin, Xingrui Ma, *Five Special Types of Orbits Around Mars*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, Vol.33: 1294-1301, 10.2514/1.48706
- [7] M. Vasile, E. Minisci, D. Quagliarella , H. Liqiang, C. Yuanli, Z. Rongzhi, L. Hengnian, L. Jisheng, *Robust design of Mars entry micro-probe with evidence theory and multi-fidelity strategies*, Engineering Computations, Volume: 31 Issue: 6, 2014
- [8] M. V. Krumins, *Drag and stability of Mars probe/lander shapes*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, Vol.4: 1052-1057, 10.2514/3.29017
- [9] R. Votta, M. Marini, F. De Filippis, M. Di Vice, R. Sabatano, *Design and Feasibility of ExoMars Supersonic Parachute Scirocco Test*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, Vol.47: 981-993, 10.2514/1.50230

- [10] Scott M. Murman, *Dynamic Simulations of Atmospheric-Entry Capsules*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, Vol.46: 829-835, 10.2514/1.41078
- [11] Roy S. Smith, Kenneth D. Mease, David S. Bayard, David L. Farless, *Aeromaneuvering in the Martian Atmosphere: Simulation-Based Analyses*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, Vol.37: 139-142, 10.2514/2.3538
- [12] K. Tsuji, S. Sunada, *Flutter of an Aircraft Flying on Mars*, Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 1 (2011), pp. 341-343.
- [13] Yanbin Liu, Chaoxing Yang, Yuping Lu, *Complex Modeling and Adaptive Sliding Control Law for Mars Airplane*, International Journal of Micro Air Vehicles, June 2014 vol. 6 no. 2 73-88
- [14] J. Vassberg, G. Page, R. Foch, A. Jameson, *Aerodynamic Design and Optimization of the Mars Airborne Remote Exploration Scout Aircraft*, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, (<http://dx.doi.org/10.2514/6.2004-401>), AIAA 2004-401
- [15] A. Datta, B. Roget, D. Griffiths, G. Pugliese, J. Sitaraman, J. Bao, L. Liu, O. Gamard, *Design of a Martian Autonomous Rotary-Wing Vehicle*, Journal of Aircraft, 2003, Vol.40: 461-472, 10.2514/2.3141
- [16] P. Reynier, *Survey of aerodynamics and aerothermodynamics efforts carried out in the frame of Mars exploration projects*, Progress in Aerospace Sciences, Volume 70, October 2014, Pages 1-27
- [17] C. Restrepo, J. Valasek, *Structured Adaptive Model Inversion Controller for Mars Atmospheric Flight*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, Vol.31: 937-953, 10.2514/1.33085
- [18] M. B. Quadrelli, L. J. Wood, J. E. Riedel, M. C. McHenry, M. Aung, L. A. Cangahuala, R. A. Volpe, P. M. Beauchamp, J. A. Cutts, *Guidance, Navigation, and Control Technology Assessment for Future Planetary Science Missions*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, Vol.38: 1165-1186, 10.2514/1.G000525

- [19] Wei Guo, Yiyuan J. Zhao, Brian Capozzi, *Optimal Unmanned Aerial Vehicle Flights for Seeability and Endurance in Winds*, Journal of Aircraft, 2011, Vol.48: 305-314, 10.2514/1.C031114
- [20] Eugene A. Morelli, *Flight Test Maneuvers for Efficient Aerodynamic Modeling*, Journal of Aircraft, 2012, Vol.49: 1857-1867, 10.2514/1.C03169
- [21] S. Dufresne, C. Johnson, D. N. Mavris, *Variable Fidelity Conceptual Design Environment for Revolutionary Unmanned Aerial Vehicles*, Journal of Aircraft, 2008, Vol.45: 1405-1418, 10.2514/1.35567
- [22] Eli Livne, *Future of Airplane Aeroelasticity*, Journal of Aircraft, 2003, Vol.40: 1066-1092, 10.2514/2.7218
- [23] Periklis Papadopoulos, Michael E. Tauber, I-Dee Chang, *Heatshield erosion in a dusty Martian atmosphere*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, Vol.30: 140-151, 10.2514/3.11522
- [24] Arvydas Kliore and Dennis. A. Tito, *Radio occultation investigations of the atmosphere of Mars*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 5 (1967), pp. 578-582. doi: 10.2514/3.28912
- [25] David Tenenbaum, *Interplanetary Whodunit – Methane on Mars*, Astrobiology Magazine, NASA, July 20, 2005. (Note: part one of a four-part series.)
- [26] Mumma, M. J.; Novak, R. E.; DiSanti, M. A.; Bonev, B. P., *A Sensitive Search for Methane on Mars (abstract only)*, American Astronomical Society, DPS meeting #35, #14.18.
- [27] C. L. Kyriss and H. Rie., *Theoretical investigation of entry vehicle stability in the Mars atmosphere*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 2 (1967), pp. 272-275. doi: 10.2514/3.28847
- [28] Alvin Seiff, *Atmospheres of earth, Mars, and Venus, as defined by entry probe experiments*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No. 3 (1991), pp. 265-275. doi: 10.2514/3.26240

- [29] Robbins, Stuart J.; et al. (14. September 2006), *Elemental Composition of Mars Atmosphere*, Case Western Reserve University Department of Astronomy.
- [30] Alvin Seiff, Donn B. Kirk, *Structure of the Atmosphere of Mars in summer at mid-latitudes*, Journal of Geophysical Research, Vol. 82, Issue 28 (1977), pp. 4364-4378. doi: 10.1029/JS082i028p04364
- [31] Weast, Robert C., editor. 65th edition. Chemical Rubber Company (CRC). 1984. CRC Handbook of Chemistry and Physics. CRC Press, Inc. Boca Raton, Florida. USA.
- [32] Crane Company. 1988. *Flow of fluids through valves, fittings, and pipe*. Technical Paper No. 410 (TP 410).
- [33] Koichi Yonezawa, Yudai Goto, Takashi Hayashida, Shigeru Sunada, Masayuki Anyoji and Yoshinobu Tsujimoto, *Experimental and Numerical Investigations of Three-Dimensional Flows around Propellers in Low-Reynolds Number Flows - Graduate School of Engineering Science, Osaka University, Toyonaka, Japan, Graduate School of Engineering, Osaka Prefecture University, Sakai, Japan Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagamihara, Japan (2013-k-01)*
- [34] Masayuki Anyoji, Taku Nonomura, Hikaru Aono, Akira Oyama, Kozo Fujii, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, *Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number Flow Condition*, Journal of Aircraft, 2014, Vol.51: 1864-1872, 10.2514/1.C032553
- [35] Masayuki Anyoji, Daiju Numata, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, *Effects of Mach Number and Specific Heat Ratio on Low-Reynolds-Number Airfoil Flows*, AIAA Journal, 2015, Vol.53: 1640-1654, 10.2514/1.J053468
- [36] D. Nelson, *Numerical Optimization of Airfoils in Low Reynolds Number Flows*, Journal of Aircraft, 2009, Vol.46: 331-337, 10.2514/1.36859

- [37] Ryoji Kojima, Taku Nonomura, Akira Oyama, Kozo Fujii, *Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow Over Thick and Thin NACA Airfoils*, Journal of Aircraft, 2013, Vol.50: 187-196, 10.2514/1.C031849
- [38] Timothy J. Takahashi, Brian J. German, Arvin Shajanian, Matthew J. Daskilewicz, Shane Donovan, *Form Factor and Critical Mach Number Estimation for Finite Wings*, Journal of Aircraft, 2012, Vol.49: 173-182, 10.2514/1.C031466
- [39] Harry A. Dwyer, *Calculation of flow Mach number reacting flows*, AIAA Journal, 1990, Vol.28: 98-105, 10.2514/3.10358
- [40] Meng Wang, David R. Kassoy, *Standing acoustic waves in a low Mach number shear flow*, AIAA Journal, 1992, Vol.30: 1708-1715, 10.2514/3.11127
- [41] William E. Milholen, II, Ndaona Chokani, J. Al-Saadi, *Performance of three-dimensional compressible Navier-Stokes codes at low Mach numbers*, AIAA Journal, 1996, Vol.34: 1356-1362, 10.2514/3.13240
- [42] R. V. Ragsac, *Study of electric propulsion for manned Mars missions*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, Vol.4: 462-468, 10.2514/3.28888
- [43] Andrew T. Klesh, Pierre T. Kabamba, *Solar-Powered Aircraft: Energy-Optimal Path Planning and Perpetual Endurance*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, Vol.32: 1320-1329, 10.2514/1.40139
- [44] Gautum Agarwal, *Lithium Peroxide Fuel Cells for Electric Vehicle Propulsion*, Journal of Propulsion and Power, 2000, Vol.16: 367-369, 10.2514/2.5579
- [45] W.P. Wright, P. Ferrer, *Electric micropropulsion systems*, Progress in Aerospace Sciences, Volume 74, April 2015, Pages 48-61
- [46] J. V. Bowles, M. E. Tauber, A. J. Anagnost, T. Whittaker, *Propellant production from the Martian atmosphere*, Journal of Propulsion and Power, 1992, Vol.8: 907-909, 10.2514/3.23568

- [47] J. Appelbaum, D. J. Flood, M. Crutchik, *Solar radiation on Mars - Tracking photovoltaic array*, Journal of Propulsion and Power, 1996, Vol.12: 410-419, 10.2514/3.24044
- [48] Valerie J. Lyons, Power and Propulsion at NASA Glenn Research Center: *Historic Perspective of Major Accomplishments*, Journal of Aerospace Engineering Apr 2013, Vol. 26, No. 2, pp. 288-299, Online Publication Date: 15 Mar 2013
- [49] Jaw-Kuen Shiau, Der-Ming Ma, Chih-Wei Chiu, Jie-Ren Shie, *Optimal Sizing and Cruise Speed Determination for a Solar-Powered Airplane*, Journal of Aircraft, 2010, Vol.47: 622-629, 10.2514/1.45908
- [50] C. Friedrich, P.A. Robertson, *Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft*, Journal of Aircraft, 2015, Vol.52: 176-189, 10.2514/1.C032660
- [51] William E. Milholen, *Efficient Inverse Aerodynamic Design Method for Subsonic Flows*, Journal of Aircraft, 2001, Vol.38: 918-923, 10.2514/2.2852
- [52] Tianshu Liu, Akira Oyama and Kozo Fujii, *Scaling Analysis of Propeller-Driven Aircraft for Mars Exploration*, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagamihara 252-5210, Japan, DOI: 10.2514/1.C032086
- [53] Naoya Fujioka, Taku Nonomura, Akira Oyama, Yamamoto Makoto, Kozo Fujii, *Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Volume 12 (2014) Issue ists29 Pages Tk_1-Tk_5, DOI: 10.2322/tastj.12.Tk_1
- [54] Masayuki Anyoji, Masato Okamoto, Hidenori Hidaka, Taku Nonomura, Akira Oyama and Kozo Fujii, *Planetary Atmosphere Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of a Mars Airplane Scale Model*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Pk_7-Pk_12, 2014

- [55] Hiroki Nagai, Masayuki Anyoji, Taku Nonomura, Akira Oyama, Masato Okamoto, Gaku Sasaki, Takaaki Matsumoto, Koichi Yonemoto, Masahiro Kanasaki, Shigeru Sunada, Koichi Yonezawa, Masaru Koike, Koji Fujita, Keisuke Asai, Kozo Fujii, *Aerodynamic Challenge to Realize Mars Airplane*, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015
- [56] Koji Fujita, Remi Luong, Hiroki Nagai, Keisuke Asai, *Conceptual Design of Mars Airplane*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, pp. Te_5-Te_10, 2012, DOI: 10.2322/tastj.10.Te_5
- [57] Hisashi Tajima, Shigeru Sunada, Hiroshi Tokutake, Makoto Okamoto, Masato Okamoto, *Flight Stability of an Airplane on Mars*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan Vol. 54, No. 185/186, pp. 205–211, 2011
- [58] Koji Fujita, Hiroki Nagai, Akira Oyama, *A Parametric Study of Mars Airplane Concept for Science Mission on Mars*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Volume 14 (2016) Issue ists30 Pages Pk_83-Pk_88
- [59] Hiroki Nagai, Akira Oyama and Mars Airplane WG, *Development of Mars Exploration Aerial Vehicle in Japan*, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-k-46, 2015.
- [60] Kubota, T., *Japan's Mars Exploration Plan*, Proceedings of the 2nd Annual Symposium of Planetary Exploration - 2010
- [61] Koji Fujita, *A Parametric Study of the Deployable Wing Airplane for Mars Exploration*, XXIX Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, 2014
- [62] Fujita K., et al., *Conceptual Design of a Miniature, Propeller-Driven Airplane for Mars*, Proc. of the 50th AIAA ASM, AIAA 2012-0847, USA, 2012

- [63] Mark D. Guynn and Mark A. Croom, *Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission*, 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies and Operations – Aerospace, 15-18 September 2003, San Diego, California
- [64] P. Sean Kenney, *Simulating the ARES Aircraft in the Mars Environment* 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies and Operations – Aerospace, 15-18 September 2003, San Diego, California, DOI: 10.2514/6.2003-6579
- [65] Robert D. Braun, Henry S. Wright, Mark A. Croom, and Joel S. Levine, *Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture* - November 2005.
- [66] Robert C. Michelson, *Slower Flight in the Lower Mars Atmosphere in Support of NASA Science Missions* - (UVW2010 Paper)
- [67] J.-L. Hantrais-Gervois, D. Destarac, *Drag Polar Invariance with Flexibility*, Journal of Aircraft, 2015, Vol.52: 997-1001, 10.2514/1.C033193
- [68] J. Kohn, *Application of Lagrange Optimization to the drag polar utilizing experimental data*, Aircraft Systems and Technology Meeting, 1979, 10.2514/6.1979-1833
- [69] Timothy T. Takahashi, *Optimum Aspect Ratio for Subsonic Air Vehicles* - Journal of Aircraft, 2011, Vol.48: 1984-1993, 10.2514/1.C031402
- [70] G. R. Spedding, J. McArthur, *Span Efficiencies of Wings at Low Reynolds Numbers*, Journal of Aircraft, 2010, Vol.47: 120-128, 10.2514/1.44247
- [71] Omid Gohardani, Maialen Chapartegui Elola, Cristina Elizetxea, *Potential and prospective implementation of carbon nanotubes on next generation aircraft and space vehicles: A review of current and expected applications in aerospace sciences*, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 70, October 2014, pp. 42-68
- [72] Coating technology for Mars mission (Secondary article), Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume: 74 Issue: 5, 2002

- [73] Polymers combat cosmic radiation (Secondary article), *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Volume: 77 Issue: 6, 2005
- [74] Yanbin Liu , Keming Yao , Yuping Lu, *Research on fuzzy logic control methods for Mars airplane*, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Volume: 86 Issue: 5, 2014
- [75] P. J. Boschetti, E. M. Cárdenas, A. Amerio, *Increasing the Lift-Drag Ratio of an Unmanned Aerial Vehicle Using Local Twist*, *Journal of Aircraft*, 2008, Vol.45: 10-15, 10.2514/1.33353
- [76] Ohad Gur, William H. Mason, Joseph A. Schetz, *Full-Configuration Drag Estimation*, *Journal of Aircraft*, 2010, Vol.47: 1356-1367, 10.2514/1.47557
- [77] F. Lam, *Induced Drag of Wings of Finite Aspect Ratio*, *AIAA Journal*, 1993, Vol.31: 396-398, 10.2514/3.61536
- [78] Masami Ichikawa, Akira Matsuda, *Induced Drag Calculation by Numerical Lifting Surface Method*, *Journal of Aircraft*, 1997, Vol.34: 257-259, 10.2514/2.7572
- [79] Vladislav Apostolyuk, *Harmonic Representation of Aerodynamic Lift and Drag Coefficients*, *Journal of Aircraft*, 2007, Vol.44: 1402-1404, 10.2514/1.30250
- [80] N. X. Vinh, N. A. Bletsos, R. D. Culp, A. Busemann, *Flight with lift modulation inside a planetary atmosphere*, *AIAA Journal*, 1977, Vol.15: 1617-1623, 10.2514/3.7461
- [81] L. Cavagna , S. Ricci , L. Riccobene, *Structural Sizing, Aeroelastic Analysis, and Optimization in Aircraft Conceptual Design*, *Journal of Aircraft*, 2011, Vol.48: 1840-1855, 10.2514/1.C031072
- [82] Richard M. Howard, *Airfoil design for endurance unmanned air vehicles*, *Journal of Aircraft*, 1990, Vol.27: 971-973, 10.2514/3.45969
- [83] Warren Hoburg, Pieter Abbeel, *Geometric Programming for Aircraft Design Optimization*, *AIAA Journal*, 2014, Vol.52: 2414-2426, 10.2514/1.J052732

- [84] Sara C. Spangelo, Elmer G. Gilbert, *Power Optimization of Solar-Powered Aircraft with Specified Closed Ground Tracks* - Journal of Aircraft, 2013, Vol.50: 232-238, 10.2514/1.C031757
- [85] E. V. Laitone, *Rate of climb for light propeller powered airplanes*, Journal of Aircraft, 1984, Vol.21: 287-288, 10.2514/3.48260
- [86] Shiva K. Ohja, *Fastest climb of a piston-prop aircraft*, Journal of Aircraft, 1993, Vol.30: 146-148, 10.2514/3.46325
- [87] R. H. Andrews, *Optimum climb trajectories at constant lift coefficient*, Journal of Aircraft, 1969, Vol.6: 475-477, 10.2514/3.44090
- [88] G. Otten, *Rate of Climb Calculations*, Journal of the Aeronautical Sciences, 1943, Vol.10: 48-50, 10.2514/8.10982
- [89] Scott A. Jenkins, Joseph Wasyl, *Optimization of glides for constant wind fields and course headings*, Journal of Aircraft, 1990, Vol.27: 632-638, 10.2514/3.25333
- [90] Nicholas R.J. Lawrance, Salah Sukkarieh, *Autonomous Exploration of a Wind Field with a Gliding Aircraft*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, Vol.34: 719-733, 10.2514/1.52236
- [91] F. X. Hurley, *Airfoil pressure distributions in low-speed stall*, Journal of Aircraft, 1969, Vol.6: 474-475, 10.2514/3.44089
- [92] Hsiao N. Dodge Kao, *Some Aspects of Airfoil Stall in Low-Speed Flow*, Journal of Aircraft, 1974, Vol.11: 177-180, 10.2514/3.60345
- [93] Lars E. Ericsson, J. Peter Reding, *Stall-Flutter Analysis*, Journal of Aircraft, 1973, Vol.10: 5-13, 10.2514/3.60192
- [94] K.-Y. Fung, L. W. Carr, *Effects of compressibility on dynamic stall*, AIAA Journal, 1991, Vol.29: 306-308, 10.2514/3.10578

- [95] Edmund V. Laitone, *Minimum sink-speed in power-off glide*, Journal of Aircraft, 1994, Vol.31: 1223-1224, 10.2514/3.46639
- [96] Ilhan Tuzcu, Pier Marzocca, Enrico Cestino, Giulio Romeo, Giacomo Frulla, *Stability and Control of a High-Altitude, Long-Endurance UAV*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, Vol.30: 713-721, 10.2514/1.25814
- [97] Ralph D. Lorenz, *Flight Power Scaling of Airplanes, Airships, and Helicopters: Application to Planetary Exploration*, Journal of Aircraft, 2001, Vol.38: 208-214, 10.2514/2.2769
- [98] Yiyuan J. Zhao, *Extracting Energy from Downdraft to Enhance Endurance of Uninhabited Aerial Vehicles*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, Vol.32: 1124-1133, 10.2514/1.42133
- [99] Lance W. Traub, *Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft*, Journal of Aircraft, 2011, Vol.48: 703-707, 10.2514/1.C031027
- [100] Lance W. Traub, *Optimal Battery Weight Fraction for Maximum Aircraft Range and Endurance*, Journal of Aircraft: 1-3, 10.2514/1.C033416, Posted online on 10 Mar 2016.
- [101] Christopher D. Karlgaard, Prasad Kutty, Mark Schoenenberger, Michelle M. Munk, Alan Little, Christopher A. Kuhl, Jeremy Shidner, *Mars Science Laboratory Entry Atmospheric Data System Trajectory and Atmosphere Reconstruction*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, Vol.51: 1029-1047, 10.2514/1.A32770
- [102] H. F. Nelson, *Thermodynamic Properties of the Low Martian Atmosphere*, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, Vol.19: 592-595, 10.2514/1.15010
- [103] Alvin Seiff, *Atmospheres of Earth, Mars, and Venus, as defined by entry probe experiments*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1991, Vol.28: 265-275, 10.2514/3.26240

- [104] R. D. Braun, D. A. Spencer, P. H. Kallemeyn, R. M. Vaughan, *Mars Pathfinder Atmospheric Entry Navigation Operations*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, Vol.36: 348-356, 10.2514/2.3477
- [105] Erwan Mazarico, Maria T. Zuber, Frank G. Lemoine, David E. Smith, *Atmospheric Density During the Aerobraking of Mars Odyssey from Radio Tracking Data*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, Vol.44: 1165-1171, 10.2514/1.28448
- [106] Robert H. Tolson, Eammon Bemis, Kristina Zaleski, Gerald Keating, Jeremy D. Shidner, Shaun Brown, Angela Brickler, Michael Scher, Paige Thomas, S. Hough, *Atmospheric Modeling Using Accelerometer Data During Mars Reconnaissance Orbiter Aerobraking Operations* - Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, Vol.45: 511-518, 10.2514/1.34301
- [107] V V. Riabov, *Approximate calculation of transport coefficients of Earth and Mars atmospheric dissociating gases*, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1996, Vol.10: 209-216, 10.2514/3.777
- [108] D. T. Baird, R. H. Tolson, S. Bougher, B. Steers, *Zonal Wind Calculations from Mars Global Surveyor Accelerometer and Rate Data*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, Vol.44: 1180-1187, 10.2514/1.28588
- [109] J. P. Wachter, *Effective sky temperatures for several Martian atmospheric models*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, Vol.7: 350-352, 10.2514/3.29935
- [110] R. D. Lorenz, *Martian surface wind speeds described by the Weibull distribution*, Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, Vol.33: 754-756, 10.2514/3.26833

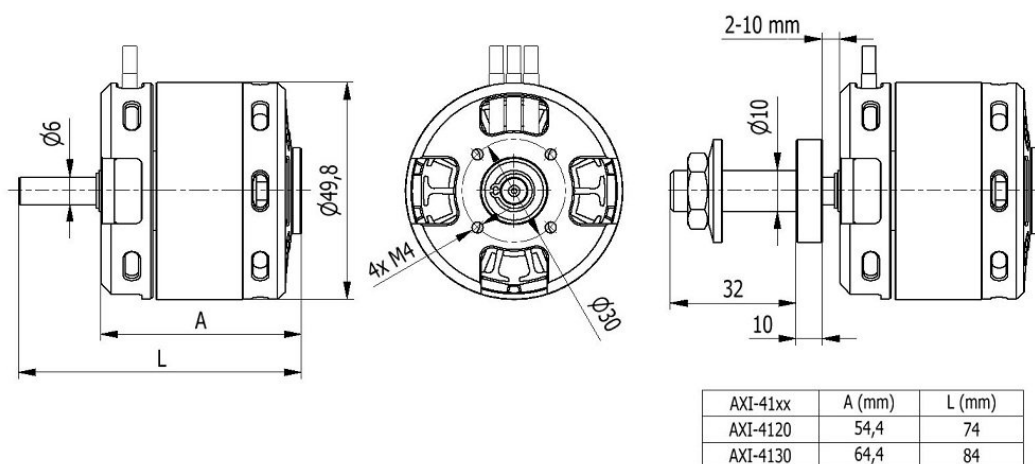
PRILOG 1

Motor AXI 4130/16 GOLD

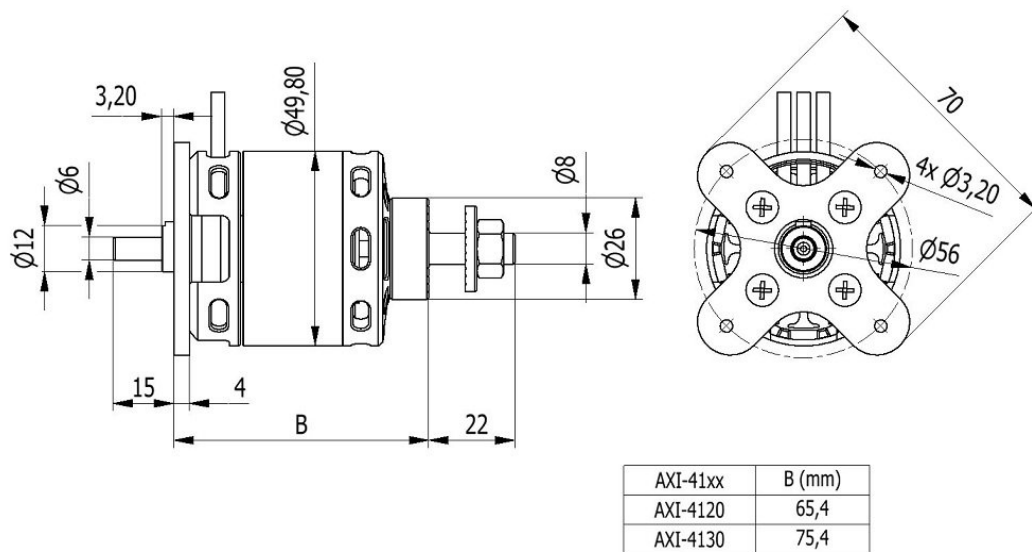
Za pogonsku grupu je bilo neophodno odabrati motor čije karakteristike mogu da omoguće dovoljnu snagu, ali opet i to da nema preveliku masu, tj. da ne optereti težinski letelicu.

U tu svrhu je odabran motor *AXI 4130/16 Gold Line*. Motor je deo proizvoda koje nudi češka kompanija AXI, koja se bavi proizvodnjom motora za modele od 2001. godine. Model koji je odabran za pretpostavljenu letelicu za atmosferu Marsa nema četkice i ima neodimijumske magnete u kućištu. Kućište je obrtno, a osovina je od ojačanog čelika, uz tri kuglična ležaja za olakšano držanje i obrtanje. Celokupna struktura je relativno robusna, ali svejedno dovoljno lagana za praktične upotrebe. Samim tim, odabir materijala i praktičnost izrade, prema specifikaciji proizvođača, garantuju dug radni vek. Svakako, pomenute karakteristike su takve u atmosferi Zemlje, ali ćemo u prvom približenju pretpostaviti da okolnosti atmosfere Marsa ne utiču kritično, na negativni način, na performanse motora.

Motor je moguće postaviti i radialno, uz upotrebu dodatne prirubnice, adaptera za propeler, sigurnosne stege i dodatnih zavrtnja. Kompletan dizajn obezbeđuje izuzetno visoke nivoe obrtnog momenta, koji potom omogućavaju pokretanje i obrtanje propelera velikih prečnika i koraka, uz visoku efikasnost.



Slika 169 - Motor AXI 4130/16 Gold Line, bez dodatka (izvor: modelmotors.cz)



Slika 170 - Motor AXI 4130/16 Gold Line, sa dodacima (izvor: modelmotors.cz)



Slika 171 - Motor AXI 4130/16 Gold Line (izvor: modelmotors.cz)

Ovaj motor je pogodan kako za velike jedrilice, težine do 6 000 grama, tako i za sportske akorbatske letelice težine do 4 500 grama.

Tabela 44 - Osnovne karakteristike motora AXI 4130/16 Gold Line

<i>Letelica</i>	<i>masa [g]</i>	<i>Li-poli ćel.</i>	<i>NiCD ćel.</i>	<i>I_{max} [A]</i>	<i>JETI kontr.</i>	<i>Propeler</i>
Trenažer	5500	6s	18	60	77A	16"x8"
Akrobatski	4000	6s	18	60	77A	16"x10"
Akrobatski	4500	8s	18	60	77A	14"x8"
Jedrilica	6500	6s	18	60	77A	17"x9"

Tabela 45 - Osnovne karakteristike motora AXI 4130/16 Gold Line

<i>Br. ćelija</i>	16 - 24
<i>RPM</i>	385
<i>Max. efikasnost</i>	88%
<i>Struja max. efikasnosti</i>	18 - 40 A (>84%)
<i>Struja neopterećenog motora</i>	1,3 A
<i>Kapacitet struje</i>	60 A/60 s
<i>Unutrašnja otpornost</i>	63 mΩ
<i>Dimenzije (prečnik x dužina)</i>	49,8x65,5 mm
<i>Prečnik osovine</i>	6 mm
<i>Težina (sa kablovima)</i>	409 g

Motor je neophodno montirati na krutu osnovu, pomoću 2 do 4 M4 zavrtnja, postavljena na čeonu ploču. Zavrtnji moraju moraju prodreti ne manje od 3, ali i ne više od 5 milimetara u čeonu ploču. Ukoliko se pređe 5 milimetara, postoji mogućnost oštećenja motora. Osnova mora imati otvore koji odgovaraju otvorima na čeonj ploči, da bi motor imao propisno hlađenje. Zbog rotiranja čitavog kućišta motora, neophodno je imati robusnu, krutu osnovu na koju se motor postavlja.

Smer rotiranja propelera je moguće promeniti, moguće je izmeniti običnom promenom spajanja spoljnih kablova između motora i kontrolera brzine, uz nemanjanje središnjeg kabla.

AXI 4130/16 Gold Line motor radi pod snažnom jačinom struje i proizvodi određenu toplotu. Propisno hlađenje je od izuzetnog značaja, u najvećoj meri kao što je bitno kod motora sa unutrašnjim sagorevanjem. Pregrevanje motora uvećava habanje ležajeva i dovodi do delimično razmagnetisanja, čime se umanjuju performanse motora. Kao što je to slučaj i sa drugim vrstama magnetnih materijala, potpuna demagnetizacija neodimijumskih magneta se može dogoditi na temperaturama koje prelaze 130°C.

Neodimijumski magnet (NdFeB, NIB ili Neo magnet) je najšire korišćeni tip retkozemnog magneta, načinjen od legure neodimijuma, železa i bora, tako da formira $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ tetragonalnu kristalnu strukturu. Razvili su ga 1982. godine kompanije General Motors i Sumitomo. Neodimijumski magneti su najsnažnija vrsta trajnih magneta koji su dostupni u komercijalnoj prodaji. Zamenili su druge magnete u velikom broju primena kod savremenih proizvoda, kod kojih su neophodni snažni trajni magneti, kao npr. kod bežičnih alata, drajvova hard diskova i kod magnetnih zavrtnja.



Slika 172 - Neodimijumski magnet (izvor: images-of-elements.com)

Ipak, kako je na Marsu za očekivati da temperatura atmosfere ostaje uglavnom ispod nultog podeoka Celzijusove skale, teško je očekivati scenario u kom se odabrani motor pregreva. No, radi predostrožnosti, neophodno je omogućiti da vazduh koji potpomaže hlađenje motora, nesmetano prolazi kroz otvore na prednjoj ploči, te da tako hladi armaturne delove i magnete. U tu svrhu, koristi se jednostavno projektno i iskustveno pravilo - površina ulaza rashladnog medijuma (vazduha, tj. atmosferskog gasa) na modelu mora biti bar dvostruko veća od ukupne površine otvora na motoru. Površina izduvnog, tj. izlaznog otvora mora biti veća od površine ulaza rashladnog medijuma, da bi se zagrejani medijum ekspanzijom hladio.

Za održavanje ispravnog rada ovog motora, bitno je čuvati ga od rada u okolnostima pojačane prljavštine, odnosno prisustva atmosferskih čestica, kao i pojačana vlage. Konkretno, u slučaju leta u atmosferi Marsa, jasno je da se treba čuvati peščanih oluja na planeti, premda je očigledno da zbog njihove siline, kompletan integritet letelice može biti fatalno ugrožen. Bitno je svakako održavati čistim i otvore za hlađenje motora, ali i izbegavati prisustvo manjih komada ili opiljaka metala, koji mogu biti privučeni dejstvom magneta, tokom montiranja ili održavanja i čišćenja motora. Treba izbegavati i rasklapanje motora, čiji ležajevi su podmazani posebnim visokokvalitetnim mazivom, koje ne gubi svojstva suštinski tokom čitavog projektovanog životnog veka motora. Stoga je zabranjeno koristiti i organske rastvarače, sredstva za čišćenje ili deterdžente pri čišćenju motora, jer oni mogu ukloniti mazivo i samim tim ugroziti performanse motora i značajno umanjiti njegov vek trajanja. Ukoliko se motor zaprlja, a to je u atmosferi Marsa sasvim izvesno, zavisno od vremenskih okolnosti, osovину ne treba nasilu okretati. Najefikasnije čišćenje u tom slučaju je pomoću kompresovanog vazduha, u zaštićenoj atmosferi.

PRILOG 2

Glenn Research Center (GRC) metoda

Naziv metoda za niz proračunskih postupaka kojima se na jedan od načina određuju bitne karakteristike atmosfere Marsa (temperature, T i t , pritisak, p , gustina, ρ i napokon, brzina zvuka, a , tj. a_s), zbirni je opisni način da se objedine postupci koji se koriste u Glenn Research Center-u, jednoj od institucija pri NASA-i, koje se bave aerodinamičkim i mehaničkim projektima vezanim za svemirska istraživanja.

Ovaj zbir postupaka, odnosno proračuna i analitičkih metoda, samo je jedan u nizu ([101], [102], [103], [104], [105], [106], [107], [108], [109]). Problemi uspostavljanja jednog jedinstvenog načina proračuna parametara atmosfere Marsa nije nov. Još od prvih indirektnih merenja, pa sve do direktnih merenja stanja atmosfere Marsa, nailazi se na poteškoće koje nas dovode do toga da i danas imamo više atmosferskih modela, koji su bliski, ali još uvek nisu ni idealni, ni naravno jednoobrazni. Čitava lepeza objektivnih okolnosti i poteškoća vezanih za let u atmosferi Marsa, obrađuje se i analizira svakodnevno. ([110])

Zbog toga se i rezultati dobijeni korišćenjem pristupa koji potiče iz empirijskih ili semiempirijskih proračuna koje predlaže Glenn Research Center uzimaju sa izvesnom rezervom, odnosno, sa svešću da je to jedna od trenutno korišćenih metoda, ne samo u svetskim razmerama, već čak i vrlo lokalno, u samoj NASA-i.

Ipak, kako je za analizu bilo neophodno koristiti jedan pristup kao reporni, odabran je upravo ovaj.

Radi ilustracije, dajemo tabelarni pregled karakterističnih veličina atmosfere, dobijenih korišćenjem ove metode i primenjenim na neophodne proračune tokom analize. Vrednosti su izražene u sledećim jedinicama - T_M [K], t_M [°C], p_M [Pa], ρ_M [kg/m³], $a_{s,M}$ [m/s].

Tabela 46 - Osnovne karakteristike atmosfere Marsa, GRC metoda

$H [m]$	$T_M [K]$	$t_M [^{\circ}C]$	$p_M [Pa]$	$\rho_M [kg/m^3]$	$a_{s,M} [m/s]$
0	242,15	-31,00	699,0	0,0150	244,8
500	241,65	-31,50	668,2	0,0144	244,5
1000	241,15	-32,00	638,8	0,0138	244,3
1500	240,65	-32,50	610,7	0,0130	244,0
2000	240,15	-33,00	583,9	0,0127	243,8
2500	239,66	-33,50	558,2	0,0121	243,5
3000	239,16	-33,99	533,6	0,0116	243,3
3500	238,66	-34,49	510,1	0,0111	243,0
4000	238,16	-34,99	487,7	0,0107	242,7
4500	237,66	-35,49	466,2	0,0102	242,5
5000	237,16	-35,99	445,7	0,0098	242,2
5500	236,66	-36,49	426,1	0,0094	242,0
6000	236,16	-36,99	407,3	0,0090	241,7
6500	235,66	-37,49	389,4	0,0086	241,5
7000	235,16	-37,99	372,3	0,0082	241,2
7500	233,10	-40,05	355,9	0,0079	240,2
8000	231,99	-41,16	340,2	0,0076	239,6
8500	230,88	-42,27	325,3	0,0073	239,0
9000	229,77	-43,38	311,0	0,0070	238,4
9500	228,66	-44,49	297,3	0,0068	237,9
10000	227,55	-45,60	284,2	0,0065	237,3

PRILOG 3

Conceptual Design and Flight Envelopes of a Light Aircraft for Mars Atmosphere

Marko Ž. Ekmedžić; Aleksandar Bengin; Boško Rašuo

Categorization of paper

In this paper is presented a new conceptual design of the light aircraft for Mars atmosphere, ALPEMA. It allows atmospheric dropping (aeroshell), as well as direct take-off from Martian surface. Complex atmosphere demanded for simplified yet efficient wing geometry, capable of maximizing Lift-to-Drag ratio. Martian atmospheric pressure, density, temperature and speed of sound variations, demand a scrutinized powerplant choice. Efficient aspect ratio and drag polar lead to optimal flight envelopes as a proof of sustainability of ALPEMA project. Special performances and basic aerodynamics provide boundaries and constraints of the project, in line with similar approaches. Chosen propeller allows for ALPEMA to use maximum power capabilities of its engine, described through V_{min} and V_{max} , which are significant inputs for flight envelope. Envelope provides effective width and profile for a variety of possible missions. ALPEMA's specific propeller and engine are a certain comparative advantage, together with its flight envelope.

Keywords: Mars; atmosphere; flight; light aircraft; aerodynamics; flight speed; flight envelope

Konceptualni dizajn i anvelope leta lakog zrakoplova za atmosferu Marsa

Kategorizacija članka

Ovaj rad predstavlja novi konceptualni dizajn lakog zrakoplova za atmosferu Marsa, ALPEMA. Omogućuje atmosfersko ubacivanje (aeroshell), kao i izravno polijetanje sa površine Marsa. Kompleksna atmosfera zahtijeva pojednostavljenu, no učinkovitu geometriju, koja može maksimalizirati finisu. Marsov atmosferski tlak, gustoća, temperatura i varijacije brzine zvuka zahtijevaju pomno izabrani motor. Učinkovita vitkost i polara otpora dovode do optimalnih anvelopa leta, kao dokaza održivosti ALPEMA projekta. Posebne performanse i osnovna aerodinamika postavljaju granice i ograničenja projekta, u skladu s sličnim pristupima. Odabrani propeler omogućuje ALPEMA da koristi maksimalnu snagu svog motora, očitovanu kroz V_{min} i V_{max} , koji su značajni ulazni podaci za anvelope leta. Anvelopa ima učinkovitu širinu i profil za različite moguće misije. Specifični propeler i motor ALPEMA su jasna komparativna prednost, zajedno s anvelopom leta.

Ključne riječi: Mars; atmosfera; let; laki zrakoplov; aerodinamika; brzina leta; anvelopa leta

1 Introduction

Efforts to overcome numerous challenges observable in Martian atmosphere are one of the ongoing and permanent topics for aerospace engineering in last decades. Engineering community, as well as state agencies or private entrepreneurs presented a variety of projects, especially in last decade. Special accent is on light aircraft, although there were also projects characterized with larger and heavier aircraft. Main challenges for the very design are encompassed by wing geometry and aircraft weight (or distribution of mass), which then in turn influence aircraft aerodynamics, but one has to also take into account powerplant specifics, as well as environmental factors. When all those invariables and variables are bounded by specific mission, we can see the full spectrum of aircraft capabilities and possibilities. Most concurrent projects foresee missions such as collecting data or atmospheric samples, scanning and imaging of surface, topography or physical properties or some simpler or semi-complex tasks related with future Mars settlements. In that sense, ALPEMA (Atmospheric Light Prototype of Environmental Mars Aircraft) follows that trend. ALPEMA mission can be defined as following – 1) Aeroshell dropping, or take-off from planetary surface; 2) Reaching operational height, or ceiling; 3) Activation of sensors and start of data collecting – atmospheric composition, pressure, temperature, density, winds nature and behavior, humidity and methane content; 4) Taking Hi-Res photos of Martian surface in standard and infrared mode; 5) collecting irradiation data and magnetospheric data; 6) Parachute or standard landing, depending on available surface topology. During

the mission, certain constraints have to be taken into consideration, and before all, material strength, the duration of battery, usable ceiling and critical atmospheric conditions, i.e. winds and vortexes.

Numerous sources cite a large variety of approaches to Martian atmospheric flight problematics, offering full spectrum of solutions and analysis methods ([1], [2], [3], [4], [5]). Special cases deal with dropping and inserting of aeroshell aircraft into Martian atmosphere, as one of nowadays most ergonomic methods of flight starting, which compensates greatly for most of limitations of Martian atmosphere ([6], [7], [8]). With growing scientific and engineering knowledge related with flight in complex Martian conditions, analysis and synthetization of results will allow for more precise and effective projects, employing various and versatile tools ([9], [10], [11]).

Martian atmosphere shows specifics, which make it strictly different that, the atmosphere of Earth. For decades, it is analyzed in all available ways, from simple observation and scanning from Earth's orbit, all the way to collecting invaluable data via probes and various robotic rovers. In most cases, it is a scientific consensus to scale data between Earth and Mars, in order to compensate for variations in Martian atmosphere. In such way, parameters necessary for analysis and calculation of flight on Mars are seen in scaling relation with their respective counterpart on Earth. More precisely, important parameters in Martian atmosphere are expressed as functions of same parameters on Earth.

When observing Martian atmosphere, certain parameters or values are of special interest. First of all, the average atmospheric pressure, which reaches some

600-636 [Pa] (0.087 [psi]) on planetary surface, which compared to Earth atmosphere of 101.325 [kPa] (14.696 [psi]) on sea level, values to less than 1%. Nevertheless, it is worth noting that pressure values along the height of Martian atmosphere vary greatly, from 0 [Pa]-72 [Pa] on the summit of Olympus Mons, to more than 1155 [Pa] deep into Hellas Planitia. Regarding pressure, it has to be noted that it often exceeds Armstrong limit for standard unprotected human body (Tab. 1).

Strong differences in atmospheric properties between Earth and Mars are obvious when atmospheric weight is compared as well. Martian atmosphere with its 25 teratonnes is some 206 times lighter than Earth's atmosphere (5148 teratonnes). Equally striking are the scaling heights on Earth and Mars, which are compared as 11 and 7 kilometers, respectively.

Table 1 Pressure referent values

Location	Pressure [kPa]
Olympus Mons (peak)	0.03
Mars (average)	0.60
Hellas Planitia (bottom)	1.16
Armstrong limit	6.25
Mont Everest (peak)	33.70
Earth (sea level)	101.33
Dead Sea (surface)	106.70

Another boundary and limitation is the chemical composition of Martian atmosphere (Fig. 1). Its mean molar mass is 43.34 [g/mol]. The constituents are carbon-dioxide (95.32-95.9 [%]), argon (1.6-2 [%]), nitrogen (1.9-2.7 [%]), oxygen (0.13-0.14 [%]), carbon-monoxide (0.06-0.08 [%]), with traces of water (around 0.021 [%]), nitric-oxide (less than 0.01 [%]), neon (less than or around 0.00025 [%]), hydrogen-deuterium-oxygen mixture (HDO, less than or around 0.000085 [%]), krypton (around 0.0003 [%]) and xenon (around 0.000008 [%]). ([12], [13], [14])

Specific light brown to orange-reddish coloration of Martian atmosphere is the consequence of surface dust, which is lifted and then mixed with atmosphere. Those values reach 1.5 micrometers (source: Mars Exploration Rover data). Ways of determining precise properties of Martian atmosphere are constantly perfecting ([9]).

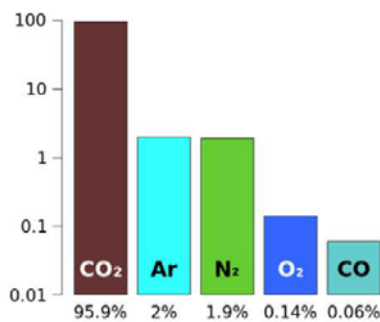


Figure 1 Martian atmospheric gases

Gravitational force on Mars is around threefold weaker than the one on Earth, and it is assumed to be between 3.711 and 3.716 [m/s²]. Since on Earth we assume this value to vary between 9.78 and 9.80655 [m/s²], we can apply this relation: $g_M/g_E = 0.378 - 0.383$.

Comparison between atmospheres of Earth and Mars is applied to other properties as well (Fig. 2).

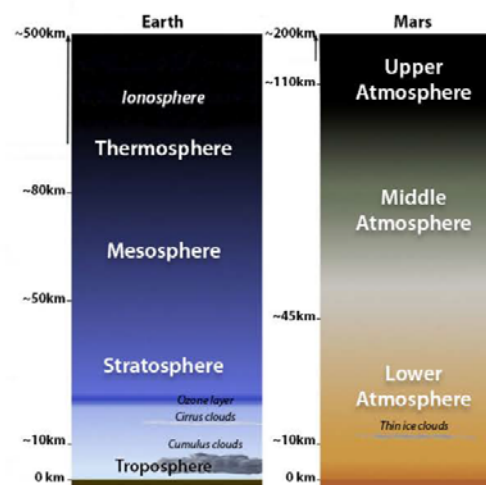


Figure 2 Earth-Mars atmosphere layers comparison

Temperature variations with height (K and °C)

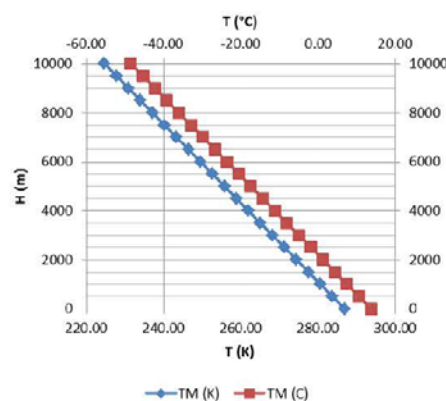


Figure 3 Temperature variations within Martian atmosphere (K and °C)

Dynamic viscosity variations with height

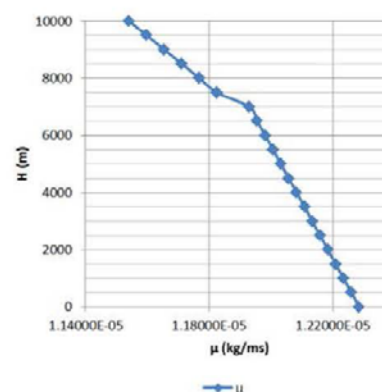


Figure 4 Dynamic viscosity variations within Martian atmosphere

For aerodynamic analysis, it is important to establish relation between most important dimensionless aerodynamic parameters, namely Reynolds and Mach number. Their scaling (Mars-Earth), can be represented as: $Re_M/Re_E = 0.02$; $M_M/M_E = 1.27$.

Martian atmosphere allows only for generally lower Reynolds number ranges. That causes difficulties in generating sustainable lift and favorable drag. Temperature and viscosity differences in Martian atmosphere represent another challenge (Fig. 3; Fig. 4).

2 Comparable concepts

ALPEMA is generally comparable with specific set of concepts (Tab. 2): 1) Conceptual aircraft - Mars Sample Aircraft (MSA); 2) Conceptual aircraft - Mars Airplane (JAXA); 3) Conceptual aircraft - Mars Airplane (Fujita, Tohoku University, Japan); 4) Conceptual aircraft - ARES Mars Scout Mission (NASA).

Table 2 Comparison of concepts

	MSA	JAXA	Fujita	ARES	ALPEMA
Mass [kg]	4.24	3.50	7.80	175.00	6.00
Wing area [m ²]	1.150	1.200	1.728	7.000	1.150
Wing span [m]	2.424	2.592	3.600	6.250	2.424
Wing aspect ratio	5.11	5.60	7.50	5.58	5.11
Nominal ceiling	1 000	1 500	3 000	1 500	1000
Cruising speed	68	50	73	140	70

Conceptual aircraft ALPEMA also has maximum Lift-to-Drag ratio of 13.36; lift coefficient for maximum Lift-to-Drag ratio of 0.535; zero lift drag coefficient of 0.02; maximum lift coefficient of 1.00; fuselage length of 1.2 [m]; fuselage diameter of 0.06 [m]; NACA 4415 airfoil, AXI 4130/16 GOLD engine and available power in two regimes of 150 and 180 [W] (Fig. 5; Fig. 6; Fig. 7).

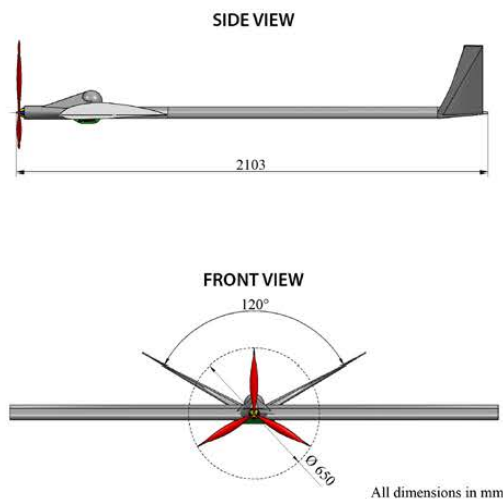


Figure 5 ALPEMA aircraft geometry

Most similarities are found between ALPEMA and Mars Sample Aircraft design (MSA) (Fig. 8) ([15], [16], [17]). Apart from optimum flight ceiling and cruising speed, MSA applies aeroshell inserting into Martian atmosphere, and range of 257 km, obtained in 63 minutes

of flight. Power parameters indicate $P_{req} = 89$ [W] and $P_{av} = 128$ [W], comparable with ALPEMA powerplant (AXI 4130/16 GOLD) capabilities.

Mars Airplane (JAXA) also employs aeroshell inserting, with optimum ceiling of 1500 meters ([17], [18], [19]). Mars Airplane (JAXA) has usable mass of 3.5 kg, and 300 km of range, obtained during 100 minutes of flight (Fig. 9).

Koji Fujita's Mars (conceptual) aircraft, developed at Tohoku University, Japan ([18], [19], [20], [21]) has usable mass of 7.8 kg, and range of 54 km, obtained in short 12 minutes (Fig. 10).

NASA's aircraft ARES aircraft has different approach ([22], [23], [24]), which can be illustrated in significantly larger mass (175 kg, out of which 48 kg go on bipropellant fuel), and more developed and larger geometry, suitable for an aircraft powered by rocket engine. Thus is its range comparably larger (500 km), and it is obtained during 60 minutes of cruising (Fig. 11).

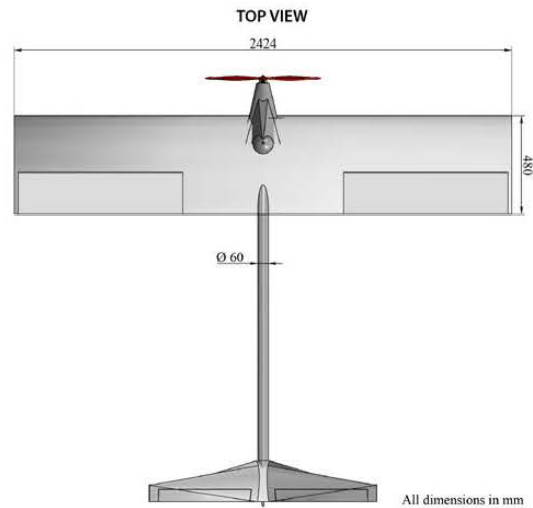


Figure 6 ALPEMA aircraft geometry

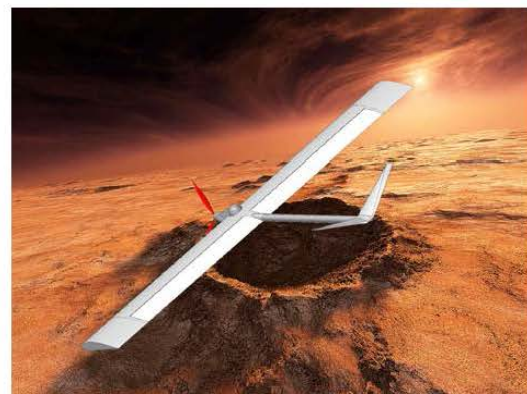


Figure 7 ALPEMA in flight (rendered image)

3 Propeller and effects on ALPEMA aircraft

Powerplant characteristics direct to following three-blade propeller values: $n = 4500$ rpm; $D = 0.65$ m (three-blade propeller diameter); $\omega = 2 \cdot \pi \cdot n = 471.239$ rad/s.

Propeller is chosen according to low power/low speed criteria, with variable pitch/step. Such a propeller uses relatively powerful powerplant for an efficient, safe and non-disturbed aircraft flight, with maximum thrust obtained. Mach number has to be kept in limits not exceeding 0.9.



Figure 8 MSA in flight (rendered image)



Figure 9 JAXA aircraft in flight (rendered image)

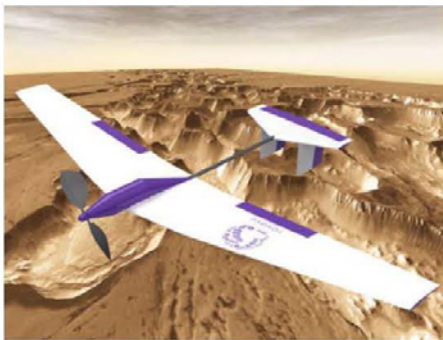


Figure 10 Fujita/Tohoku aircraft in flight (rendered image)

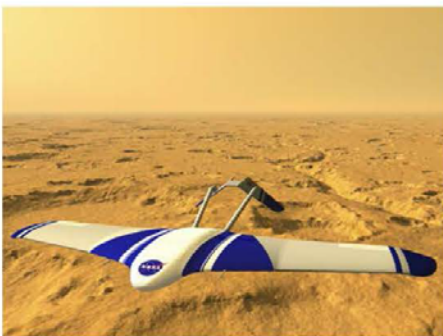


Figure 11 ARES in flight (rendered image)

For three standard nominal constructive blade/propeller angles (in position $0.75R$, R is length of blade [25]), θ , assuming values of 30, 35 and 40 degrees, it is possible to read propeller efficiency values, η . Since such values correspond to Earth atmosphere, they are reduced by 30% to correspond better to Martian conditions, together with small calculation error corrections. In this sense, propeller efficiency on Earth is marked with η_{nom} and the corrected one for Mars, with η (Fig. 12; Fig. 13; Fig. 14; Fig. 15).

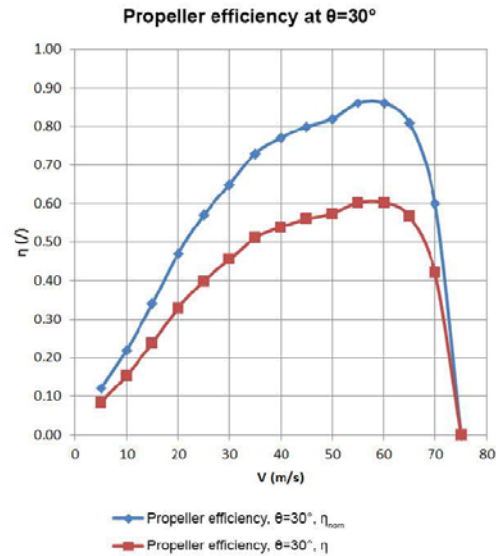


Figure 12 ALPEMA propeller efficiency, $\theta=30^\circ$

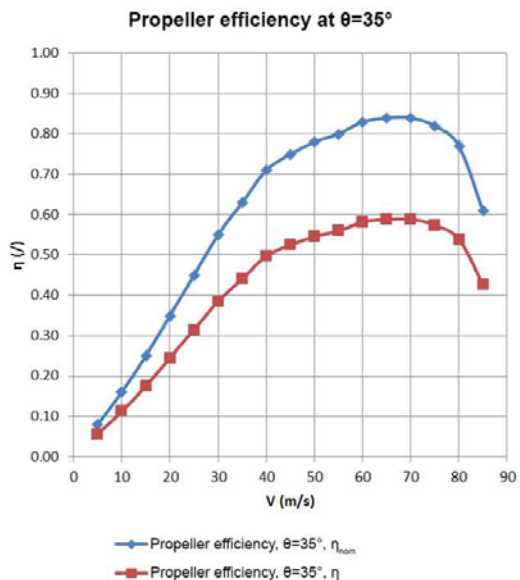


Figure 13 ALPEMA propeller efficiency, $\theta=35^\circ$

determined, and prove to be optimal for such a light aircraft, not foreseen for strong maneuvers or too heavy dynamic stresses during the mission (Tab. 6).

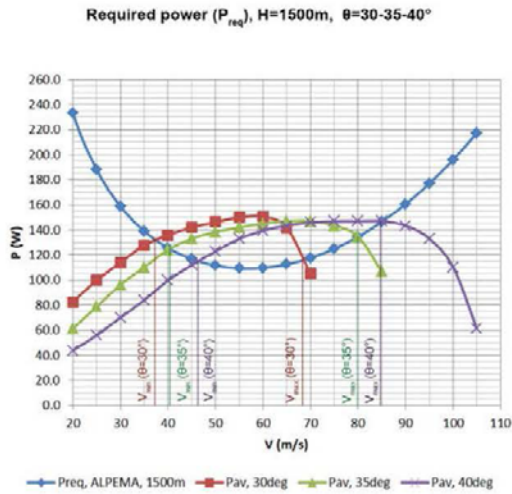


Figure 17 ALPEMA P_{req} vs P_{av} , at 1500m

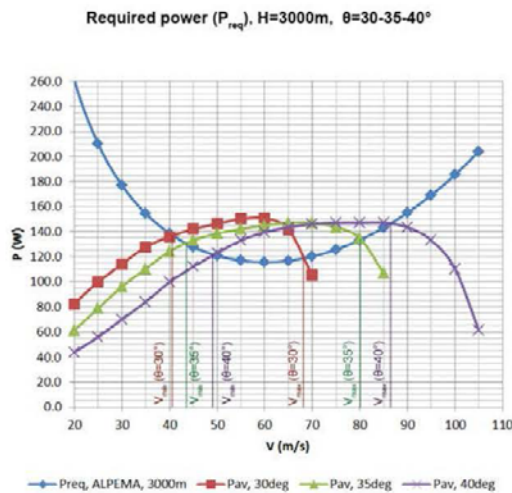


Figure 18 ALPEMA P_{req} vs P_{av} , at 3000m

Table 5 Endurance and range at 1000-1500-3000m

ALPEMA, H=1000m				
η_{prop}	E [h]	R [km]	V_{Rmax}	P_{eng} [W]
0.85	2.01	460	63.544	250
0.6	1.42	324	63.544	250
ALPEMA, H=1500m				
η_{prop}	E [h]	R [km]	V_{Rmax}	P [W]
0.85	1.95	460	65.47	250
0.6	1.38	324	65.47	250
ALPEMA, H=3000m				
η_{prop}	E [h]	R [km]	V_{Rmax}	P [W]
0.85	1.84	460	69.308	250
0.6	1.3	324	69.308	250

Table 6 Cruising speed and load factor

	H [m]	ρ_M	V [m/s]	n [/]
ALPEMA	1000	0.0138	70	1.75
ALPEMA	1000	0.0138	68	1.65
ALPEMA	1500	0.0130	50	0.84
ALPEMA	1500	0.0130	70	1.64
ALPEMA	1500	0.0130	140	6.58
ALPEMA	3000	0.0116	73	1.6
ALPEMA	3000	0.0116	70	1.47
MSA	1000	0.0138	68	2.33
JAXA	1500	0.0130	50	1.2
Fudžita	3000	0.0116	73	1.85
ARES	1500	0.0130	140	1.37

With load factors determined, and with previous data available, it is easy to plot flight envelopes, and to observe enough flexibility in sense of flight speed, to obtain various missions, and to fulfil large number of scenarios in Martian atmosphere (Fig. 19; Fig. 20).

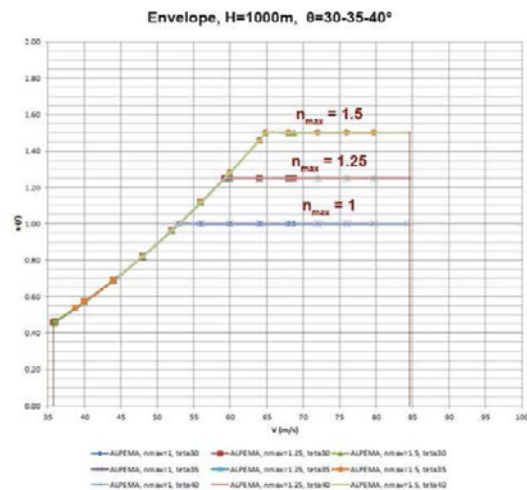


Figure 19 ALPEMA envelope, $P_{eng} = 250$ [W], $\theta=30-35-40^\circ$

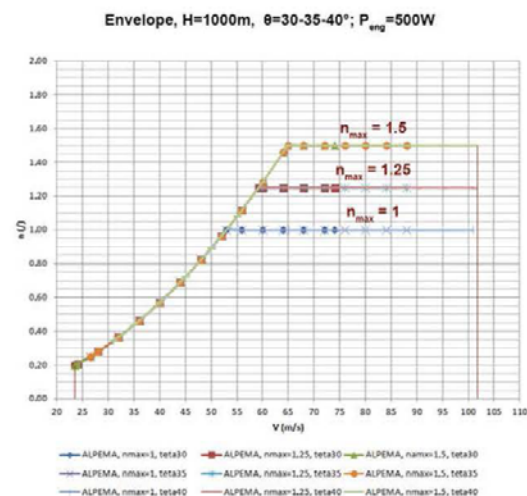


Figure 20 ALPEMA envelope, $P_{eng} = 500$ [W], $\theta=30-35-40^\circ$

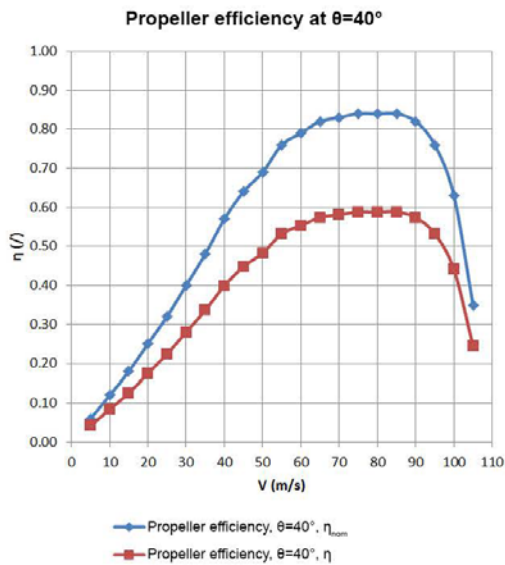


Figure 14 ALPEMA propeller efficiency, $\theta=40^\circ$

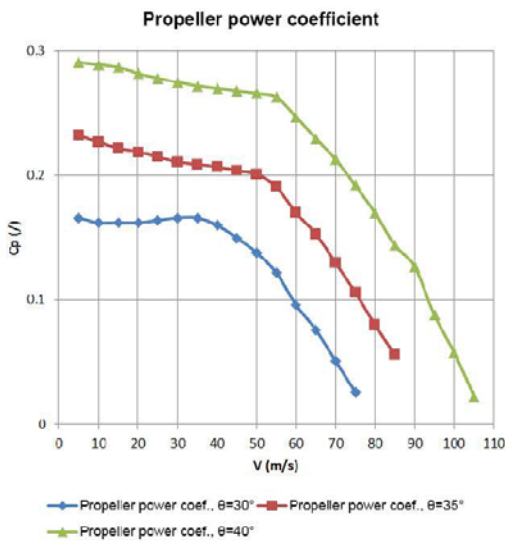


Figure 15 ALPEMA propeller power coefficient

4 Results and Discussions

Important entry parameters for analysis of ALPEMA aircraft were its drag polar and all relevant geometries and mass (Tab. 3). Knowing the powerplant (AXI 4130/16 GOLD) and its capabilities, as well as efficiency of the chosen propeller, the analysis path was focused on finding the most efficient flight envelope. To provide for that, it was necessary to determine all relevant mechanical, aerodynamic and power/energy values, namely - Maximum glide ratio (i.e. Lift-to-Drag ratio, F_{max}), lift coefficient for maximum Lift-to-Drag ratio ($C_{L_{Fmax}}$), cruising speed (V_{cr}), lift coefficient for cruising speed ($C_{L_{cr}}$), maximum rate of climb (RoC_{max}), rate of climb (RoC), speed for maximum Lift-to-Drag ratio (V_{Fmax}),

maximum lift coefficient ($C_{L_{max}}$), stall speed (V_{stall}), sinking speed (w), power ratios (P_{av}/P_{req}), minimum and maximum flight speed (V_{min} , V_{max}), parameters of horizontal (stable) turn, as well as total drag and lift (D , L). Flight envelope is determined from the load factor (n_{max}). Powerplant regimes are observed as $P_{eng} = 250$ [W] and $P_{eng} = 500$ [W].

Table 3 Drag polars of observed aircrafts

Aircraft	DRAG POLAR	C_{D0} [/]	k [/]
ALPEMA	$C_D = 0.02 + 0.07 \cdot C_L^2$	0.0200	0.070
MSA	$C_D = 0.0185 + 0.095 \cdot C_L^2$	0.0185	0.095
JAXA	$C_D = 0.035 + 0.08 \cdot C_L^2$	0.0350	0.080
Fujita*	$C_D = 0.015 + 0.06 \cdot C_L^2$	0.0150	0.060
ARES*	$C_D = 0.02 + 0.06 \cdot C_L^2$	0.0200	0.060

* First approximation, according to available data

One of the most relevant results considers changes of V_{min} and V_{max} , in relation with propeller pitch angle changes, as well as altitude differences during flight (Tab. 4). These values correspond to different possible flight regimes.

Table 4 Minimum and maximum speed, according to θ values, at 1000m-1500m-3000m

θ [°]	1000 m		1500 m		3000 m	
	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]	V_{min} [m/s]	V_{max} [m/s]
30	35.8	68.7	37.0	68.0	40.5	68.0
35	38.8	79.7	40.5	80.0	43.0	80.0
40	44.8	84.4	46.2	85.0	49.0	86.5

All those variations are best observable when P_{req} and P_{av} are plotted (Fig. 16; Fig. 17; Fig. 18) in such a way that all three variations of propeller pitch angle, as well as altitude differences are taken into account.

Required power (P_{req}), $H=1000m$, $\theta=30-35-40^\circ$

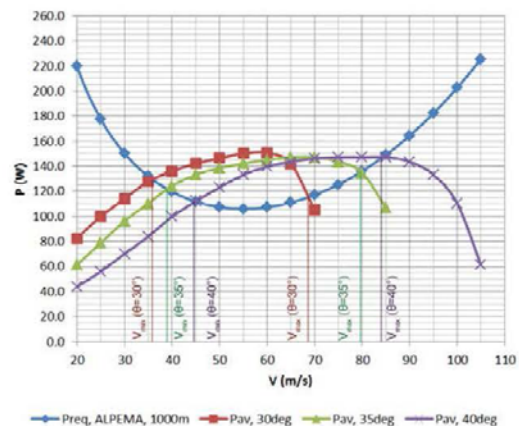


Figure 16 ALPEMA P_{req} vs P_{av} , at 1000m

Assuming stable engine power input, flight endurance and range can be shown to be favorable and affordable, with average speed during assumed cruising, in realistic ranges (Tab. 5).

With cruising speed established, in comparison with similar projects, load factors for ALPEMA can be

All results can be summed-up and presented together with other similar projects (Tab. 7).

Table 7 Analysis results

	MSA	JAXA	Fujita	ARES	ALPEMA
Drag coefficient [f]	0.0330	0.0713	0.0328	0.0556	0.0410
Drag force [N]	1.20	1.39	1.75	49.57	1.61
Maximum L/D ratio [f]	11.90	9.38	16.90	14.43	13.36
C _d for max. L/D ratio [f]	0.441	0.661	0.507	0.577	0.535
Lift coefficient (cruise) [f]	0.42	0.67	0.54	0.73	0.61
RoC [m/s]	2.48	6.00	3.40	3.00	1.61
V _{Fmax} [m/s]	47.6	35.1	53.4	111.2	51.2
V _{stab} [m/s]	44.7	45.2	53.7	116.0	53.0
w [m/s]	4.949	4.612	4.001	9.558	4.757
V _{min} [m/s]	23.50	8.25	22.46	/	35.8/38.8/44.8*
V _{max} [m/s]	86.05	88.70	105.70	/	68.7/79.7/84.4*
γ _{max} [°]	3.6	17.8	3.7	/	2.1/1.7/1.4*
RoC _{max} [m/s]	3.20	11.56	3.80	/	1.98/1.70/1.47*
θ _{max}	2.33	1.20	1.85	1.37	1.75

* Values calculated for propeller nominal constructive pitch angles θ=30°/ θ=35°/ θ=40°

In comparison with other available similar projects, it is noted that with ceiling above 3000 meters, atmospheric properties become disadvantageous to the design, with lesser atmospheric pressure and density, having detrimental effect on ALPEMA lift and drag. Staying within mission boundaries and environmental constraints provides for maximized results and aircraft efficiency for given goals, geometry and powerplant.

In the same time, light construction has its strength limits, which can become critical with loads and drag experienced in flight speeds exceeding drastically the design cruising speed. Therefore, it is advantageous and highly recommended to remain within boundaries of V_{min} and V_{max}.

5 Conclusion

With an effective drag polar, ALPEMA has the capability to achieve optimal Lift-to-Drag ratio, with sufficient lift and non-disturbing drag forces. Superior wing aspect ratio takes the maximum from the relatively simple, rectangular wing. Such configuration has significant lift coefficient and force reserve.

Efficient three-blade propeller, in combination with small yet mighty AXI 4130/16 GOLD powerplant, provides for safe, lasting and efficient flight autonomy, illustrated with respectable 2.83 hours, and theoretical 648 km of range.

Results shown in flight envelope analysis illustrate strong abilities ALPEMA has for most standard missions and available scenarios envisioned. Challenges of Martian atmosphere can be surpassed, according to analysis results, with possible improvements being available.

Initial theoretical disadvantage of rectangular wings, actually presents an option for use of advanced solar panels, as an auxiliary power source, which can only add to endurance and range, thus making ALPEMA even more competitive and versatile.

Aircraft mission can be fulfilled with maximum efficiency, either with aeroshell dropping, or by standard surface take-off. Design and mission constraints provide for comfortable margin and field of activity, allowing for full scope of aircraft mission.

6 References

- [1] Liu, Y.; Yang, C.; Lu, Y. Complex Modeling and Adaptive Sliding Control Law for Mars Airplane. // International Journal of Micro Air Vehicles, June 2014 vol. 6 no. 2, pp. 73-88
- [2] Reynier, P. Survey of aerodynamics and aerothermodynamics efforts carried out in the frame of Mars exploration projects. // Progress in Aerospace Sciences, Volume 70 (2014), pp. 1-27
- [3] Tsuji, K.; Sunada, S. Flutter of an Aircraft Flying on Mars. // Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 1 (2011), pp. 341-343.
- [4] Vassberg, J.; Page, G.; Foch, R.; Jameson, A. Aerodynamic Design and Optimization of the Mars Airborne Remote Exploration Scout Aircraft. // 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings (2004). doi: 10.2514/6.2004-401
- [5] Datta, A.; Roget, B.; Griffiths, D.; Pugliese, G.; Sitaraman, J.; Bao, J.; Liu, L.; Gamard, O. Design of a Martian Autonomous Rotary-Wing Vehicle. // Journal of Aircraft, Vol.40 (2003), pp. 461-472, doi: 10.2514/2.3141
- [6] Restrepo, C.; Valasek, J. Structured Adaptive Model Inversion Controller for Mars Atmospheric Flight. // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.31 (2008), pp. 937-953, doi: 10.2514/1.33085
- [7] Guo, W.; Zhao, Y. J.; Capozzi B. Optimal Unmanned Aerial Vehicle Flights for Seeability and Endurance in Winds. // Journal of Aircraft, Vol.48 (2011), pp. 305-314, doi: 10.2514/1.C031114
- [8] Morelli, E. A. Flight Test Maneuvers for Efficient Aerodynamic Modeling. // Journal of Aircraft, Vol.49 (2012), pp. 1857-1867, doi: 10.2514/1.C03169
- [9] Dufresne, S.; Johnson, C.; Mavris, D. N. Variable Fidelity Conceptual Design Environment for Revolutionary Unmanned Aerial Vehicles. // Journal of Aircraft, Vol.45 (2008), pp. 1405-1418, doi: 10.2514/1.35567
- [10] Papadopoulos, P.; Tauber, M. E.; Chang, I. Heatshield erosion in a dusty Martian atmosphere. // Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.30 (1993), pp. 140-151, doi: 10.2514/3.11522
- [11] Kyriass, C. L.; Rie, H. Theoretical investigation of entry vehicle stability in the Mars atmosphere. // Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 2 (1967), pp. 272-275. doi: 10.2514/3.28847
- [12] Seiff, A. Atmospheres of Earth, Mars, and Venus, as defined by entry probe experiments. // Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No. 3 (1991), pp. 265-275. doi: 10.2514/3.26240
- [13] Robbins, S. J.; et al. Elemental Composition of Mars' Atmosphere. // Case Western Reserve University Department of Astronomy. (2006)
- [14] Seiff, A.; Kirk, D. B. Structure of the Atmosphere of Mars in summer at mid-latitudes. // Journal of Geophysical Research, Vol. 82, Issue 28 (1977), pp. 4364-4378. doi: 10.1029/JS082i028p04364
- [15] Liu, T.; Oyama, A.; Fujii, K. Scaling Analysis of Propeller-Driven Aircraft for Mars Exploration. // Japan Aerospace Exploration Agency (2013). DOI: 10.2514/1.C032086
- [16] Fujioka, N.; Nonomura, T.; Oyama, A.; Makoto, Y.; Fujii, K. Computational Analysis of Aerodynamic Performance of Mars Airplane. // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12 (2014)
- [17] Anyoji, M.; Okamoto, M.; Hidaka, H.; Nonomura, T.; Oyama, A.; Fujii, K. Planetary Atmosphere Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of a Mars Airplane Scale Model. // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12 (2014)

- [18] Fujita, K.; Luong, R.; Nagai, H.; Asai, K. Conceptual Design of Mars Airplane. // Transactions of the Japanese Society for Artificial Intelligence, Aerospace Technology Japan, Vol. 10 (2012), pp. 5-10. DOI: 10.2322/tastj.10.Te_5
- [19] Tajima, H.; Sunada, S.; Tokutake, H.; Okamoto, M.; Okamoto, M. Flight Stability of an Airplane on Mars. // Transactions of the Japanese Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 54, No. 185/186 (2011), pp. 205–211.
- [20] Fujita, K.; Nagai, H.; Oyama, A. A Parametric Study of Mars Airplane Concept for Science Mission on Mars. // Transactions of the Japanese Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 14 (2016), pp. 83-88. DOI: 10.2322/tastj.14.Pk_83
- [21] Fujita K., et al. Conceptual Design of a Miniature, Propeller-Driven Airplane for Mars. // Proceedings of the 50th AIAA ASM, AIAA 2012-0847 (2012)
- [22] Guynn, M. D.; Croom, M. A. Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission. // 2nd AIAA Unmanned Unlimited Systems, Technologies, and Operations – Aerospace Conference (2003). DOI: 10.2514/6.2003-6578
- [23] Kenney, P. S. Simulating the ARES Aircraft in the Mars Environment // 2nd AIAA Unmanned Unlimited Systems, Technologies, and Operations – Aerospace Conference (2003)
- [24] Braun, R. D.; Wright, H. S.; Croom, M. A.; Levine, J. S.; Spencer, D. A. Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture // Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 5 (2006), pp. 1026-1034. DOI: 10.2514/1.17956
- [25] Pogonski sistemi letelica – Elise // Tehnička enciklopedija / Gajić, D.; Rašuo, B. Zagreb : Jugoslavenski leksikografski zavod, X tom, 1986. pp. 509-515.

Marko Ž. Ekmedžić, MSc. Mech. Eng.
 European XFEL GmbH
 Detector development group
 Holzkoppel 4, 22869 Hamburg, Germany
marko.ekmedzic@xfel.eu

Aleksandar Bengin, Prof. PhD
 University of Belgrade
 Faculty of Mechanical Engineering
 Aeronautical Department
 Kraljice Marije 16, 11000 Belgrade, Serbia
abengin@mas.bg.ac.rs

Boško Rašuo, Prof. PhD
 University of Belgrade
 Faculty of Mechanical Engineering
 Aeronautical Department
 Kraljice Marije 16, 11000 Belgrade, Serbia
brasuo@mas.bg.ac.rs

BIOGRAFIJA AUTORA

Mr Marko Ž. Ekmedžić, dipl. inž. maš. je rođen 7.12.1976. godine u Beogradu, gde je završio i osnovnu i srednju školu, gimnaziju prirodnog smera. Osnovne studije na Mašinskom fakultetu Univerziteta u Beogradu je upisao školske 1998./1999. godine, gde je i diplomirao na Odseku za vazduhoplovstvo, sa prosečnom ocenom 9,26/10,00. Diplomski rad sa temom „Uticaj sprečenog vitoperenja poprečnog preseka na raspodelu napona“, odbranio je 2.3.2004. godine sa ocenom 10. Posle diplomiranja je upisao poslediplomske, magistarske studije na Odseku za vazduhoplovstvo svog matičnog fakulteta, na studijskoj grupi Aerodinamika. Magistarski rad sa temom „Let na Mars – studija o mogućnostima obavljanja interplanbetarnog leta na relaciji Zemlja-Mars“ je odbranio 9.6.2010. godine, pod mentorstvom prof. dr Boška Rašua. U profesionalnom smislu, nakon diplomiranja, bio je angažovan kao asistent u istraživanju u okviru Inovacionog centra Mašinskog i Elektrotehničkog fakulteta u Beogradu (ICITME-Bg, 2004./2005.), kao asistent u nastavi na Saobraćajnom fakultetu u Beogradu (2004./2006.) i kao stažista u Laboratoriji za termotehniku i termoenergetiku Instituta za nuklearne nauke „Vinča“ (2005./2006.). Nakon toga, radio je u preduzeću „Morson“ d.o.o. Beograd, kao vazduhoplovni mašinski inženjer, zadužen za projektovanje, proračun i aerodinamiku (2006./2008.). U periodu 2008./2009. je radio u preduzeću „Neimar projekt“ d.o.o. iz Novog Sada, na poslovima mašinskog inženjera zaduženog za projektovanje i proračun termotehničkih i termoenergetskih sistema u stambenim, poslovnim i industrijskim objektima. Potom je radio u preduzeću „Elitas“ d.o.o. na mestu mašinskog inženjera-projektanta, gde je izvodio i/ili rukovodio projektima vezanim za proračun nosećih instalacija i konstrukcionih elemenata. Nakon toga je bio deo srpskog tima pri eksperimentu CMS u CERN-u (2011./2013.), u okviru angažovanja u Laboratoriji za fiziku pri Institutu za nuklearne nauke „Vinča“, a na poslovima usavršavanja sistema podrške detektora CMS. Od februara 2013. radi u preduzeću European XFEL GmbH u Hamburgu, u SR Nemačkoj, na poslovima diplomiranog mašinskog inženjera-projektanta, zaduženog za razvoj prototipskih sistema detektora, vakuumskih i ambijentalnih, za potrebe istraživanja u lasreskoj i čestičnoj fizici. U dosadašnjoj karijeri je imao više objavljenih naučnih i stručnih radova, kako u domaćim, tako i u stranim, međunarodnim publikacijama. Ima i jedan rad prihvaćen za objavljivanje u časopisu sa SCI liste. Profesionalno koristi engleski jezik, a poluprofesionalno se služi nemačkim i francuskim jezikom. Prati i proučava kosmičke tehnologije i napredak nauke na polju kosmičkog leta i istraživanja poznatog svemira. Verzirani je korisnik brojnih CAD/CAM inženjerskih i analitičkih alata. Oženjen je i otac tri ćerke.

Изјава о ауторству

Име и презиме аутора МАРКО Ж. ЕКМЕЏИЋ

Број индекса _____

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

АНВЕЛОПЕ ЛЕТА ЛЕТЕЛИЦА У АТМОСФЕРИ МАРСА

- резултат сопственог истраживачког рада;
- да дисертација у целини ни у деловима није била предложена за стицање друге дипломе према студијским програмима других високошколских установа;
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио/ла ауторска права и користио/ла интелектуалну својину других лица.

Потпис аутора

У Београду, 27.04.2018.



Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора МАРКО Ж. ЕКМЕЏИЋ

Број индекса _____

Студијски програм _____

Наслов рада АНВЕЛОПЕ ЛЕТА ЛЕТЕЛИЦА У АТМОСФЕРИ МАРСА

Ментор проф. др Александар Бенгин


Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла ради похрањена у **Дигиталном репозиторијуму Универзитета у Београду**.

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског назива доктора наука, као што су име и презиме, година и место рођења и датум одбране рада.

Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Београду.

У Београду, 27.04.2018.

Потпис аутора



Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

АНВЕЛОПЕ ЛЕТА ЛЕТЕЛИЦА У АТМОСФЕРИ МАРСА

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао/ла сам у електронском формату погодном за трајно архивирање.

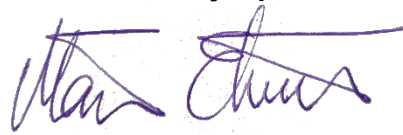
Моју докторску дисертацију похрањену у Дигиталном репозиторијуму Универзитета у Београду и доступну у отвореном приступу могу да користе сви који поштују одредбе садржане у одабраном типу лиценце Креативне заједнице (Creative Commons) за коју сам се одлучио/ла.

1. Ауторство (CC BY)
2. Ауторство – некомерцијално (CC BY-NC)
3. Ауторство – некомерцијално – без прерада (CC BY-NC-ND)
4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима (CC BY-NC-SA)
5. Ауторство – без прерада (CC BY-ND)
6. Ауторство – делити под истим условима (CC BY-SA)

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци.
Кратак опис лиценци је саставни део ове изјаве).

У Београду, 27.04.2018.

Потпис аутора



1. **Ауторство.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце, чак и у комерцијалне сврхе. Ово је најслободнија од свих лиценци.

2. **Ауторство – некомерцијално.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела.

3. **Ауторство – некомерцијално – без прерада.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела. У односу на све остале лиценце, овом лиценцом се ограничава највећи обим права коришћења дела.

4. **Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада.

5. **Ауторство – без прерада.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела.

6. **Ауторство – делити под истим условима.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада. Слична је софтверским лиценцама, односно лиценцама отвореног кода.