



VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS
ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS
AVIACIJOS TECHNOLOGIJŲ KATEDRA

Artūras Vasiljevas

**EKSPERIMENTINIO AKROBATINIO LĖKTUVO SKRYDŽIO
ANALIZĖ
FLIGHT ANALYSIS OF EXPERIMENTAL AEROBATIC
AIRPLANE**

Baigiamasis magistro darbas

Transporto inžinerijos studijų kryptis

Orlaivių pilotavimo studijų programa, valstybinis kodas 60103T101

Vilnius, 2013

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS
ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS
AVIACIJOS TECHNOLOGIJŲ KATEDRA

Tvirtinu

Katedros vedėjas

(Parašas)

Kazimieras Maceika

(Vardas, pavardė)

2012 10 22

(Data)

Artūras Vasiljevas

**EKSPERIMENTINIO AKROBATINIO LĖKTUVO SKRYDŽIO
ANALIZĖ
FLIGHT ANALYSIS OF EXPERIMENTAL AEROBATIC
AIRPLANE**

(lietuvių ir anglų kalba)

Baigiamasis magistro darbas

Transporto inžinerijos studijų kryptis

Orlaivių pilotavimo studijų programa, valstybinis kodas 60103T101

Vadovas: Doc. Dr. Eduardas Lasauskas

(Moksl. Laipsnis/pedag. vardas, pavardė)

(Parašas)

(Data)

Lietuvių kalbos konsultantė: Regina Žukienė

(Moksl. Laipsnis/pedag. vardas, pavardė)

(Parašas)

2013 05 17

(Data)

Vilnius, 2013

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS
ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS
AVIACIJOS TECHNOLOGIJŲ KATEDRA

Transporto inžinerijos studijų kryptis

Orlaivių pilotavimo studijų programa,

valstybinis kodas 60103T101

.....specializacija

TVIRTINU

Katedros vedėjas

(Parašas)

(Vardas, pavardė)

(Data)

BAIGIAMOJO MAGISTRO DARBO

UŽDUOTIS

2012.09.05 Nr. 16

Vilnius

Studentui Artūriui Vasiljevui

Baigiamojo darbo tema: Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo skrydžio analizė
patvirtinta 2012m spalio 29d. dekanų potvarkiu Nr.166

Baigiamojo darbo užbaigimo terminas 2013m gegužės 31 d.

BAIGIAMOJO DARBO UŽDUOTIS:

Literatūros analizė;

Skaiciavimo metodų analizė ir pagrindimas;

Orlaivio parametrų analizė ir pagrindimas;

Išvadų suformavimas.

Baigiamojo darbo rengimo konsultantai:

.....
.....
.....
(Moksl. laipsnis/pedag. vardas, pavardė)

Vadovas
(Parašas)

Doc. dr. Eduardas Lasauskas
(Moksl. laipsnis/pedag. vardas, pavardė)

Užduotį gavau

.....
(Parašas)
.....Artūras Vasiljevas.....
(Vardas, pavardė)
2012 10 22
(Data)

Vilniaus Gedimino technikos universiteto egzaminų
sesijų ir baigiamųjų darbų rengimo bei gynimo
organizavimo tvarkos aprašo 2011–2012 m. m.

2 priedas

(Baigiamojo darbo sąžiningumo deklaracijos forma)

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS

Artūras Vasiljevas, 20083196
Antano Gustaičio Aviacijos Institutas
Orlaivių pilotavimo studijų programa, Opa08

**BAIGIAMOJO DARBO
SĄŽININGUMO DEKLARACIJA**

2013 m. Gegužės 23d.

Patvirtinu, kad mano baigiamasis darbas (projektas) tema

Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo skrydžio analizė

patvirtintas 20 12 m. Spalio 22 d. dekanų potvarkiu Nr. 166, yra
savarankiškai parašytas. Šiame darbe pateikta medžiaga nėra plagijuota. Tiesiogiai ar netiesiogiai
panaudotos kitų šaltinių citatos pažymėtos literatūros nuorodose.

Prenkant ir įvertinant medžiagą bei rengiant baigiamąjį darbą, mane konsultavo
mokslininkai ir specialistai:

Mano darbo vadovas

Doc. Dr. Eduardas Lasauskas

Kitų asmenų indėlio į parengtą baigiamąjį darbą nėra. Jokių įstatymų nenumatytų piniginių
sumų už šį darbą niekam nesu mokėjęs (-usi).

ARTŪRAS VASILJEVAS

(Parašas)

(Vardas ir pavardė)

Vilniaus Gedimino technikos universitetas

Antano Gustaičio aviacijos institutas

Aviacijos technologijų katedra

ISBN

ISSN

Egz. sk.....

Data 2013-....-....

Orlaivių pilotavimo studijų programos baigiamasis magistro darbas.

Pavadinimas: Eksperimentinio lėktuvo skrydžio analizė

Autorius: Artūras Vasiljevas

Vadovas: Doc. Dr. Eduardas Lasauskas

Kalba

☒ X

Lietuvių

☐

Užsienio

Anotacija

Baigiamajame magistro darbe nagrinėjamos būsimo eksperimentinio akrobatinio lėktuvo aerodinaminės savybės. Pristatomos tokio pobūdžio sritys (temos), kaip tinkamo sparno profilio parinkimas orlaiviui, reikalingo sparno formos apibrėžimas, sparno būsimos charakteristikos ir parametrų apskaičiavimas, kitų orlaivio dalių ir jų įtakos visai lėktuvo dinamikai analizavimas. Kadangi analizuojamas dvivietis eksperimentinis akrobatinis lėktuvas, tikintis geresnių rodiklių, pasirinktas palyginimo objektas – dvivietis akrobatinis mokomasis lėktuvas SU 29. Remiantis šio lėktuvo esamomis charakteristikomis ir parametrais, pateikiamos išvados ir siūlymai.

Prasminiai žodžiai:

atakos kampas, maksimali aerodinaminė kokybė, keliamosios jėgos koeficientas, pasipriešinimo koeficientas, lenkimo momentas.

Vilniaus Gediminas Technical University
Antano Gustaičio aviation institute
Department of aviation technologies

ISBN **ISSN**
Copies No.....
Date 2013-....-....

Aircraft piloting study programme master thesis

Title: Flight analysis of experimental aerobatic airplane

Author: Artūras Vasiljevas

Academic supervisor: Doc. Dr. Eduardas Lasauskas

Thesis language

☒

Lithuanian

☐

Foreign (English)

Annotation

The thesis examines the aerodynamics of future experimental aerobatic aircraft. Featured in such areas (topics): proper selection of an aircraft wing profile, the required form of the wing, the wing's future performance and parameter estimation, other aircraft parts and their impact on the entire plane dynamics analysis. As analyzed double seated, experimental aerobatic plane in the hope of better indicators selected comparison object – double seated acrobatic training plane SU 29. Based on the existing aircraft characteristics and parameters, the conclusions and recommendations will be made.

Keywords:

Angle of attack, the maximum aerodynamic quality, lift coefficient, drag coefficient, bending moment.

TURINYS

IVADAS	12
1. LITERATŪROS ANALIZĖ	13
2. EKSPERIMENTINIO AKROBATINIO LĖKTUVO PROFILIŲ PARINKIMAS	18
2.1. Eksperimentinio lėktuvo aprašymas	18
2.2. Eksperimentinio akrobatinio orlaivio sparno profilio parinkimas	19
2.3. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo stabilizatoriaus ir kylio profilio parinkimas	29
3. EKSPERIMENTINIO AKROBATINIO LĖKTUVO PAGRINDINIAI KOMPONENTAI	32
3.1. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo sparno pagrindiniai parametrai	32
3.2. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo sparno ploto paskaičiavimas ir formos parinkimas	33
3.3. Uodegos plokštumų formos ir plotų parinkimas	41
3.4. Eksperimentinio lėktuvo liemuo	43
4. ANALIZUOJAMO EKSPERIMENTINIO AKROBATINIO LĖKTUVO SKRYDŽIO DINAMIKA	45
4.1. Visas lėktuvo pasipriešinimas	45
4.2. Smukos greitis	47
4.3. Analizuojamo lėktuvo stabilumas	48
IŠVADOS	50
LITERATŪROS SĄRAŠAS	52

PAVEIKSLAI

1	pav. SU 29 eksperimentinio akrobatinio lėktuvo projekcijos	19
2	pav. Profiliai NACA0016, FX79-L-120 (18%), V1, V2, V3, V4 (iš viršaus į apačią)	20
3	pav. Sparno profilio parametrai (Lasauskas, 2008)	22
4	pav. Visų profilių poliarės	23
5	pav. Cl/Cd priklausomybė nuo atakos kampo (α)	24
6	pav. Cl koeficiento priklausomybė nuo α	25
7	pav. Laminarinio - turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo α viršutinėje profilio dalyje	26
8	pav. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo α apatinėje profilio dalyje	27
9	pav. Priverstinė laminarinio-turbulentinio virsmo vieta profilyje V1	28
10	pav. V1 profilio poliarė simuliuojant virsmo vietą ir nesimuliuojant (storesnė linija nesimuliuotai virsmo vietai)	28
11	pav. Cl ir Cd koeficientų priklausomybė nuo atakos kampo. (Plona ištisinė linija simuliuotai laminarinio-turbulentinio virsmo vietai)	29
12	pav. Sparno profilis fx79-120 (12%)	30
13	pav. Uodegos plokštumų profilio poliarė	30
14	pav. Uodegos plokštumų grafikai: Cl priklausomybė nuo atakos kampo, Cd priklausomybė nuo atakos kampo, Cm priklausomybė nuo atakos kampo, Cl/Cd priklausomybė nuo atakos kampo	31
15	pav. Sparno horizontalios projekcijos parametrai (Lasauskas, 2008)	33
16	pav. skersinio „V“ kampas (Lasauskas, 2008)	33
17	pav. Trapecinis sparnas (Stinton, 1983)	34
18	pav. Stačiakampis sparnas (Stinton, 1983)	34
19	pav. Elipsinis sparnas (Stinton, 1983)	34
20	pav. Trikampis sparnas (Stinton, 1983)	34
21	pav. Sparno formos įtaka keliamosios jėgos pasiskirstymui per visą sparną. (viršutinis grafikas rodo stačiakampio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymą išilgai sparno, apatinis – trapecinio, plona punktyrinė linija elipsinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno)	35
22	pav. Tiriamų sparnų formos	37
23	pav. Analizuojamų sparnų poliarės	38
24	pav. Aerodinaminės kokybės priklausomybė nuo α	39
25	pav. Sparnas 1 ir Sparnas 6 keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno. (viršutinis grafikas Sparnas 1, punktyrinė linija žymi elipsinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymą išilgai sparno.)	40
26	pav. Horizontalios uodegos plokštumos vaizdas.	42
27	pav. Analizuojamo lėktuvo modelis programoje xflr5	44
28	pav. Tiriamo lėktuvo viso pasipriešinimo priklausomybė nuo greičio	46

LENTELĖS

1	lentelė. SU 29 akrobatinio lėktuvo bendros charakteristikos	18
2	lentelė. Tiriamų profilių parametrai	22
3	lentelė. Lėktuvo analizuojamu sparnų parametrai	37
4	lentelė. Sparn 1 pagrindiniai parametrai	41
5	lentelė. Lėktuvo sparno ploto ir uodegos plokštumų plotų santykiai	41
6	lentelė. Uodegos horizontalios plokštumos parametrai	43

SIMBOLIAI

V_{so} – lėktuvo smukos greitis

V_{s1} – lėktuvo smukos greitis esant švariai¹ konfigūracijai

V_R – lėktuvo nosies pakėlimo greitis

c – sparno profilio styga

T – didžiausias profilio storis

t – santykinis didžiausias profilio storis

X_T – didžiausio storio vieta

x_t – santykinė didžiausio storio vieta

F – profilio gaubtumas

f – santykinis profilio gaubtumas

X_F – didžiausio profilio gaubtumo vieta

x_f – santykinė didžiausio profilio gaubtumo vieta

C_l – profilio keliamosios jėgos koeficientas

C_{lmax} – maksimalus keliamosios jėgos koeficientas

C_d – profilio pasipriešinimo koeficientas

C_m – sukimo momentas

α – atakos kampas

S – sparno plotas

b – sparno mojis

c_r – sparno styga prie liemens

c_t – sparno styga sparno gale

c_g – vidutinė geometrinė sparo styga

¹ Tai lėktuvus su įtrauktais užsparniais, įtraukta važiuoklė, jei tokios orlaivio mechanizacijos yra taikomos.

A – sparno proilgis

A - sparno strėliškumas

Γ - sparno skersinis „V“

VAS – vidutinė aerodinaminė styga

W – svoris

m – masė

g – laisvojo kritimo pagreitis

ρ – tankis

L – keliamoji jėga

b_{hp} – uodegos horizontalios plokštumos mojis

S_{hp} – uodegos horizontalios plokštumos plotas

c_{rhp} – uodegos horizontalios plokštumos styga prie liemens

c_{thp} – uodegos horizontalios plokštumos styga plokštumos gale

S_{vp} – uodegos vertikalios plokštumos plotas

b_{vp} – uodegos vertikalios plokštumos mostas

c_{rvp} – uodegos vertikalios plokštumos styga prie liemens

c_{tvp} – uodegos vertikalios plokštumos styga plokštumos gale

V_{md} – minimalaus pasipriešinimo greitis

D – pasipriešinimo jėga

T_r – reikalinga trauka

D_p – žalingo pasipriešinimo jėga

D_i – indukcinio pasipriešinimo jėga

C_{dp} – žalingo pasipriešinimo koeficientas

Ivadas

Mūsų dienomis vienas iš svarbiausių aviacijos uždavinių yra sukurti naujus ekonomiškus orlaivius. Viena iš aviacijos sričių atsilieka – tai akrobatinių orlaivių šaka. Šie orlaiviai nepasižymi labai didele ekonomine gerove. Todėl nuspręsta kurti eksperimentinį akrobatinį lėktuvą, kuris būtų lengvesnis, ekonomiškesnis ir galėtų suteikti panašias, o gal net tokias pat skrydžio charakteristikas kaip dabartinių orlaivių.

Pagal ICAO, akrobatiniai skrydžiai – tai manevrai, kuriuos atliekant vyksta staigūs ir dideli aukščio bei greičio pokyčiai. Atliekant tokius manevrus reikalingi lėktuvai, galintys atlaikyti atsirandančias perkrovas, šios perkrovos gali siekti $\pm 12G$. G – tai orlaivio keliamosios jėgos ir sunkio jėgos santykis.

Baigiamojo magistro darbo tema: Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo skrydžio analizė. Šiame darbe naudojamosi esamo lėktuvo SUKHOI 29 (toliau SU 29) parametrais ir šie parametrai lyginami su kuriamojo orlaivio parametrais. Darbe analizuojamas esamo orlaivio SU 29 sparno profilis ir panašūs profiliai, naudojantis kompiuterine programa xflr5, tokiu būdu yra sutrumpinamas visų reikalingų skaičiavimų laikas ir išvengiama klaidos galimybė. Tiriamieji sparno profiliai lyginami tarpusavyje ir iš profilių gausos išrenkamas vienas, kurio tyrimų rezultatai yra geriausi. Turint parinktą profilį peržvelgiama sparno formos įtaka aerodinamikai. Atsižvelgta į kitų lėktuvo sudedamųjų dalių keliamąją jėgą ir pasipriešinimą. Darbo pabaigoje pateikiamos išvados ir siūlymai, kurias orlaivio dalis galima būtų tobulinti atliekant daugiau tyrimų ir eksperimentų.

Darbo tikslas – išrinkti reikiamus skaičiavimo metodus, išanalizuoti kuriamą lėktuvą ir apžvelgti būsimas šio orlaivio charakteristikas, palyginti gautus rezultatus su esamo orlaivio charakteristikomis, suformuluoti išvadas.

1. Literatūros analizė

CS 23 (EASA 2012) leidinys yra skirtas aviakonstruktoriams, siekiantiems sertifikuoti savo sukurtus orlaivius. Šiame darbe nagrinėjamas lėktuvas patenka į akrobatinių orlaivių kategoriją, pagal CS 23 jam yra keliami tokie reikalavimai:

- Akrobatinės kategorijos orlaiviams nėra jokių apribojimų, nebent manevrai, kurie yra reikalingi atlikti skrydžio testams.

Svorio apribojimai:

Maksimalus svoris:

- Maksimalus svoris, reikalaujamas užsakovo;
- Maksimalus konstrukcinis svoris su pilnu orlaivio pakrovimu kilimo metu (stovėjimo svoris gali skirtis);
- Maksimalus svoris, reikalingas kiekvienam skrydžio etapui.

Svoris ne mažesnis nei:

- Minimalios reikalingos įgulos skrydžiui atlikti, įgulos nario standartinis svoris 77 kg (saugumo sumetimais ir dėl patogesnių tolimesnių skaičiavimų lakūno masė imama 80 kg);
- Reikalingas kuro kiekis minimaliam 30 minučių skrydžiui dieną pagal VST (Vizualios skrydžių taisyklės) arba 45 min. skrydžiui naktį pagal IST (Instrumentinės skrydžių taisyklės), jei yra leidžiami tokie skrydžiai su šiuo orlaiviu.

Minimalus lėktuvo svoris:

- Tuščio orlaivio svoris, į kurį įeina nesunaudojamas kuro kiekis, skysčiai, reikalingi normaliam orlaivio veikimui, reikalingas balastas.

Orlaivio greičiai reikalaujami CS23:

Smukos greitis:

- V_{SO} ir V_{SI} yra smukos greitis arba minimalus greitis, reikalingas išlaikyti orlaivį ore; jam esant orlaivis yra kontroliuojamas neveikiant vienam ar visiems varikliams.
- Vienmotoriam lėktuvui su pilna kilimo mase V_{SO} negali būti didesnis kaip 113 km/h.

Kilimo greitis:

- Kilimo greitis akrobatinės kategorijos orlaiviams - tai toks greitis, kurio metu pilotas atlieka manevrą norėdamas orlaivį pakelti nuo žemės ar vandens paviršiaus (V_R).
- Vienmotoriams orlaiviams V_R negali būti mažesnis nei V_{SI} .
- 15 metrų aukštyje virš pakilimo paviršiaus greitis turi būti $1,2 V_{SI}$.

Leidimosi bei tūpimo greičiai:

- Leidimosi greitis lygus $1,3 V_{SO}$.
- Tūpimo greitis lygus V_{SO} .

Kiekviename skrydžio etape orlaivio greitis turi būti ne mažesnis nei yra reikalaujamas normaliam skrydžio režimui palaikyti.

Orlaivio pavaldumas ir manevringumas

Orlaivis privalo būti saugiai kontroliuojamas ir visi atliekami manevrai negali kelti grėsmės orlaivio konstrukcijai šiais skrydžio etapais:

- Kilimas;
- Aukštėjimas;
- Horizontalus skrydis;
- Žemėjimas;
- Tūpimas;

Privaloma užtikrinti sklandų orlaivio perėjimą iš vieno skrydžio etapo į kitą.

Akrobatiniai manevrai:

Visi akrobatiniai manevrai, atliekami su orlaiviu, neturi kelti pavojaus orlaivio konstrukcijai, taip pat visiems atliekamiems akrobatiniams manevrams turi būti aprašytas leistinas greičių diapazonas saugiam jų atlikimui. CS23 visi keliami reikalavimai ir minimumai nebus išvardinti įvadinėje dalyje, tačiau į keliamus reikalavimus bus atsižvelgta darbe.

Moksliniame leidinyje (Nicolosi *et al.* 2011) yra pateikiama orlaivio P2006T skrydžio parametrų analizė siekiant įgyti sertifikatą, atitinkantį keliamus reikalavimus CS23. Tecnam P2006T yra keturvietis, dvimotoris bendrosios aviacijos orlaivis su visiškai įtraukiama važiuokle. Aukštasparnė lėktuvo konstrukcija suteikia geras stabilumo charakteristikas, puikų matomumą iš kabinos bei patogų priėjimą keleiviams ir bagažo pakrovimui. Šios idėjos dėka Tecnam industries dabar gali varžytis rinkoje su kitais keturviečiais orlaiviais.

Minėtame leidinyje aprašoma, kaip buvo atliekami skrydžiai, koku būdu buvo renkama informacija ir pateikiami skrydžio rezultatai. Orlaivis, kurio maksimali kilimo masė – 1180 kg, pademonstravo puikias kilimo ir leidimosi charakteristikas. Jo kilimo atstumas sudarė 348 metrus, o leidimosi – 385 metrus. Kadangi bandymai buvo atliekami pasitelkiant ne vieną modifikaciją, remiantis keliais rezultatais, buvo parinktas geriausias variantas, atitinkantis reikalavimus. Dėl šio eksperimento lėktuvo sparno plotas buvo sumažintas instaliavus sparnų galuose specialius įrenginius (angliškai: Winglets). Tokiu būdu yra sumažinamas indukcinis orlaivio pasipriešinimas ir gerinamos jo aerodinaminės savybės.

Šis straipsnis pateikia informaciją, į ką reikėtų atkreipti dėmesį norint sertifikuoti orlaivį. Nustatyta, kokie tyrimai privalėjo būti atlikti ir kokie parametrai turėjo būti apskaičiuoti. Remiantis šiuo straipsniu kaip pagalbine priemone, bus peržvelgtos analizuojamojo lėktuvo galimybės, charakteristikos, parametrai, į kurias reikėtų atkreipti dėmesį.

Leidinyje (Чумак, Кривокрысенко 1993) supaprastintai yra aprašomi visi lėktuvo kūrimo, projektavimo ir idėjos realizavimo etapai. Knygos pradžioje yra pateikiama sistema norintiems pradėti kurti savo orlaivį. Viskas prasideda nuo informacijos kaupimo ir analizės, nes iš to galima nuspręsti, kokio tipo orlaivis yra reikalingas. Susidarius bendrą vaizdą, koks orlaivis gali būti reikalingas, ir pradėjus įsivaizduoti jo esmines dalis, reikalinga techninė užduotis. Knygoje taip pat yra rašoma, kaip reikėtų ruošti orlaivio techninę užduotį. Techninėje užduotyje yra sudaromos pirmosios charakteristikos, kurias turėtų atitikti norimas orlaivis. Informacijos kaupimo etapas gali būti praleistas, jei yra konkretus užsakovas ar konkreti idėja, pagal kurią bus kuriamas orlaivis.

Kitas punktas knygoje yra pirminis orlaivio masės skaičiavimas (jei nėra techninėje užduotyje numatytos maksimalios kilimo masės). Tai netikslus, statistiškai paremtas metodas, kuriuo galima apskaičiuoti orlaivio komponentų, tokių kaip sparnas, liemuo, važiuoklė, įranga, uodegos, plokštumų ir kitų komponentų pradinių masių skaičiavimas. Tokiu būdu, apie reikalingą

maksimalią kilimo masę sudaromas pirminis vaizdas. Turint šiuos duomenis galima pradėti projektuoti orlaivio sparno profilį bei sparną: koks reikalingas sparno plotas, kad būtų generuojama pakankama keliamoji galia, kokia turėtų būti sparno forma, siekiant gauti kuo optimalėses aerodinamines charakteristikas. Knygoje taip pat pateikiamos bendros žinios apie įvairias jėgas, kurios veikia orlaivį tam tikrais skrydžio etapais.

Pagal šią knygą bus kuriamas pradinis viso orlaivio vaizdas, techninė užduotis, bus suformuluotos pradinės norimos orlaivio charakteristikos, pagal kurias bus kuriamos ir tobulinamos tolimesnės orlaivio charakteristikos.

Dar vienas leidinys (Lasauskas 2008) – mokomoji knyga, joje pateikiami skrydžio teorijos pagrindai. Skrydžio principų temos apima kelių mokslo disciplinų pagrindus: ikigarsinę, transgarsinę ir viršgarsinę aerodinamiką, lėktuvo skrydžio charakteristikas, lėktuvo valdumą ir stabilumą. Pateikiami šių mokslo disciplinų pagrindiniai apibrėžimai ir sąvokos, aiškinami pagrindiniai aerodinamikos ir skrydžio dinamikos procesai, turintys įtakos lėktuvo skrydžiui.

Ne visą pateiktą informaciją naudosime, nes analizuojamas orlaivis patenka tik į ikigarsinių orlaivių kategoriją, nes eksperimentinio orlaivio maksimalus skrydžio greitis yra 400 km/h (111 m/s).

Kadangi minėtame leidinyje informacijos nepakanka norint rasti atsakymus į kylančius klausimus, reikalingas išsamesnis informacijos šaltinis (Stinton 1983).

Pirmajame skyriuje rašoma apie tai, kokią svarbą turi informacijos rinkimas ir surinktos informacijos interpretavimas norint pasirinkti tinkamiausią orlaivio projektą, atitinkantį poreikius. Reikia išanalizuoti esamą situaciją ir prognozuoti galimą rinkos situaciją. Reikalaujama nustatyti orlaivio paskirtį: ar tai bus civilinis orlaivis, ar karinis. Pagal atitinkamą paskirtį reikia išanalizuoti turimus išteklių šaltinius ir numatyti išorinių išteklių gavimo būdus. Minimame skyriuje yra atliekami pirmieji galimos orlaivio kainos skaičiavimai.

Kitame skyriuje pateikiamas metodas, kaip galima susisteminti visą darbo eigą, kaip suskaidyti kiekvieną darbo etapą į smulkesnius punktus.

Po teorinio galimybių apžvalgos prasideda aerodinaminių skaičiavimų etapas. Detaliai aprašomas sparno profilio parinkimas. Analizuojami pagrindiniai duomenys apie srautą, aptekantį sparno profilį. Detaliai aprašomas laminarinis ir turbulentinis srautai. Analizuojama laminarinio – turbulentinio srauto virsmo vieta. Smulkiai aprašomas keliamosios jėgos gavimo principas.

Apibendrinamas atsirandantis indukcinis pasipriešinimas, dėl kurio reikia pasirinkti atitinkamą sparno formą, kuri sumažintų indukcinį pasipriešinimą. Pagal šią knygą, mažiausią indukcinį pasipriešinimą turi elipsinės formos sparnas, bet dėl sudėtingos ir brangios konstrukcijos pasirenkama alternatyva – sparnas iš kelių trapecijų. Trapecinė konstrukcija gerokai paprastesnė bei pigesnė. Leidinyje nagrinėjama liemens įtaka aerodinaminėms savybėms. Aprašomi liemens parinkimo būdai, kurie padeda išgauti optimalias aerodinamines savybes neprarandant pakrovimo galimybių. Remdamiesi šia knyga, išsamiau išanalizuosime jau turimas pradines charakteristikas, bus bandoma išspręsti problemas, kurios kils darbe.

Straipsnyje (Gopalarathnam, Norris 2009) rašoma apie užsparnių sistemą, naudojamą moderniuose sklandytuvuose. Tai yra kelių sekcijų užsparniai su skirtingais atlenkimo kampais, gebantys padidinti keliamąją jėgą, ne taip smarkiai didinant pasipriešinimą. Tokiu būdu stengiamasi sudaryti tinkamą sparno formą tūpimo ir kilimo etapams.

Kadangi į eksperimentinio orlaivio konstrukciją planuojama įtraukti ir sparno mechanizaciją, straipsnyje yra pateikiama viena iš sparno mechanizacijos galimybių - pagerinti jo kilimo bei tūpimo charakteristikas, kurios galėtų būti pritaikytos projektui.

Straipsnyje (Schairer 1964), yra pateikiama orlaivio kaita nuo brolių Raitų kūrinio ir 60 metų po jo. Šiame straipsnyje apžvelgta daugybė tyrimų kryptių, kurios orlaivį gali padaryti kur kas ekonomiškesnį, pagerinti jo kilimo bei tūpimo charakteristikas, padidinti aerodinaminę kokybę, patarta, kaip pagerinti viso orlaivio charakteristikas.

Šiame straipsnyje yra aprašyti būdai, kurie bus panaudoti darbe, tai laminarinio – turbulentinio (toliau virsmo vieta) srauto virsmo vietos atitolinimas, sparno mechanizacijos aptekėjimo charakteristikos, rekomenduota, į ką turėtų būti atkreipiamas dėmesys analizuojant sparno profilį ir kaip būtų galima pagerinti sparno profilio kaktinę dalį, norint atitolinti srauto atitrūkimą dideliuose atakos kampuose.

Dar vienas leidinys susijęs su lėktuvo konstravimu (Шульженко, 1949). Šioje knygoje paprastai yra paaiškinamos pagrindinės kylančios problemos konstruojant lėktuvą. Galimi atsirandančių problemų sprendimo būdai. Kadangi tai yra pokario leidinys, jame siūlomi sprendimo būdai remiami antro pasaulio karo lėktuvų konstrukciniais sprendimais. Šiuo leidiniu naudosisi norėdamas surasti tam tikru lėktuvo elementų supaprastinimo būdus, kurie sumažintų ne tik lėktuvo masę, bet ir pagerintu aerodinamines jo savybes.

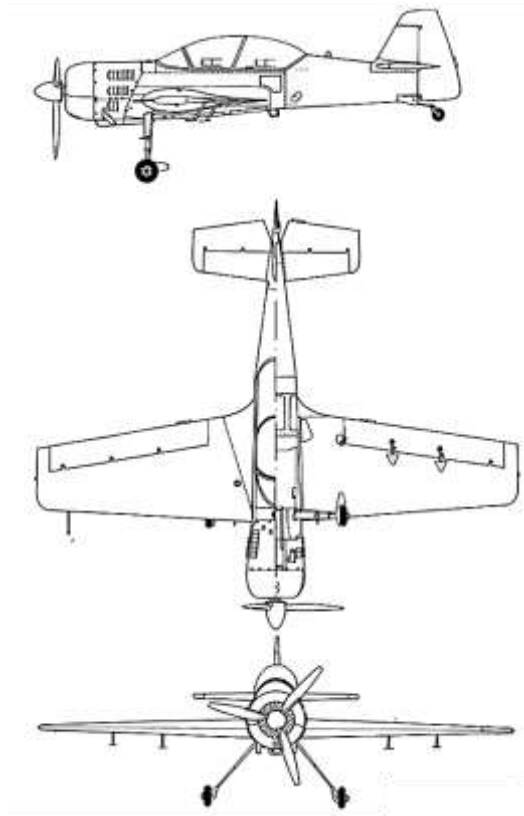
2. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo profilių parinkimas

2.1. Eksperimentinio lėktuvo aprašymas

Tai eksperimentinis lėktuvas, kurį surenka (arba išardo) du žmonės per valandą. Tokiam orlaiviui nereikia daug vietos, todėl jį galima saugoti specialiai tam skirtoje priekaboje, nedideliame angare ar didesniame garaže. Šis orlaivis skirtas ne profesionaliems akrobatiniams skrydžiams, o pramoginiams ar mokomiesiems, todėl jam nereikia labai galingo variklio. Kuro sąnaudos nedidelės, išlaikomi visi reikalingi parametrai norint atlikti akrobatinius skrydžius. Yra svarbūs du šio eksperimentinio lėktuvo pirminiai parametrai: maksimali kilimo masė – 700 kg ir minimalus skrydžio greitis 100 km/h (27,8 m/s). Darbo metu bus apskaičiuoti kiti orlaivio parametrai ir parengta techninė charakteristika. Su šiuo orlaiviu nebus atliekami eksperimentiniai tyrimai, jis nagrinėjamas tik aerodinaminiu aspektu. Nagrinėjamo orlaivio charakteristikos bus lyginamos su kito dviviečio akrobatinio-mokomojo lėktuvo SU – 29 charakteristikomis. Šio orlaivio charakteristikos pateikiamos 1 lentelėje, o bendras vaizdas 1 paveiksle.

1 lentelė. SU 29 akrobatinio lėktuvo bendros charakteristikos

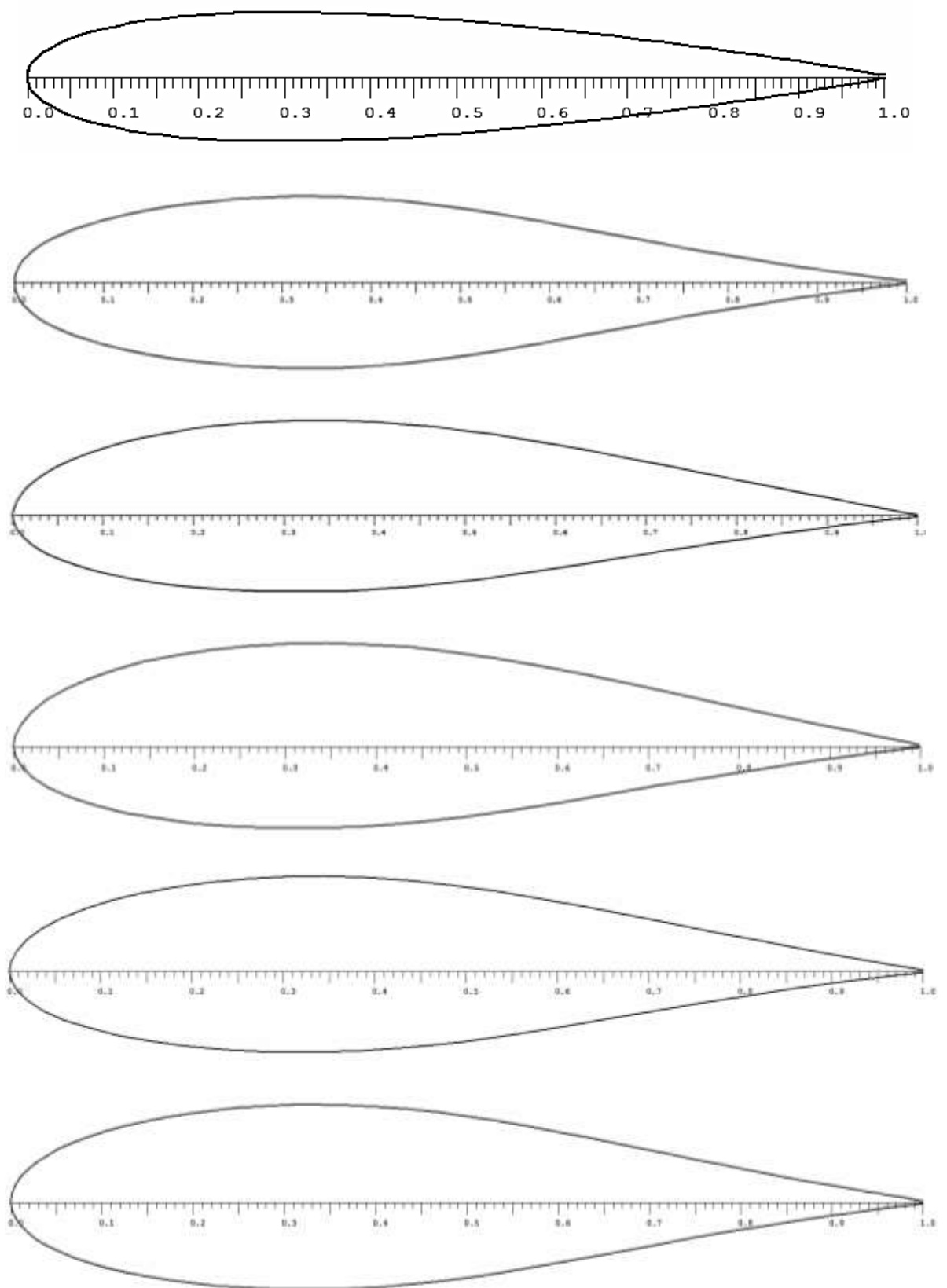
Parametrai	Reikšmės
Igula	2
Ilgis	7,32 m
Sparno mojis	8,20 m
Aukštis	2,87 m
Sparno plotas	12,24 m ²
Tuščio orlaivio svoris	760 kg
Maksimali kilimo masė	1100 kg
Maksimalus skrydžio greitis	340 km/h (94,4 m/s)
Smukos greitis	110 km/h (30,6 m/s)
Aukščio lubos	4000 m
Vertikalus kilimo greitis	18 m/s
Perkrovas	-10; +12 G



1 pav. SU 29 eksperimentinio akrobatinio lėktuvo projekcijos

2.2. Eksperimentinio akrobatinio orlaivio sparno profilio parinkimas

Sparno profilis (toliau profilis) – tai kontūras, gaunamas perkirtus sparno plokštumą, lygiagrečią lėktuvo simetrijos plokštumai. Parinkti profiliai NACA0016, FX79-120 (18%), V1, V2, V3, V4. FX79-120 (18%) profilis yra naudojamas SU 29 akrobatiniame lėktuve, jo koordinatės paimtos iš sparno profilių duomenų bazės (UIUC 2013). Profiliai V1, V2, V3, V4 yra sudaryti FX79-120 profiliui palaipsniškai suteikiant gaubtumą. Skaičiavimai atlikti naudojant programą XFLR5. Visi rezultatai pateikti naudojant 1×10^6 Reinoldso skaičių. Matavimai atlikti diapazonu nuo -25 iki 25 laipsnių naudojantis standartine atmosfera, kur slėgis jūros lygyje 1013,25 hPa, temperatūra 15°C ir tankis $1,225 \text{ kg/m}^3$. Visi nagrinėti profiliai pateikti 2 paveiksle.



2 pav. Profiliai NACA0016, FX79-L-120 (18%), V1, V2, V3, V4 (iš viršaus į apačią)

Sparno profiliai, su kuriais buvo atlikti matavimai, turi šiuos pagrindinius parametrus:

- sparno profilio styga c – tiesė, jungianti priekinės ir užpakalinės dalies du tolimiausius taškus. Priekinis stygos taškas vadinamas priekine profilio briauna, galinis stygos taškas vadinamas galine profilio briauna. Visi tirti profiliai nubraižyti dvimatėje koordinačių sistemoje ir visų profilių stygos pradžios ir pabaigos koordinatės sutampa $(0,0)$ ir $(1,0)$, todėl stygos ilgis yra 1;
- vidurio linija – linija, vienodai nutolusi nuo profilio viršaus ir apačios ir dalijanti profilį į dvi lygias dalis;
- profilio didžiausias storis T – tai didžiausias atstumas tarp stygai lygiagrečių profilio viršutinio ir apatinio kontūro liestinių. Profilio storio T ir stygos c santykis vadinamas santykiniu profilio storiu t ir yra išreiškiamas procentais;

$$t = \frac{T}{c} 100\%; \quad (1)$$

- atstumas nuo priekinės profilio briaunos iki storiiausios profilio vietos vadinamas didžiausio storio vieta ir žymimas raide X_T . Didžiausio storio vietos ir profilio stygos santykis vadinamas santykinę didžiausio storio vieta x_t ir išreiškiama procentais;

$$x_t = \frac{X_T}{c} 100\%; \quad (2)$$

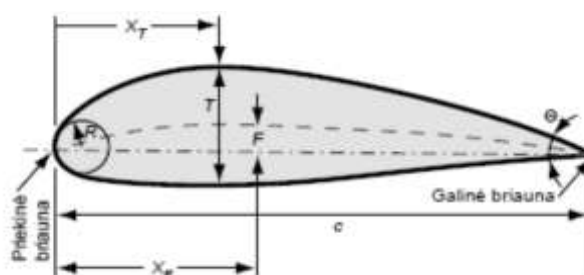
- didžiausias vidurio linijos nuotolis nuo profilio stygos vadinamas profilio gaubtumu ir žymimas raide F . Profilio gaubtumo ir stygos santykis vadinamas santykinis profilio gaubtumu f ir yra išreiškiamas procentais;

$$f = \frac{F}{c} 100\%; \quad (3)$$

- Atstumas nuo priekinės profilio, ties kuriuo yra didžiausias profilio gaubtumas, briaunos vadinamas didžiausio gaubtumo vieta ir žymimas raide X_F . Didžiausio gaubtumo vietos ir profilio stygos santykis yra santykinė didžiausio gaubtumo vieta x_f ir yra išreiškiamas procentais;

$$x_f = \frac{X_F}{c} 100\%; \quad (4)$$

- Kai profilio vidurinė linija sutampa su styga, toks profilis yra simetrinis, o kai vidurinė linija nesutampa su styga, tai toks profilis yra teigiamai arba neigiamai gaubtas. (Lasauskas, 2008)



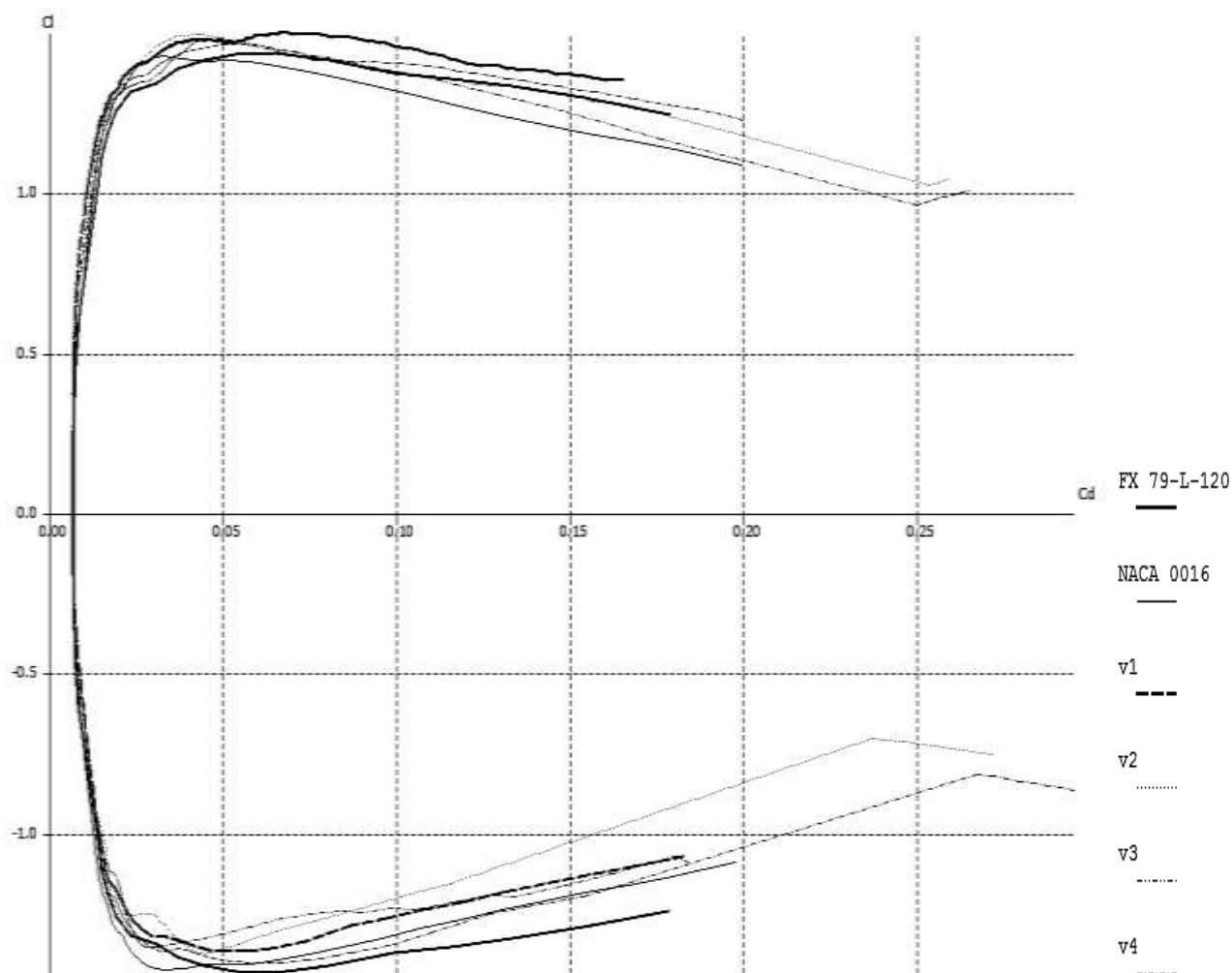
3 pav. Sparno profilio parametrai (Lasauskas, 2008)

3 paveikslėlyje vizualiai pateikiami visi parametrai kurie yra naudojami norint apibrėžti konkretų profilį, šie parametrai toliau yra naudojami programoje norint paskaičiuoti reikiamas charakteristikas.

2 lentelė. Tiriamų profilių parametrai

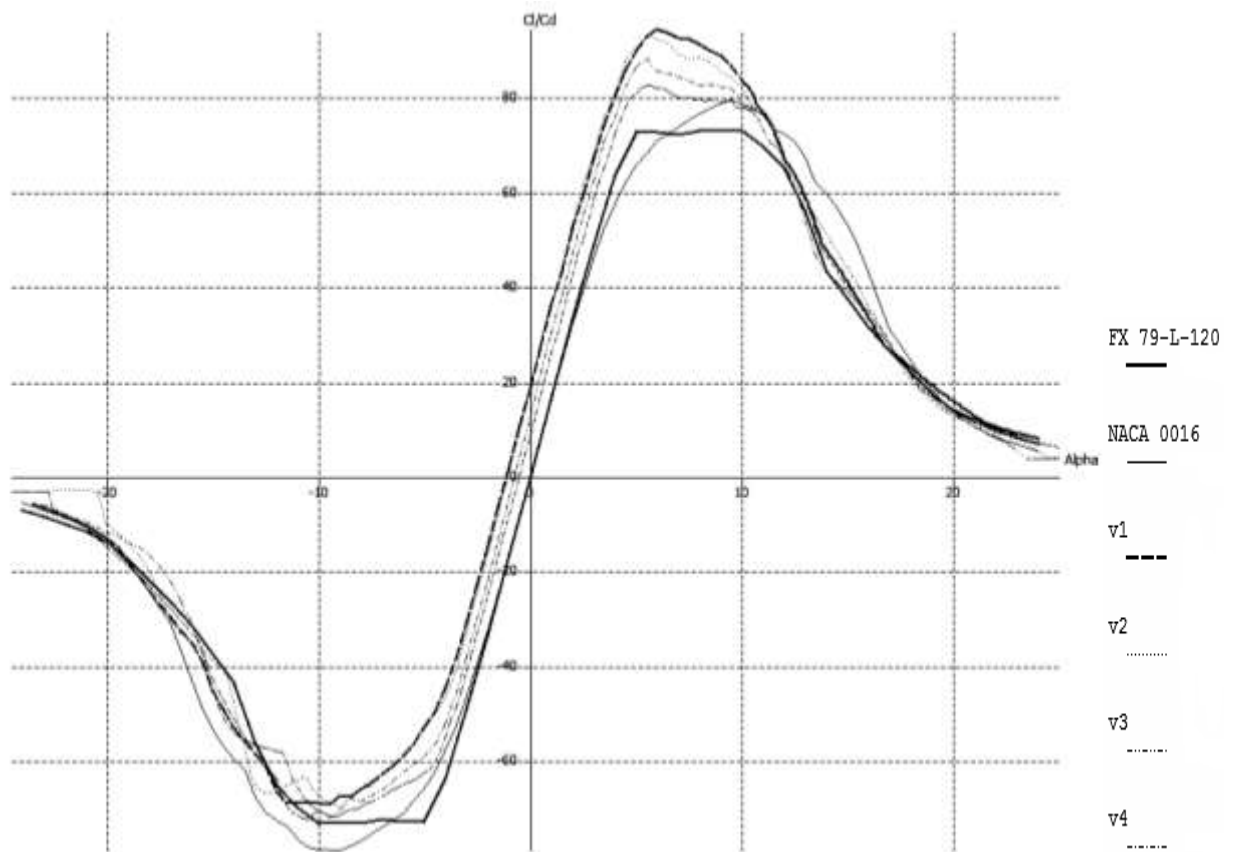
Profilio pavadinimas	t	x_t	f	x_f
NACA0016	16	29,10	0	32,50
FX79-120 (18%)	18	33,86	0	51,54
V1	18	33,85	1	46,60
V2	16	33,75	1	48,33
V3	17	33,65	0,7	48,34
V4	17	33,06	0,5	46,74

2 lentelėje pateikiami visu tiriamų profilių pagrindiniai parametrai. Visų tirtų profilių stygos yra vienodos $c=1$. Atliktų tyrimų rezultatai pateikti šiuose paveikslėliuose.



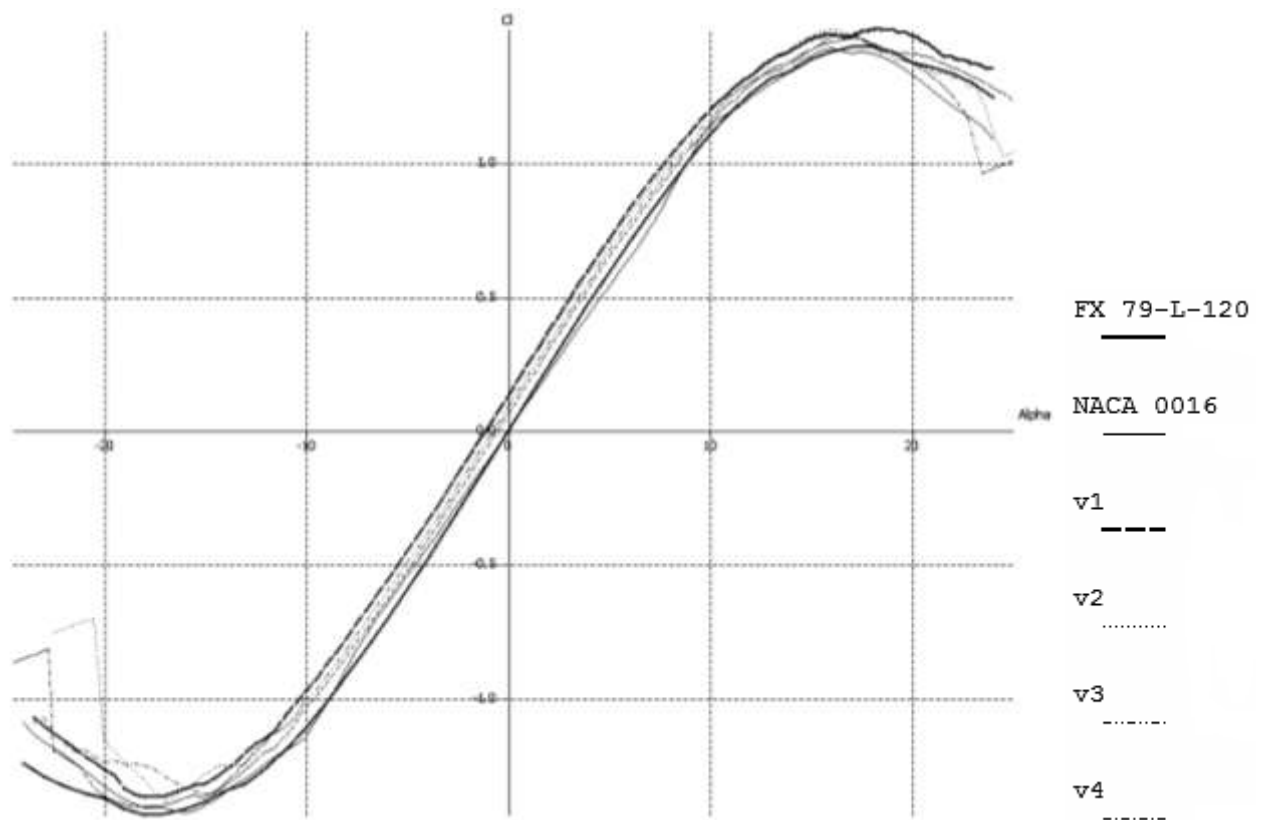
4 pav. Visų profilių poliarės

Pateiktame (4 paveikslėlis) grafike matyti, kad profilis V1, lyginant su kitais profiliais, prie tų pačių keliamosios jėgos koeficiento reikšmių turi mažesnes pasipriešinimo koeficiento reikšmes. Tačiau tai yra vienintelis profilis, turintis mažiausias neigiamas keliamojo koeficiento reikšmes lyginant su tokiomis pat pasipriešinimo koeficiento reikšmėmis. Galima daryti prielaidą, kad profilis V1 sukurs didesnę keliamąją jėgą esant mažesniai greičiui, todėl ir pasipriešinimas bus mažesnis nei kitų profilių.



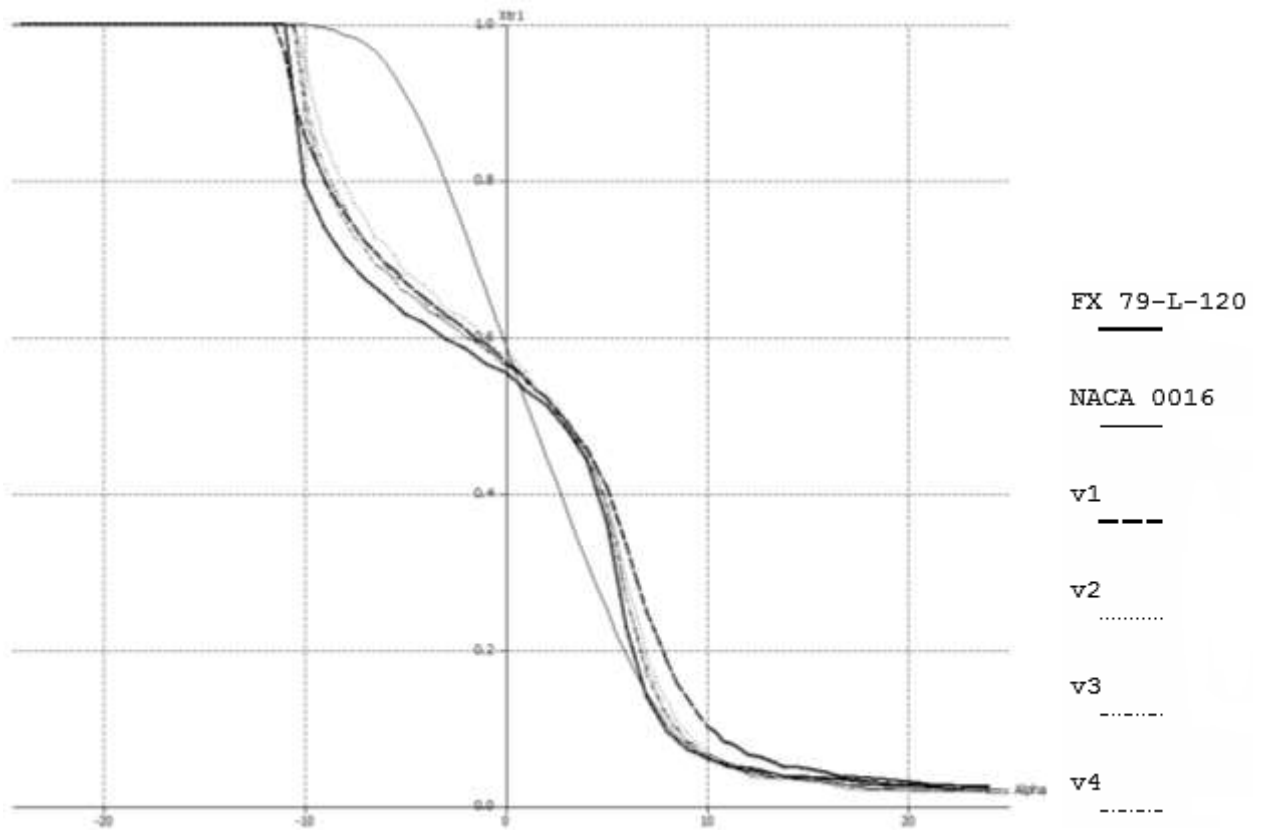
5 pav. Cl/Cd priklausomybė nuo atakos kampo (α)

5 paveikslėlyje pateiktame grafike matome aerodinaminės kokybės priklausomybę nuo atakos kampo. Aerodinaminė kokybė tai keliamosios jėgos koeficiento santykis su pasipriešinimo koeficientu. Iš kreivių matyti, kad profilio V1 aerodinaminė kokybė yra geresnė nei kitų profilių. Maksimali aerodinaminė kokybė taip pat pasiekama esant mažesniems atakos kampams, todėl galima daryti išvadą, kad profilis turės mažesnę pasipriešinimą bei tokiam profiliui reikės mažesnės galios variklio norint palaikyti horizontalų skrydį. Iš grafiko taip pat matyti, kad profilis V1 turi ir mažiausią neigiamą aerodinaminę kokybę, todėl skrydis aukštyn ratais reikalaus didesnio atakos kampo bei greičio, kad sparnas generuotų pakankamą keliamąją jėgą, todėl sparnas taip pat sukurs didesnę aerodinaminę pasipriešinimą - tai analizuojamo lėktuvo atveju nėra naudinga. Kadangi skrydžiai aukštyn ratais vykdomi trumpą laiką, trumpalaikis greičio ir atakos kampo padidėjimas nesukels didelių problemų, taip pat tokio trumpalaikio skrydžio poveikis orlaivio ekonomikai neturės didelės įtakos.



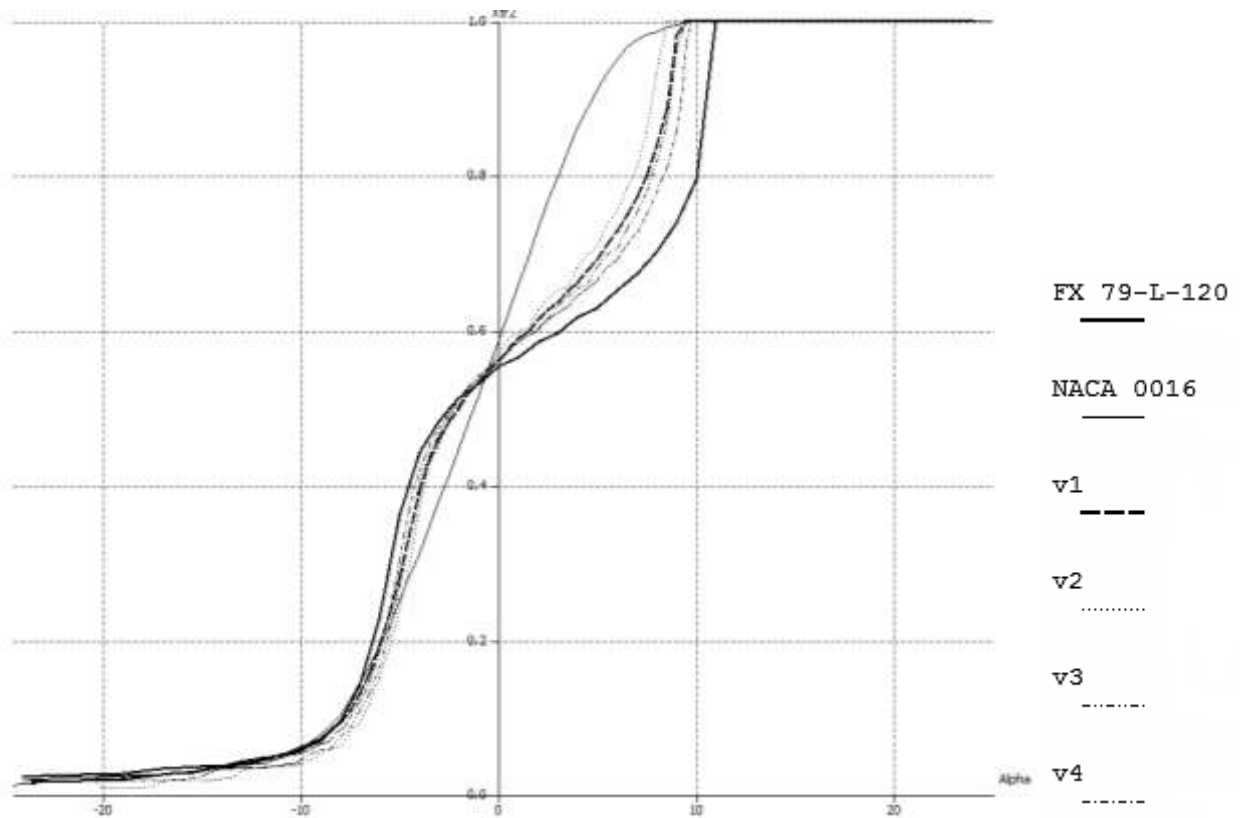
6 pav. C_l koeficiento priklausomybė nuo α

6 paveiksle pateiktame grafike matome, kad profilis v1 turi didžiausią keliamosios jėgos koeficientą, kurio maksimali reikšmė siekia 1,5, o atakos kampas $\alpha=19^\circ$. Sekantis profilis pagal keliamosios jėgos koeficientą C_{lmax} yra v2, maksimali keliamosios jėgos koeficiento reikšmė yra 1,49, tačiau maksimalus atakos kampas prie šios reikšmės yra mažesnis, jis siekia tik 16° . Akrobatinio lėktuvo SU29 profilio maksimali keliamosios jėgos koeficiento reikšmė 1,45 ir maksimalus atakos kampas $\alpha=18^\circ$. Toliau eilės tvarka pagal keliamosios jėgos koeficiento reikšmes eina profiliai v3, v4 ir paskutinėje vietoje NACA0016. Pagal atakos kampą, šių profilių išsidėstymas toks pat. Pagal gautus rezultatus profilis v1 turi didžiausią atakos kampą ir didžiausią keliamosios jėgos koeficientą, todėl galima daryti prielaidą, kad sparnas su šiuo profiliu reikalaus mažesnio sparno ploto, pakelti į orą tą pačią masę nei akrobatinis mokomasis lėktuvu SU 29. o esant tam pačiam sparno plotui lėktuvas su sparno profiliu v1 reikalaus mažesnio pakilimo greičio nei sparnas su kitais tirtais profiliais.



7 pav. Laminarinio - turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo α viršutinėje profilio dalyje

7 paveiksle pavaizduotame grafike matyti laminarinio - turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo atakos kampo α esant 0 laipsnių atakos kampui profilyje NACA0016 virsmo vieta yra 59% profilio stygos, tačiau toliau didinant atakos kampą, virsmo vieta greitai artėja priekinės profilio dalies link ir pasiekia 5% vietą esant 11° atakos kampui, tokią pat reikšmę prie tokio paties kampo pasiekia ir SU29 lėktuvo profilis. Pagal grafiką matyti, kad profilyje v1 virsmo vieta esant 11° atakos kampui yra toliau nuo profilio noselės ir 5% vietą pasiekia esant 15° atakos kampui. Šis profilis didesniame atakos kampų diapazone išlaiko virsmo vietą toliau nuo profilio noselės lyginant su kitais profiliais. Horizontaliame skrydyje atakos kampas dažniausiai būna 2° , 5° , šiame diapazone virsmo vietą toliausiai nuo noselės turi profilis v1, kiti artėjimo noselės link tvarka yra v2, v4, v3, FX79-L-120, NACA0016. Todėl galima daryti prielaidą, kad profilis v1, esant horizontaliam skrydžiui, viršutinėje sparno dalyje bus sukuriamas mažesnis pasipriešinimas nei lyginant su kitais tirtais profiliais.



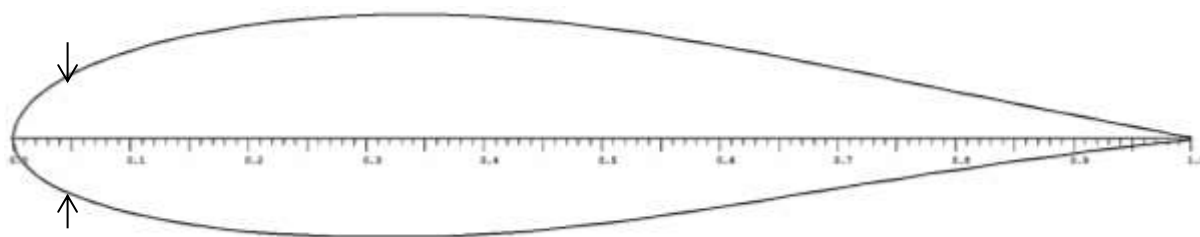
8 pav. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo α apatinėje profilio dalyje

8 paveiksle pateiktame grafike matyti virsmo vietos apatinėje profilio dalyje priklausomybę nuo atakos kampo. Apatinėje profilio dalyje tolimiausią virsmo vietą esant 0° atakos kampui turi profilis NACA0016, toliau eina profiliai tokia tvarka: v2, v1, v4, v3, FX79-L-120. Maksimalią 100% vertę greičiausiai pasiekia profilis v2 esant 9° atakos kampui, kitas v1 - esant 10° atakos kampui, o akrobatinio lėktuvo SU29 profilis - tik esant 11° atakos kampui.

Iš pateiktų grafikų rezultatų matyti, kad profilis v1 turi didžiausią keliamosios jėgos koeficiento reikšmę esant didžiausiam atakos kampui, turi didžiausią aerodinaminę kokybę ir laminarinio-turbulentinio virsmo vieta išlaikoma toli nuo profilio noselės didesniame atakos kampų diapazone tiek viršutinėje, tiek apatinėje profilio dalyse, todėl priimtas sprendimas tolimesniuose skaičiavimuose ir tolimesnėje projekto eigoje naudoti profilį v1.

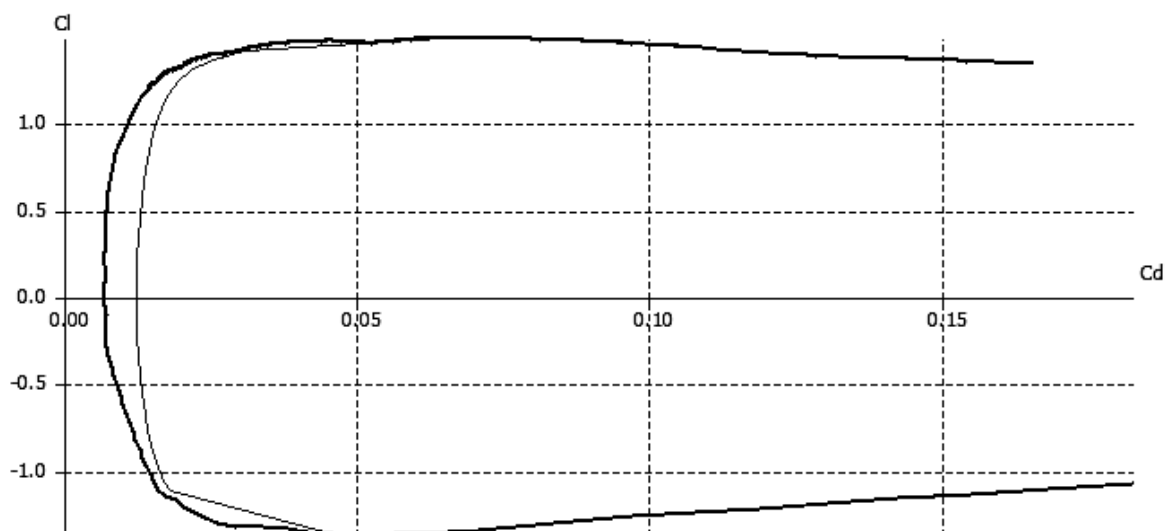
Kadangi skraidantys orlaiviai pastoviai yra veikiami išorinių veiksnių, tokių kaip lietus, dulkės, nešvarumai, kurie nusėda ant sparno ir kitų paviršių, todėl reikia atlikti priverstinio laminarinio-turbulentinio virsmo vietos tyrimus. Priverstinis srauto virsmas viršutinėje ir apatinėje

dalyse yra sukeliamas 5 nuošimčius nuo sparno stygos, atidedant šį atstumą nuo priekinės profilio dalies tiek viršutinėje, tiek apatinėje dalyse, kaip pavaizduota 9 paveiksle.



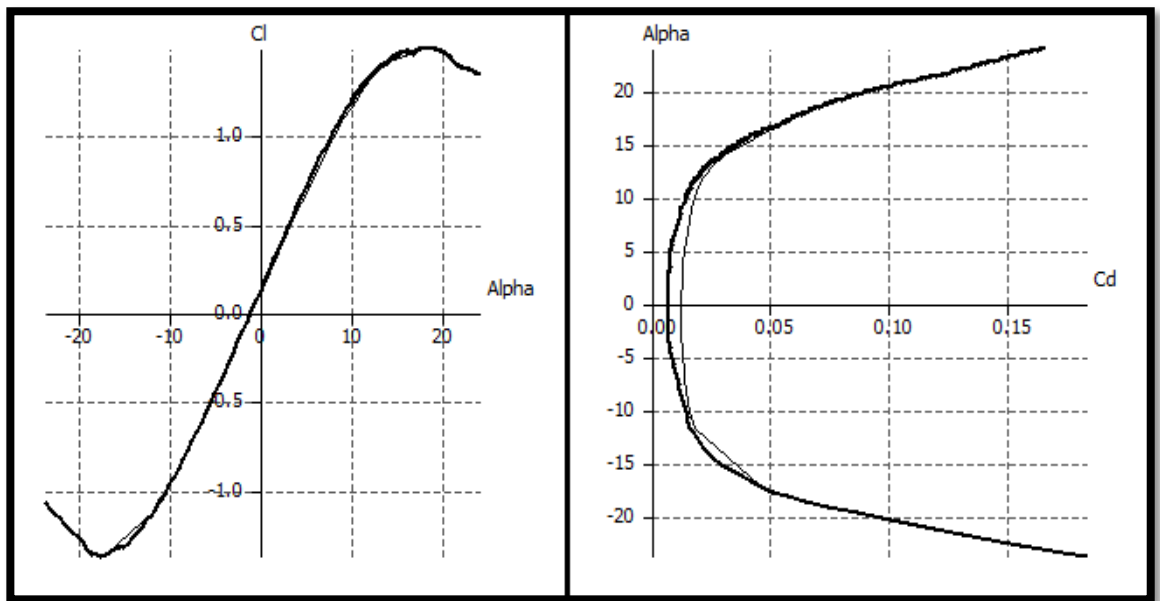
9 pav. Priverstinė laminarinio-turbulentinio virsmo vieta profilyje V1

Šio tyrimo dėka bus nustatyta aplinkos įtaką šio profilio aerodinaminėms charakteristikoms.



10 pav. V1 profilio poliarė simuliuojant virsmo vietą ir nesimuliuojant (storesnė linija nesimuliuotai virsmo vietai)

Iš pateikto grafiko (10 pav.) matyti, kad simuliuojant priverstinę virsmo vietą padidėja pasipriešinimas, o keliamosios jėgos koeficientas beveik nepakinta. Pasipriešinimas padidėja esant nedideliems atakos kampams, todėl norint išvengti didesnių energetinių nuostolių reikia palaikyti aerodinaminius paviršius švarius, kuo idealesnės būsenos, nes kiekvienas sparno nelygumas sukels nereikalingus srauto sukurius, kurie sudaro nereikalingą pasipriešinimą.

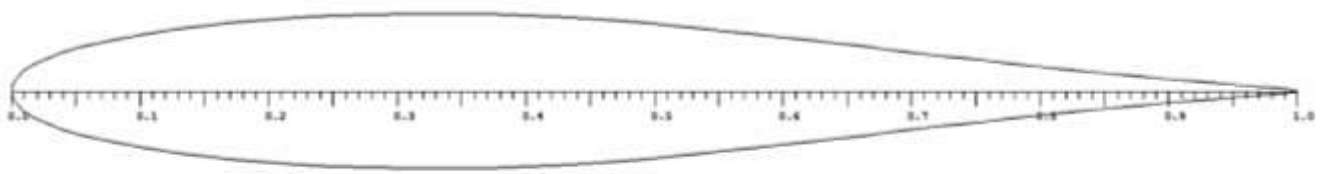


11 pav. C_l ir C_d koeficientų priklausomybė nuo atakos kampo. (Plona ištisinė linija simuliuotai laminarinio-turbulentinio virsmo vietai)

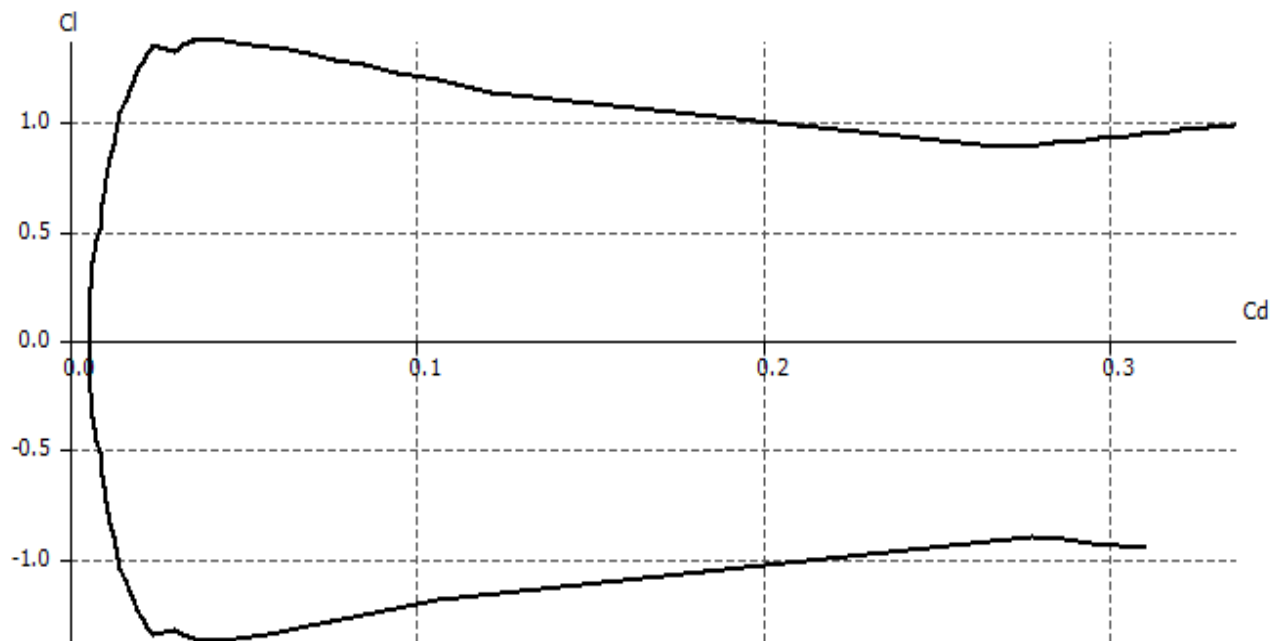
11 paveikslėlyje pateiktuose grafikuose matyti, kad keliamosios jėgos koeficientas lieka beveik nepakitęs, todėl generuojant tą pačią keliamąją jėgą nereikės didinti atakos kampo, tačiau šalia pateiktame grafike matyti tai, kad norint išlaikyti tą patį greitį reikės daugiau galios dėl padidėjusio profilio pasipriešinimo. Didesnė variklio galia atsilieps orlaivio ekonomikai, todėl darytina ta pati išvada: orlaivis turi būti švarus prieš kiekvieną skrydį, norint išvengti papildomų energijos nuostolių.

2.3. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo stabilizatoriaus ir kylio profilio parinkimas

Dažniausiai orlaivių uodegos plokštumoms naudojami simetriniai 12-14% profiliai. Tokių profilių konstrukcija nėra sudėtinga. Todėl analizuojamame profilyje parinktas simetrinis profilis FX79-120 (12%) (12 pav.). Šio profilio santykinis storis yra 12% nuo profilio stygos. Šis profilis yra FX79-L-120 profilio plonesnė versija, visos charakteristikos yra labai panašios į SU29 lėktuvo profilį. Kadangi profilis nėra identiškas SU29 lėktuvo sparno profiliui, tai yra atliekami tyrimai, kurių rezultatai pateikiami grafikuose.

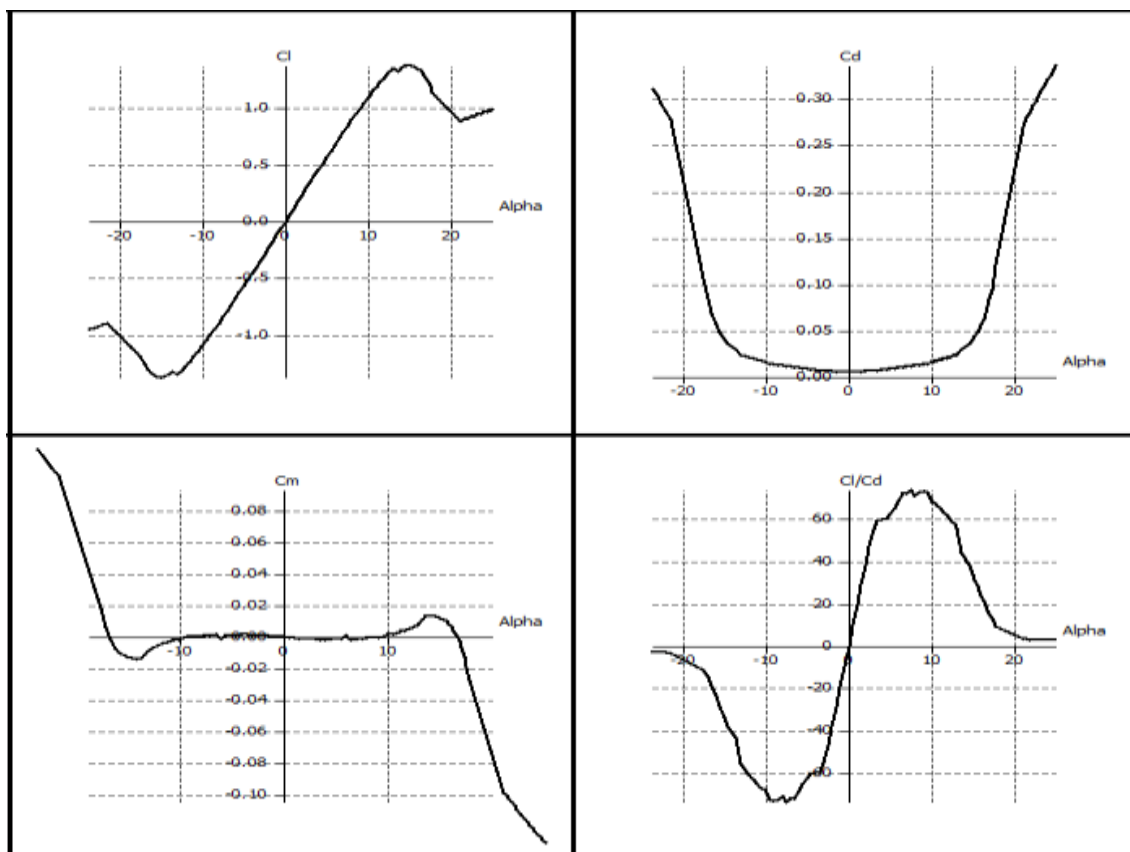


12 pav. Sparno profilis fx79-120 (12%)



13 pav. Uodegos plokštumų profilio poliarė

Iš profilio poliarės matyti, kad šis grafikas turi simetrijos ašį, kuri sutampa su abscisių ašimi. Keliamosios jėgos koeficientas yra vienodas į abi puses, tik esant neigiamiems atakos kampams keliamosios jėgos koeficiento reikšmės turi minuso ženklą. Pasipriešinimo koeficiento reikšmės yra vienodos tiek teigiamais, tiek neigiamais atakos kampais. Simetrinių profilių privalumas yra tas, kad jų pasipriešinimas yra mažesnis lyginant su nesimetrinių profilių, ir keliamosios jėgos koeficiento modulis išlieka toks pat skrendant normaliai arba aukština ratais. Dėl šios priežasties ir dar dėl paprastos profilio formos ir lengvos jo konstrukcijos simetriniai profiliai yra labai paplitę akrobatiniuose lėktuvuose.



14 pav. Uodegos plokštumų grafikai: C_l priklausomybė nuo atakos kampo, C_d priklausomybė nuo atakos kampo, C_m priklausomybė nuo atakos kampo, C_l/C_d priklausomybė nuo atakos kampo

14 paveiksle pateiktuose grafikuose matyti, kad profilio maksimali keliamosios jėgos koeficiento reikšmė pasiekama, kai atakos kampas yra 16° , sukamojo momento beveik nėra nuo -10 iki 10 laipsnių atakos kampo diapazone, pasipriešinimo koeficientas taip pat nedidelis nedideliuose atakos kampuose – tai teigiamai veiks lėktuvo ekonomiką tarp miestiniuose skrydžiuose, taip pat tokio profilio konstrukcija nėra labai sudėtinga. Norint pagaminti uodegos plokštumos standžią apsiuvą užtenka tik vieno šablono, todėl šis profilis yra tinkamas naudoti kitiems skaičiavimams.

Šiam profiliui nebuvo atliekami priverstiniai laminarinio-turbulentinio virsmo vietos tyrimai, nes remdamiesi sparno profilio gautais duomenimis darome prielaidą, kad šio profilio pasipriešinimas taip pat padidės, o keliamosios jėgos koeficientas liks nepakitęs. Kadangi uodegos plokštumos, lyginant su sparnu, sudaro nedidelę orlaivio dalį, todėl nežymus pasipriešinimo padidėjimas neturės didelės įtakos orlaivio charakteristikoms.

3. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo pagrindiniai komponentai

3.1. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo sparno pagrindiniai parametrai

Lėktuvui norint pakilti nuo žemės paviršiaus neužtenka turėti tik gerai parinkta sparno profili, reikalingas ir pats sparnas. Sparną apsprendžia tokie pagrindiniai parametrai kaip:

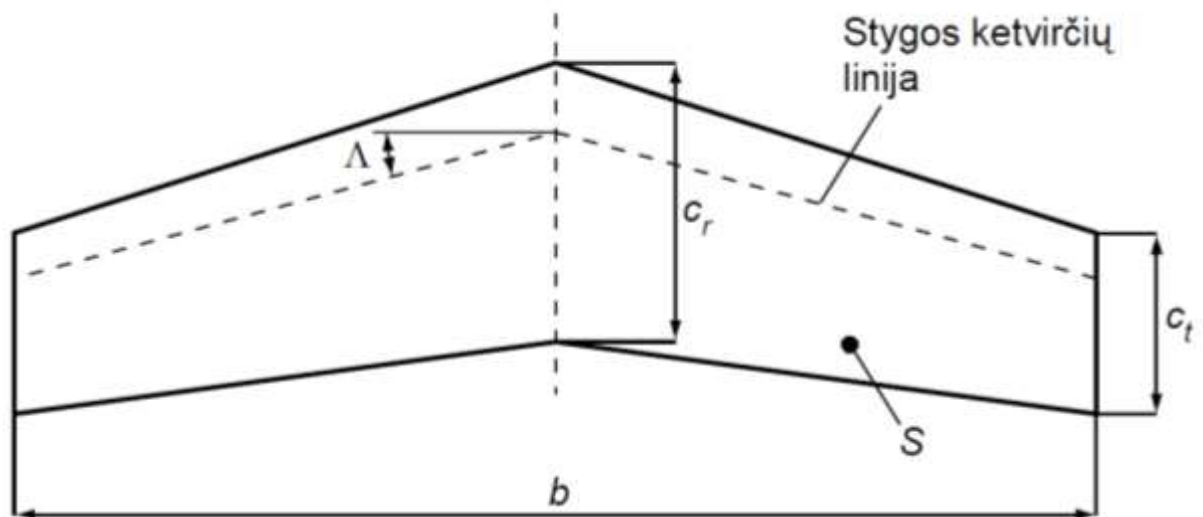
- Sparno plotas S – tai sparno horizontalios projekcijos plotas;
- Sparno mostas b – atstumas nuo vieno sparno galo iki kito statmenai sparno simetrijos ašiai;
- Sparno pagrindo styga c_r – sparno styga prie liemens;
- Sparno galo styga c_t – sparno styga sparno gale;
- Vidutinė geometrinė styga c_g – tai sparno plotas S padalintas iš sparno mosto b ;

$$c_g = \frac{S}{b} \quad (5)$$

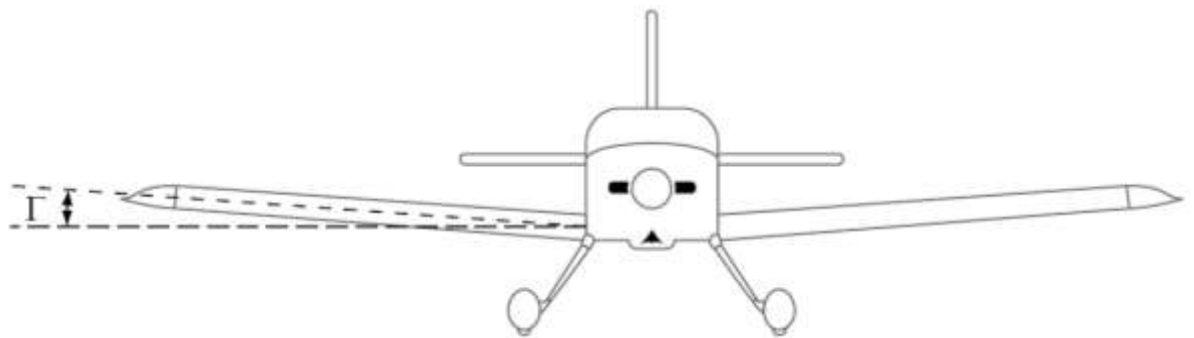
- Sparno proilgis A – sparno mosto ir vidutinės geometrinės stygos santykis;

$$A = \frac{b}{c_g} = \frac{b^2}{S} \quad (6)$$

- Strėliškumo kampas Λ - kampas tarp statmens sparno simetrijos plokštumai ir stygos ketvirčių linijos. Kai sparnas yra atlenktas atgal toks strėliškumas yra teigiamas.
- Skersinis „V“ kampas Γ (16 pav.) – tai kampas tarp sparno plokštumos ir horizontaliosios plokštumos. Jei sparno plokštuma lygiagreti horizontaliajai plokštumai, tai sparno skersinis „V“ lygus nuliui, jai sparno galas kyla į viršų, toks sparno skersinis „V“ yra teigiamas;
- Vidutinė aerodinaminė styga (VAS) – styga tokio stačiakampio sparno, kurio plotas, pilna aerodinaminė jėga ir momentas yra toks pats, kaip ir nagrinėjamo sparno. Skaičiavimų supaprastinimui laikysime kad VAS atitinka sparno vidutinę geometrinę stygą (VGS). (Lasauskas, 2008)



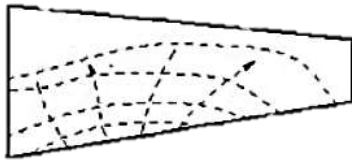
15 pav. Sparno horizontalios projekcijos parametrai (Lasauskas, 2008)



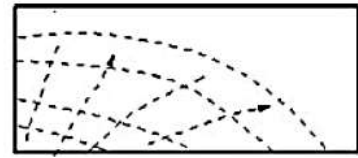
16 pav. skersinio „V“ kampas (Lasauskas, 2008)

3.2. Eksperimentinio akrobatinio lėktuvo sparno ploto paskaičiavimas ir formos parinkimas

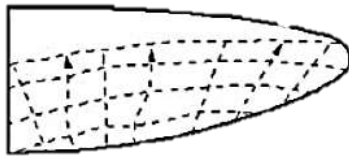
Lėktuvui pakilti nuo žemės paviršiaus neužtenka turėti tik profilį, reikalingas sparnas su atitinkamu sparno plotu, kad būtų generuojama pakankama keliamoji jėga pakelti orlaivį nuo žemės paviršiaus, taip pat reikalinga ir atitinkama sparno forma, suteikianti optimalės aerodinamines savybes. Yra keli pagrindiniai sparno formos tipai, tai trapecinis (17 paveikslėlis), stačiakampis (18 paveikslėlis), elipsinis (19 paveikslėlis), trikampis (20 paveikslėlis). Kitos sparno formos yra gaunamos kombinuojant pagrindinės sparno formas.



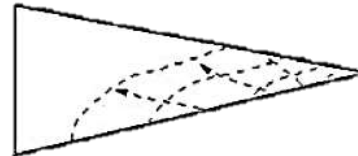
17 pav. Trapecinis sparnas (Stinton, 1983)



18 pav. Stačiakampis sparnas (Stinton, 1983)

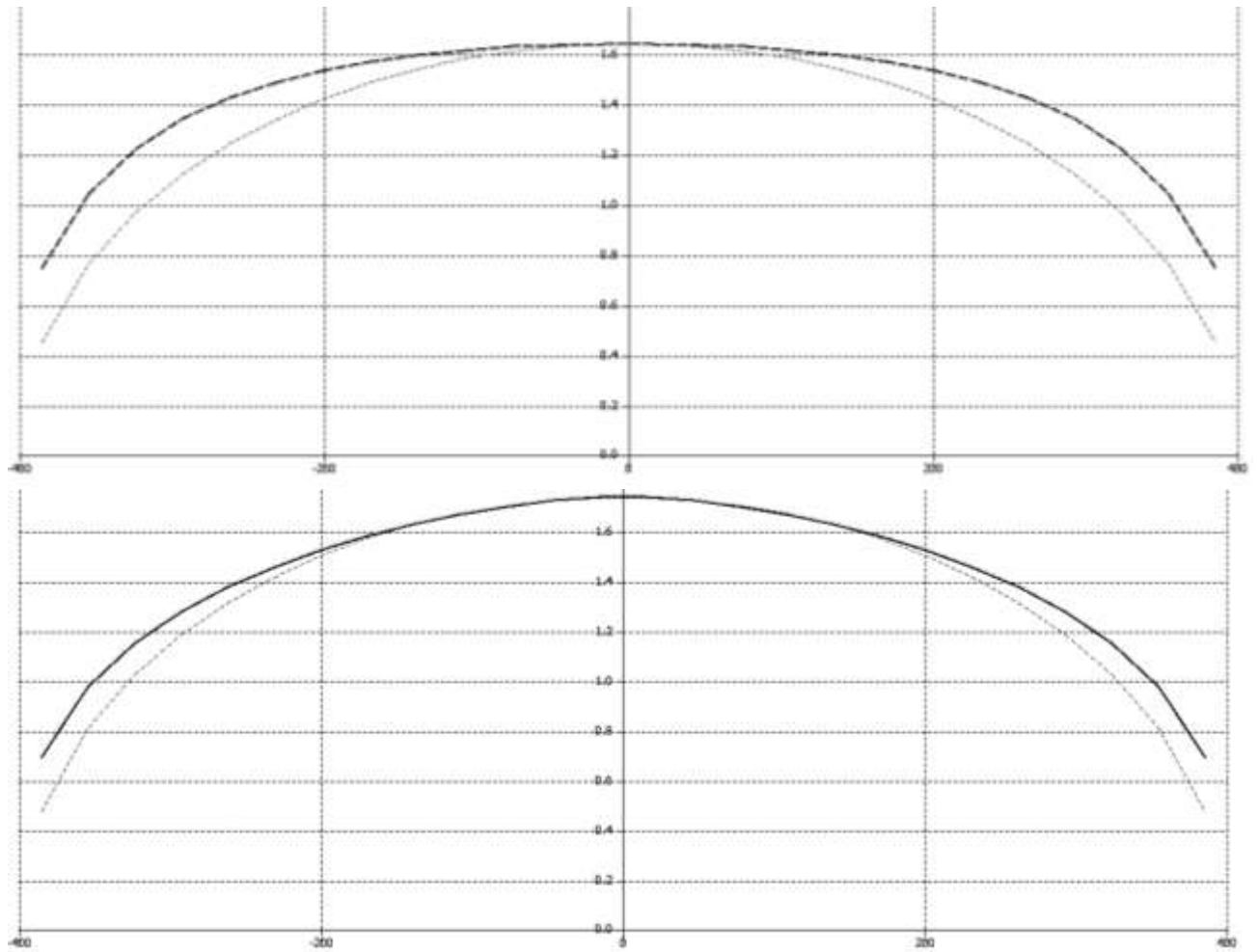


19 pav. Elipsinis sparnas (Stinton, 1983)



20 pav. Trikampis sparnas (Stinton, 1983)

Stačiakampis sparnas savo konstrukcija yra labai paprastas, jo visame ilgyje nesikeičia profilio styga, nesikeičia ir sparno storis, bet, lyginant su trapeciniu ir elipsiniu sparnu, jis yra sunkesnis ir aerodinaminės charakteristikos prastesnės, taip pat didesnis ir indukcinis pasipriešinimas. Tačiau stačiakampis sparnas yra stabilus ir lieka kontroliuojamas visais atakos kampais. Kai atakos kampas viršija kritinį, prasidedant smukai, srautas pradeda atitrūkinėti nuo sparno šakninės dalies, todėl srautas ilgiau apteka eleronus, tai suteikia papildomo orlaivio valdomumo. Trapecinis sparnas tai daugiausiai naudojamas sparno tipas. Jo privalumai tokie, kad jis yra lengvesnis lyginant su stačiakampiu sparnu, jo aerodinaminės charakteristikos geresnės nei stačiakampio sparno, tačiau prastesnės nei elipsinio sparno, sparno lenkimo momentas, judant link sparno galo mažėja, todėl sparno galo konstrukcija galima padaryti lengvesnę ir paprastesnę. Neigiami bruožai tokio sparno yra tokie, kad kai sparno atakos kampai viršija kritinius ir pereina į smuką, srauto atitrūkimas prasideda ties sparno galais, tokiu būdu, jei eleronai yra sparno galuose, orlaivis tampa nevaldomas. Elipsinis sparnas turi geriausias aerodinamines savybes, ir dėl šios priežasties sparną galima daryti mažesnę lyginant su stačiakampiu ir trapeciniu, todėl šis sparno tipas yra lengviausias. Tačiau elipsinio sparno konstrukcija yra sudėtinga ir brangi, todėl jis yra rečiau naudojamas orlaivių konstrukcijose. Dar vienas elipsinio sparno minusas yra toks, kad kai sparnas pereina kritinius atakos kampus ir pereina į smuką, oro srautas nuo sparno atitrūksta per visą sparno ilgį daugiau ar mažiau vienodai, todėl orlaivis gali įkristi į gilų ir sunkiai išvedamą suktuką, tai mokomąjį lėktuvą daro nesaugų.



21 pav. Sparno formos įtaka keliamosios jėgos pasiskirstymui per visą sparną. (viršutinis grafikas rodo stačiakampio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymą išilgai sparno, apatinis – trapecinio, plona punktyrinė linija elipsinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno)

Kadangi analizuojamas lėktuvas yra ekonomiškąs, dėl didelio indukcinio pasipriešinimo nesirenkamas stačiakampis sparnas. Norint padaryti orlaivį kiek įmanoma lengvesnį, reikia rinktis elipsinį sparną ar bent konstrukcija panašų į jį. Todėl kuriamo lėktuvo sparno formą stengiamasi daryti tokią, kad keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno būtų kuo panašesnis į elipsinio sparno, tokiu būdu mažinant orlaivio aerodinaminį pasipriešinimą bei svorį. Apskaičiuojant reikalingą sparno plotą vietoje masės naudojamas svoris, kuris išreiškiamas (7) formule.

$$W = mg, \quad (7)$$

čia W – svoris, m – masė, g – laisvojo kritimo pagreitis lygus $9,822 \text{ m/s}^2$. Kadangi horizontaliai skrendančio orlaivio visų jėgų veikiančių orlaivį suma turi būti lygi 0, tai šiuo atveju keliamoji jėga L turi būti lygi sunkio jėgai W . Todėl į (8) formulę vietoje L įstatome mg ir gauname tokią galutinę (9) formulę sparno ploto paskaičiavimui:

$$L = C_l \frac{\rho v^2}{2} S \quad (8)$$

$$S = \frac{2mg}{C_l \rho v^2} \quad (9)$$

Šiose formulėse naudojamas C_{lmax} koeficientas, tai maksimali keliamosios jėgos koeficiento reikšmė, tačiau saugumo sumetimais ir norint turėti keliamosios jėgos atsargą naudojama ne maksimali keliamosios jėgos reikšmė, o $0,9C_{lmax}$. Tokiu būdu padidinamas lėktuvo saugumas. Jei bus panaudota ne maksimali keliamosios jėgos koeficiento reikšmė, sparno plotas bus šiek tiek didesnis nei turėtų būti, todėl padidės ir pats pasipriešinimas. Kadangi lėktuvas daromas mokomasis, tai nedidelis pasipriešinimo padidėjimas lyginant su saugumo padidėjimu yra nežymus.

Išanalizavus tokių orlaivių kaip EXTRA 300, SU 29, YAKOVLEV 52, SU 26, SU31 sparnus gautos tokios Reinoldso skaičiaus reikšmės:

- Sparno galuose $\sim 1,5 \cdot 10^6 - 3 \cdot 10^6$;
- Sparno šakninėje dalyje $\sim 4 \cdot 10^6 - 6 \cdot 10^6$.

Šiose ribose ištirtas profilis ir paimta vidutinė keliamosios jėgos koeficiento reikšmė $C_{lmax}=1,7$. Su šia reikšme paskaičiuosime sparno plotą reikalinga išlaikyti orlaivį ore esant minimaliam greičiui $v=27,8 \text{ m/s}$.

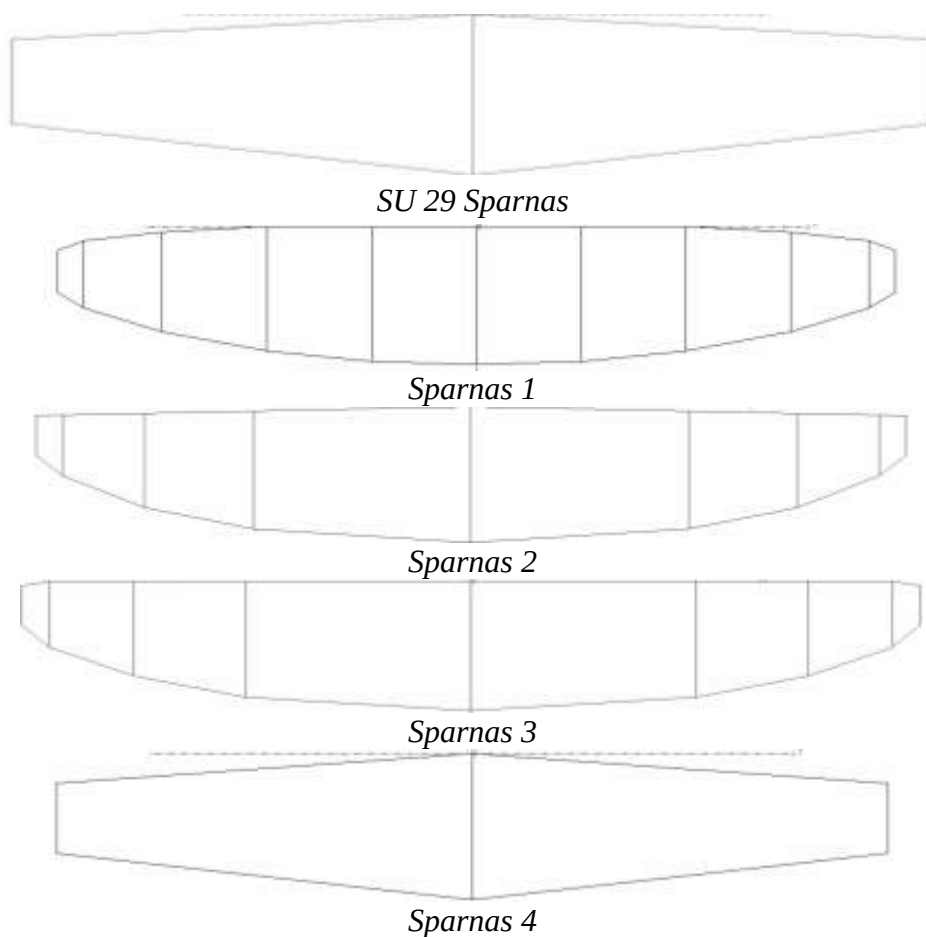
$$S = \frac{2mg}{C_l \rho v^2} = \frac{2 \cdot 700 \cdot 9,822}{0,9 \cdot 1,7 \cdot 1,225 \cdot 27,8^2} = \frac{13750,8}{1448,495} = 9,49316 \text{ m}^2$$

Gauta rezultatą suapvaliname iki $9,5 \text{ m}^2$ dėl patogesnių tolimesnių skaičiavimų. Pagal gautą plotą sudaromi keli sparno formos modeliai, kuriuos toliau yra analizuojami ir lyginami su SU 29 lėktuvo sparnu. Analizuojamų sparnų parametrai pateikti 3 lentelėje.

3 lentelė. Lėktuvo analizuojamu sparnų parametrai

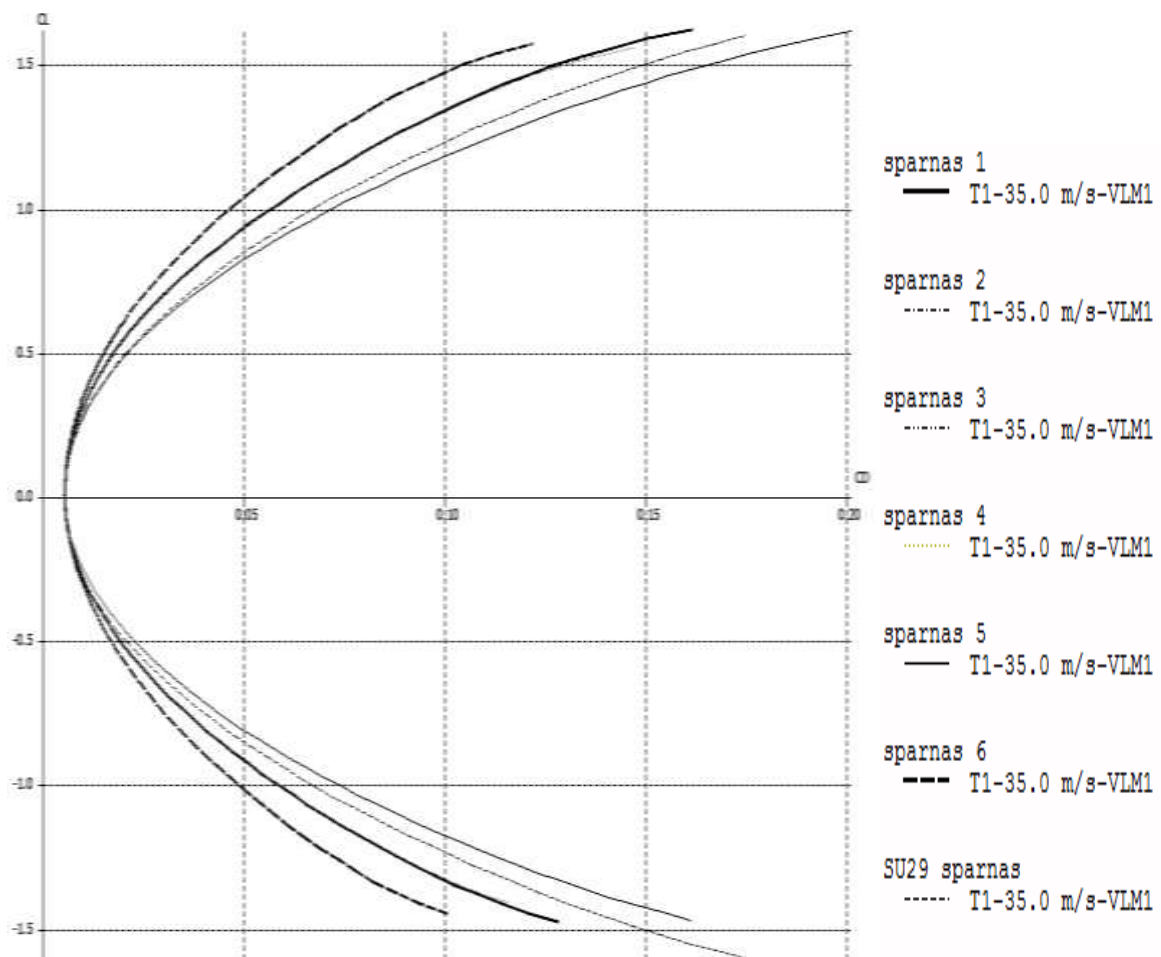
Sparnas	$S(m^2)$	$b(m)$	A	Λ	$c_r(cm)$	$c_t(cm)$	susukimas
SU 29 sparnas	12,24	8,20	5,49	1°	203	106	0°
Sparnas 1	9,5	8	6,73	0	144	44	0°
Sparnas 2	9,5	8	6,73	-2,4°	150	44	0°
Sparnas 3	9,5	8	6,73	-3°	145	44	0°
Sparnas 4	9,5	8	6,73	1,6°	160	78	0°
Sparnas 5	9,5	7	5,15	-3,1°	166	50	0°
Sparnas 6	9,5	9	8,52	-1,6°	125	35	0°

Visų tirtų sparnų skersinis „V“ vienodas ir lygus 0. Todėl skersinio „V“ reikšmė nebuvo įtraukta į lentelę.



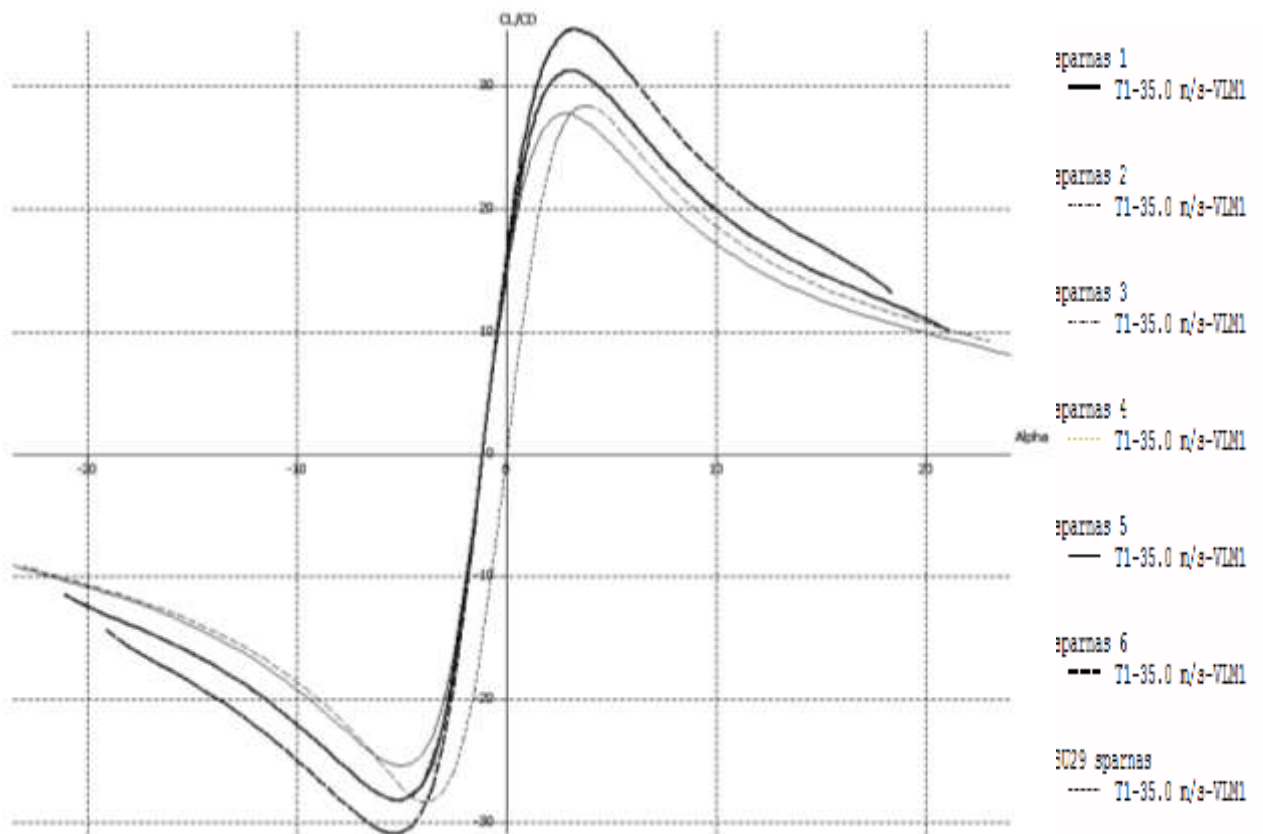
22 pav. Tiriamų sparnų formos

22 paveikslėlyje pavaizduotos tiriamos sparno formos. SU 29 Sparnas ir Sparnas 4 sudaryti iš 2 trapecijų, tokių sparnų konstrukcija nesudėtinga, tačiau efektyvumas mažesnis nei elipsinių. Sparnas 2 ir Sparnas 3 sudaryti iš 8 trapecijų, tokių sparnų konstrukcija šiek tiek sudėtingesnė, bet efektyvumas didesnis nei vienos trapecijos sparno, taip pat keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno artėja link elipsinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymo. Sparnas 2 priekinė dalis 89° kampu pasvirusi ir nėra statmena sparno simetrijos ašiai, o Sparnas 3 priekinė dalis yra statmena sparno simetrijos ašiai. Sparnas 1 tai sudėtingiausias iš analizuojamų sparnų, jis yra sudarytas iš 5 trapecijų, jo forma artimiausia elipsinio sparno formai, taip pat keliamosios jėgos pasiskirstymas labiau priartėjęs, beveik toks pat kaip elipsinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymas. Sparnai 5 ir 6 tai sparnai tokios pat formos kaip Sparnas 1, tik Sparnas 5 turi trumpesnę sparno moją, o Sparnas 6 – ilgesnį. Visų sparnų tyrimai atlikti naudojant vienodą lėktuvo masę 700 kg ir vienodą greitį 35 m/s. Tyrimų rezultatai pateikti tolimesniuose grafikuose.



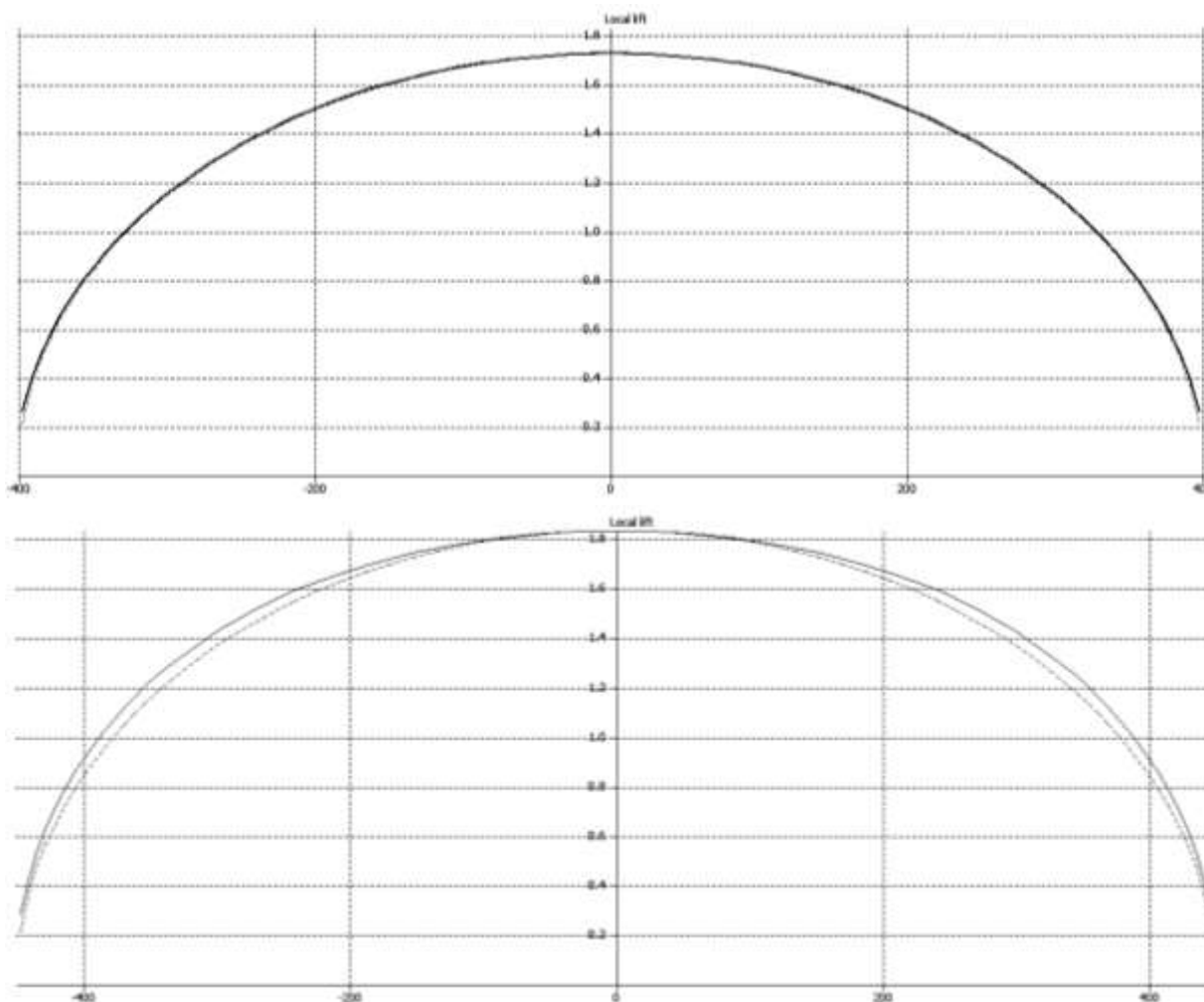
23 pav. Analizuojamų sparnų poliarės

Pateiktame (23 pav.) grafike matyti tai, kad sparnai 1, 2, 3, 4 turi beveik vienodą poliare. Vieninteliai sparnai, kurių poliarės skiriasi, tai Sparnas 6, Sparnas 5 ir SU29 sparnas. Sparnas 6, kurio proilgis didžiausias, turi mažesnes pasipriešinimo koeficiento reikšmes esant didesnėms keliamosios jėgos koeficiento reikšmėms. SU 29 sparnas, Sparnas 5 turi mažesnes keliamosios jėgos koeficiento reikšmes esant didesnėms pasipriešinimo koeficiento reikšmėms.



24 pav. Aerodinaminės kokybės priklausomybė nuo α

Iš pateikto grafiko 24 paveikslėlyje matyti, kad geriausią aerodinaminę kokybę turi sparnas su didžiausiu proilgiu, tačiau maksimalus atakos kampas, lyginant su mažesnio proilgio sparnais, yra mažesnis, didėjant sparno proilgiui mažėja maksimalus atakos kampas, prie kurio vyksta smuka. Mažiausią kokybę turi SU29 ir Sparnas 5. Tačiau Sparnas 5 turi didžiausią atakos kampą, prie kurio vyksta srauto atitrūkimas ir smuka. Iš pateikto maksimalios aerodinaminės kokybės grafiko matyti, kad Sparnas 5 turi mažiausią aerodinaminę kokybę. Todėl Sparnas 5 nebus toliau analizuojamas. Sparnų 1, 2, 3, 4 forma neturi didelės įtakos kokybei ir poliarei. Tolimesnei analizei parenkami sparnai 1 ir 6 dėl šių sparnų aerodinaminės kokybės.



25 pav. Sparnas 1 ir Sparnas 6 keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno. (viršutinis grafikas Sparnas 1, punktyrinė linija žymi elipsinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymą išilgai sparno.)

Iš keliamosios jėgos pasiskirstymo išilgai sparno matyti, kad Sparnas 6 keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno panašus į trapecinio sparno, o Sparnas 1 turi artimiausią keliamosios jėgos pasiskirstymą elipsinio sparno atžvilgiu. Todėl remiantis atliktais tyrimais galima daryti prielaidą, Sparnas 6 turės didesnę pasipriešinimą nei Sparnas 1 dėl sūkurių, atsirandančių sparno galuose. Atliktuose tyrimuose dar įvertintas lenkimo momentas. Sparnas 1 ir Sparnas 6 maksimalus lenkimo momentas yra ties šaknine sparno dalimi, ir jo vertė yra 10300 Nm ir atakos kampas $\alpha = 18,5^\circ$, o prie to paties atakos kampo lenkimo momentas sparne 1 siekė 8600 Nm , o tai 1700 Nm mažiau. Lenkimo momentas ties sparno viduriu, esant tam pačiam atakos kampui, Sparnas 6 siekia 2200 Nm , o Sparnas 1 – 1700 Nm . Šie du sparnai turi skirtingas maksimalaus atakos kampo reikšmes: Sparnas 6 – $18,5^\circ$, Sparnas 1 – 21° , todėl, remiantis maksimaliu atakos kampu, lenkimo momentais ir keliamosios jėgos pasiskirstymu išilgai sparno nuspręsta tolimesniems skaičiavimams naudoti sparną 1.

4 lentelė. Sparn 1 pagrindiniai parametrai

VAS (cm)	S(m²)	b(m)	A	Λ	c_r(cm)	c_t(cm)	susukimas
124,3	9,5	8	6,73	0	144	44	0°

Kadangi Sparnas 1 turi labai artimą keliamosios jėgos pasiskirstymą elipsiniam sparnui visais atakos kampais, tai galima daryti prielaidą, kad šis sparnas turės tokias pat indukcinio pasipriešinimo charakteristikas kaip ir elipsinis sparnas, todėl tolimesniuose skaičiavimuose bus naudojamas elipsinio sparno indukcinio pasipriešinimo skaičiavimo metodas.

3.3. Uodegos plokštumų formos ir plotų parinkimas

Išanalizavus tokių orlaivių kaip EXTRA 300, SU 29, YAKOVLEV 52, SU 26, SU30 sparno ir uodegos plokštumų santykį gauname tokius rezultatus pateiktus 4 lentelėje.

5 lentelė. Lėktuvo sparno ploto ir uodegos plokštumų plotų santykiai

Lėktuvas	Horizontalios plokštumos ploto santykis	Vertikalios plokštumos ploto santykis
EXTRA 300	0,24	0,16
SU 29	0,21	0,12
YAKOVLEV 52	0,19	0,1
SU 26	0,22	0,13
SU 31	0,22	0,13

Pagal pateiktus duomenis, uodegos horizontaliai plokštumai paskaičiuotas vidutinis ploto santykis 0,216. Šis santykis suapvalinamas iki 0,22 dėl patogesnių tolimesnių skaičiavimų. Uodegos vertikalios plokštumos ploto vidutinis santykis 0,128, dėl tos pačios priežasties santykis yra suapvalinamas iki 0,13. Pagal šiuos plotų santykius gaunami tokie plotai:

- Horizontalios plokštumos – 2,09 m²;
- Vertikalios plokštumos – 1,24 m².

Uodegos plokštumoms taikomi tokie patys aerodinaminiai principai kaip ir sparnui, tad dėl didelio indukcinio pasipriešinimo stačiakampis sparno tipas nebus taikomas uodegos plokštumoms, dėl orlaivio konstrukcijos supaprastinimo taip pat nesirenkamas elipsinis tipas, nes tokias plokštumas sunku pagaminti. Pasirenkama trapecinio tipo galinių plokštumų forma dėl konstrukcijos paprastumo ir aerodinaminių charakteristikų, panašių į elipsinio sparno. Horizontalios uodegos plokštumos optimalus proilgis yra tarp 2 – 4. Didesnis uodegos plokštumų

proilgis gerina aerodinamines charakteristikas, tačiau kuo didesnis proilgis, tuo didesnė bus horizontalios plokštumos masė, tai nėra gerai (Чумак, Кривокрысенко 1993). Todėl parenkamas proilgis $A_{hp}=3$. Naudojantis šiuo proilgiu ir žinant plokštumos plotą galima apskaičiuoti plokštumos mostą naudojantis 6 formule.

$$b_{hp} = \sqrt{A_{hp}S_{hp}} = \sqrt{3 * 2,09} = 2,5 \text{ m}$$

čia b_{hp} – uodegos horizontalios plokštumos mojis; S_{hp} – uodegos horizontalios plokštumos plotas; A_{hp} – uodegos horizontalios plokštumos proilgis.

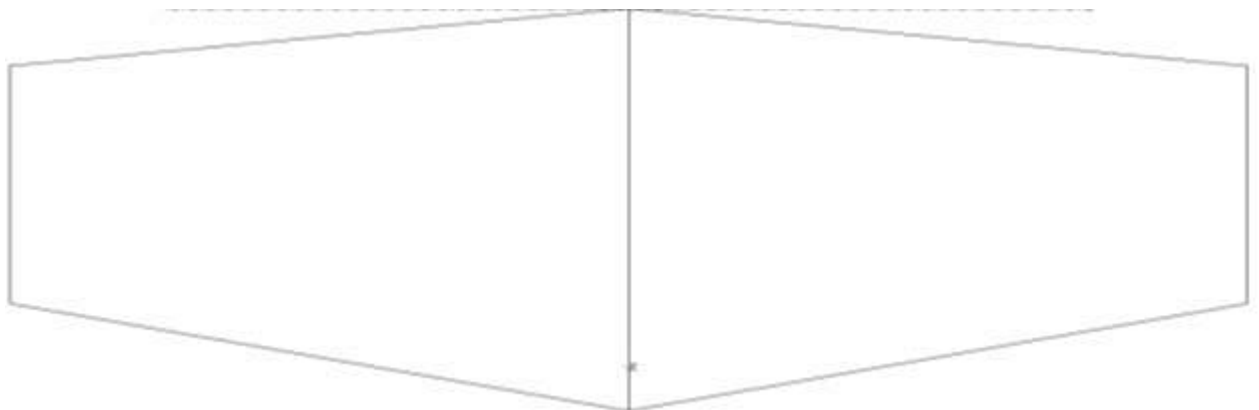
Kadangi uodegos horizontali plokštuma yra trapecijos formos, tai reikalingas sparno siaurėjimo santykis, optimalus 1,5-4, dar toliau didinant siaurėjimą, darosi sudėtingesnė plokštumos konstrukcija. Kiekvienai tokios plokštumos nerviūrai reikės kito šablono (Чумак, Кривокрысенко 1993). Kadangi tai neturi būti labai sudėtingos konstrukcijos orlaivis, tai santykinis siaurėjimas imamas 1,7, tokiu būdu galima apskaičiuoti pagrindo ir galo stygas.

$$S_{hp} = \frac{c_{rhp} + c_{thp}}{2} b_{hp} \quad (10)$$

$$\frac{c_{rhp}}{c_{thp}} = 1,7 \quad (11)$$

$$c_{thp} = \frac{2S_{hp}}{2,7b_{hp}} = \frac{2,09}{3,375} = 0,62 \text{ m}$$

$$c_{rhp} = 1,7c_{thp} = 1,05 \text{ m}$$



26 pav. Horizontalios uodegos plokštumos vaizdas.

Pagrindiniai horizontalios uodegos plokštumos parametrai:

- $c_{rhp} = 1,05 \text{ m};$
- $c_{thp} = 0,62 \text{ m};$
- $b_{hp} = 2,5 \text{ m};$
- Santykinis siaurėjimas – 1,7;
- Strėliškumas - 0° ;
- $\Gamma_{hp} = 0.$

6 lentelė. Uodegos horizontalios plokštumos parametrai

VAS (cm)	S(m²)	b_{hp}(m)	Λ	c_{rhp}(cm)	c_{thp}(cm)	susukimas
85,35	2,09	2,5	0	105	62	0°

Uodegos vertikalioji plokštuma neturi didelės įtakos uodegos aerodinaminei kokybei, būtent dėl šios priežasties yra tokia uodegos formų ir tipų gausa. Todėl nuspręsta neapsunkinti orlaivio konstrukcijos ir vertikaliąją plokštumą padaryti trapecijos formos su reikalingu plotu.

Pagrindiniai vertikalios uodegos plokštumos parametrai:

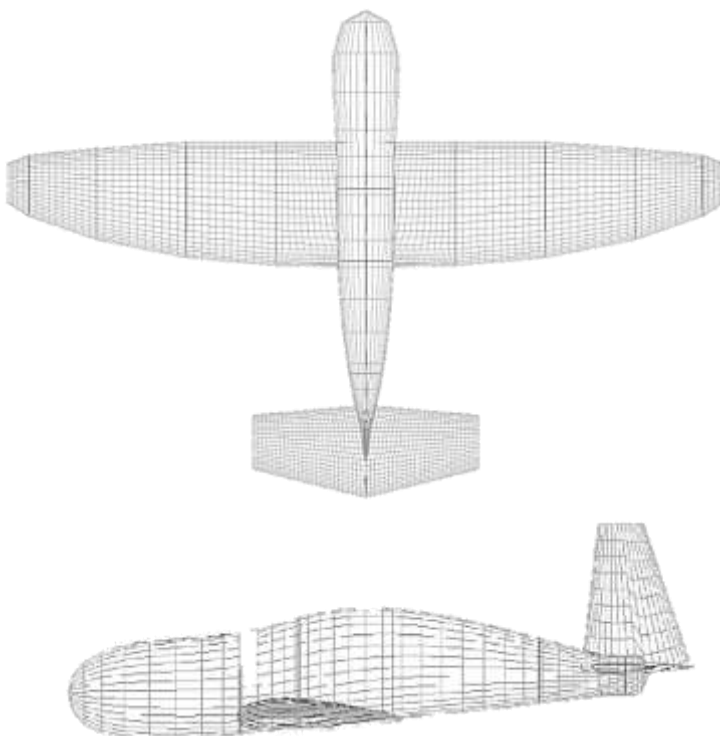
- $c_{rvp} = 1,14 \text{ m};$
- $c_{tvp} = 0,40 \text{ m};$
- $b_{vp} = 1,6 \text{ m};$
- Santykinis siaurėjimas – 2,85;
- Strėliškumas - 0° ;

3.4. Eksperimentinio lėktuvo liemuo

Sparnas nėra vienas pagrindinių lėktuvo elementų. Itin svarbus elementas yra ir liemuo. Prie liemens tvirtinami sparnai, uodegos plokštumos, taip pat liemuo savo viduje neša įrangą, naudingą krovinį ir lakūną, kuris pilotuoja orlaivį. Norint išsiaiškinti, kokio tipo liemens reikia orlaiviui, būtina atsakyti į kelis esminius klausimus (Stinton, 1983):

1. Kokios paskirties tai orlaivis? (Akrobatinis, laisvalaikio skraidymai)
2. Tai sausumos, vandens ar amfibija? (Sausumos)
3. Kokio tipo bus lėktuvo šasi? (Triratė, su galine atrama)
4. Kur ir koks bus lėktuvo variklis? (Vidaus degimo, priekyje)
5. Tai civilinis orlaivis ar karinis? (Civilinis)

Remiantis atsakymais į šiuos klausimus nustatomi pagrindiniai lėktuvo elementai. Kadangi tai dvivietis laisvalaikiui skirtas orlaivis, tai jam nėra reikalingas didelis liemuo. Su šiuo orlaiviu nebus vežami dideli kroviniai, juo naudosis tik vienas arba du žmonės, todėl liemens tūris bus nedidelis. Pati geriausia aerodinaminė liemens forma profilio pjūvyje turi būti panaši į simetrinį sparno profilį (Stinton, 1983) - taip stengiamasi mažinti parazitinį pasipriešinimą. Liemuo dar turi turėti aptakas, apvalias ar ovalias formas stengiantis iki minimumo sumažinti pasipriešinimą. Liemens konstrukcija turi būti kuo paprastesnė, norint sumažinti orlaivio svorį iki minimumo (Шульженко, 1949). Tokiu būdu sudaromas orlaivio liemuo, panašus į simetrinį profilį, stengiamasi išvengti kampų, kad sumažintumėme pasipriešinimą iki minimumo. Naudojamos formos ovalai ir apskritimai, kad liemens paviršius būtų kuo glotnesnis.



27 pav. Analizuojamo lėktuvo modelis programoje xflr5

4. Analizuojamo eksperimentinio akrobatinio lėktuvo skrydžio dinamika

4.1. Visas lėktuvo pasipriešinimas

Visą lėktuvo pasipriešinimą galima suskirstyti į dvi dalis:

- Žalingas (parazitinis) pasipriešinimas;
- Indukcinis pasipriešinimas.

Indukcinis pasipriešinimas tai pasipriešinimas, kylantis dėl sparno keliamosios jėgos. Kadangi sparnas turi profilį, kurį srautas apteka skirtingais greičiais viršutinėje ir apatinėje sparno dalyje, dėl šių greičių skirtumų yra ir slėgių skirtumas. Viršutinėje sparno dalyje slėgis yra mažesnis nei apatinėje. Dėl šios priežasties sparnų galuose iš didesnio slėgio zonos srautas stengiasi pereiti į mažesnio slėgio zoną, tokiu būdu sparnų galuose atsiranda sūkurių, kurie ir sukelia pasipriešinimą, kuris vadinamas indukciniu pasipriešinimu. Indukcinis pasipriešinimas yra atvirkščiai proporcingas greičio kvadratui, kuriuo juda orlaivis: kuo greitis didesnis, tuo indukcinis pasipriešinimas mažesnis (Lasauskas, 2008). Iš atliktų sparno tyrimų su programa xflr5 matyti, kad sparno keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno labai artimas elipsinio sparno pasiskirstymui išilgai sparno, todėl tolimesniuose skaičiavimuose indukcinio pasipriešinimo skaičiavimui bus naudojama elipsinio sparno indukcinio pasipriešinimo jėgos formulė:

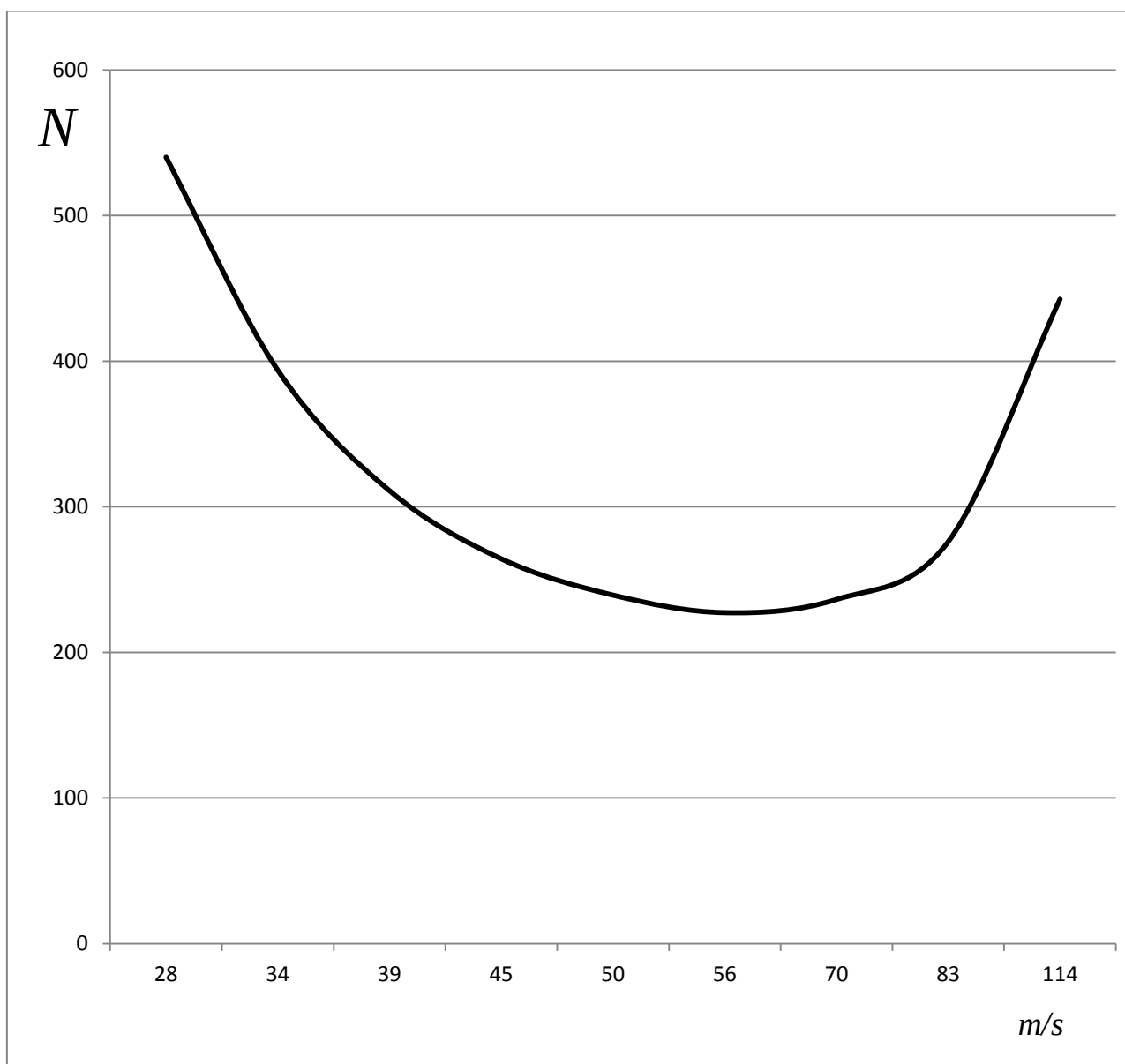
$$D_i = \left(\frac{w}{b}\right)^2 \frac{2}{\rho V^2} \quad (12)$$

Žalingas pasipriešinimas susijęs su oro klampumu, su sparno forma, slėgio pasiskirstymu prieš kūną ir už jo. Jei kūnas, kurį apteka oro srautas, yra aptakios formos, tai slėgio pasipriešinimas yra gan mažas, o jei kūnas nėra aptakios formos, tai tokio kūno slėgio pasipriešinimas yra gan didelis. Žalingo pasipriešinimo jėga D_P apskaičiuojama pagal formulę:

$$D_P = C_{dP} \frac{\rho V^2}{2} \quad (13)$$

Tą pačią formulę galima taikyti ir uodegų plokštumų pasipriešinimui skaičiuoti. Visas žalingas orlaivio pasipriešinimas nėra lygus atskirų komponentų pasipriešinimų sumai dėl interferencinio pasipriešinimo. Interferencinis pasipriešinimas tai pasipriešinimas, kylantis dėl orlaivio dalių sujungimo tarpusavyje, pavyzdžiui, sparno ir liemens sujungimo vieta, jei ši vieta yra kampuota, tai interferencinis pasipriešinimas bus didesnis nei sujungimo vieta suapvalinus.

Visas lėktuvo pasipriešinimas yra lygus indukcinio ir interferencinio pasipriešinimo sumai. Viso pasipriešinimo uždavinį išspręsimė grafiškai. Studijų metu iš atliktų laboratorinių tyrimų konspektų nustatoma viso pasipriešinimo kreivė, kuri pateikta 28 paveiksle.



28 pav. Tiriamo lėktuvo viso pasipriešinimo priklausomybė nuo greičio

Pateiktame grafike matyti pasipriešinimo priklausomybė nuo greičio. Skaičiavimai atlikti esant minimaliam saugiam 150 m skrydžio aukščiui. Iš grafiko matyti, kad pasipriešinimas mažėja didėjant skrydžio greičiui ir minimalią reikšmę pasiekia esant 60,27 m/s greičiui. Šis greitis yra minimalaus pasipriešinimo greitis V_{md} . Šiame taške indukcinis pasipriešinimas ir žalingas pasipriešinimas yra vienodo dydžio. Toliau didėjant skrydžio greičiui, visas pasipriešinimas vėl ima

didėti. Tai paaiškinama tuo, kad indukcinis pasipriešinimas yra atvirkščiai proporcingas skrydžio greičio kvadratum, tai lemia indukcinio pasipriešinimo mažėjimą didėjant greičiui, o žalingasis pasipriešinimas yra tiesiogiai proporcingas greičio kvadratum, kuris lemia žalingo pasipriešinimo didėjimą didėjant greičiui. Esant mažam skrydžio greičiui indukcinis pasipriešinimas yra didelis, žalingas pasipriešinimas mažas, esant dideliui skrydžio greičiui indukcinis pasipriešinimas mažas, žalingas pasipriešinimas didelis. Šis grafikas dar vadinamas traukos grafiku, nes, esant horizontaliam skrydžiui, pasipriešinimas D yra lygus reikalingai traukai T_r , kad orlaivis galėtų palaikyti horizontalų skrydį (Lasauskas, 2008). Todėl iš grafiko matyti, kad esant skrydžio greičiui V_{md} bus reikalinga mažiausia trauka. Atlikus tokius pačius skaičiavimus su SU29 lėktuvu, visas pasipriešinimas buvo didesnis, tiriamo lėktuvo minimalus pasipriešinimas siekė 225 N, o lėktuvo SU29 – 490 N. Tai yra du kartus didesnis pasipriešinimas.

4.2. Smukos greitis

Apibendrinkime smukos sąvoką. Kai srautas apteka sparno profilį, prie galinės briaunos susitinkančio viršutinio srauto ir apatinio srauto greičiai pasienio sluoksnio išorėje turi būti vienodi. Todėl, artėdamas prie galinės briaunos, srautas lėtėja. Iš Bernulio lygties išryškėja, kad, srautui lėtėjant, statinis slėgis jame didėja. Didėjant atakos kampui, slėgis sparno profilio viršutiniame paviršiuje darosi vis mažesnis, bet iki galinės briaunos jis vėl turi padidėti beveik iki atmosferinio. Kai atakos kampas pasiekia tam tikrą ribą, pasienio sluoksnis nebepajėgia nugalėti slėgio didėjimo galinės briaunos link ir atitrūksta nuo sparno paviršiaus pradžioje prie galinės briaunos. Toliau didėjant atakos kampui, keliamoji jėga didėja lėčiau, nes vis didėja atitrūkusio srauto sritis. Galiausiai keliamoji jėga pasiekia maksimumą ir pradeda mažėti, nors atakos kampas didėja. Atakos kampas, kuriam esant keliamoji jėga yra maksimali, vadinamas kritiniu atakos kampu (Lasauskas, 2008).

Teorinis smukos greitis apskaičiuojamas pagal formulę:

$$V_{s0} = \sqrt{\frac{2L}{\rho C_{lmax} S}} \quad (14)$$

$$V_{s0} = \sqrt{\frac{2L}{\rho C_{lmax} S}} = \sqrt{\frac{2 * 6860}{1,225 * 1,7 * 9,5}} = \sqrt{\frac{13720}{19,78375}} = 26,33435877 \approx 26,33 \frac{m}{s} = 94,79 \frac{km}{h}$$

Šis smukos greitis paskaičiuotas esant maksimaliam lėktuvo pakrovimui. Mažėjant lėktuvo svoriui, kai lėktuvas yra pilotuojamas vieno piloto, smukos greitis dar sumažėja. Atliekant skrydį maršrutu lėktuvas vartoja degalus, tai mažina ir lėktuvo svorį, teigiamai veikia smukos greitį ir ruošiantis tūpti smukos greitis dar šiek tiek sumažėja. Apskaičiuotą smukos greitį galima laikyti rekomenduojamu smukos greičiu, žemiau kurio skrydis yra nesaugus. Smukos greitį taip pat veikia ir išoriniai veiksniai, tokie kaip šerkšnas, lietus, dulkės ir pan. Jie padidina smukos V_{s0} , todėl reikia stengtis palaikyti lėktuvo paviršius švarius prieš kiekvieną skrydį. Smukos greitis taip pat priklauso ir nuo perkrovos n , didėjant perkrovos koeficientui smukos greitis horizontaliame skrydyje padidėja $\sqrt{n}$ kartų, todėl atliekant manevrą galima smuka ir esant pakankamam skrydžio greičiui dėl perkrovos padidėjimo. Pavyzdžiui, atliekant viražą 60° posvyriu, smukos greitis padidėja 41% , todėl ir greitį viraže reikia laikyti didesnę. (Lasauskas, 2008)

Lyginant gautą smukos greitį su lėktuvo SU29, analizuojamo lėktuvo smukos greitis yra 15 km/h mažesnis. Mažesnis smukos greitis reiškia saugesnį lėktuvą.

4.3. Analizuojamo lėktuvo stabilumas

Nagrinėdami analizuojamo lėktuvo stabilumą, darome prielaidą, kad visas lėktuvo svoris yra sukoncentruotas į vieną tašką, kuris yra vadinamas svorio centru. Pati stabilumo sąvoka akcentuoja tai, kad norint, kad lėktuvas skristų stabiliai, jėgų ir momentų pusiausvyra turi būti stabili. Kad lėktuvo skrydis būtų stabilus, turi būti įvykdytos dvi sąlygos: lėktuvas turi būti statiškai stabilus ir turi būti pakankamas svyravimų slopinimas. Statinis stabilumas – tai jėgos ir momentai, kurie atsiranda iš karto po trikdžio. Jeigu jėgos ir momentai iš karto po trikdžio stengiasi grąžinti lėktuvą į pradinę pusiausvyrą, lėktuvas yra statiškai stabilus (teigiamas stabilumas). Jeigu po trikdžio nesusidaro papildomų jėgų ar momentų, statinis stabilumas yra neutralus. Jeigu jėgos ir momentai iš karto po trikdžio stengiasi dar labiau nutolinti lėktuvą nuo pradinės pusiausvyros, lėktuvas yra statiškai nestabilus (neigiamas stabilumas). Momentus ir stabilumą patogiau nagrinėti lėktuvo ašių atžvilgiu. Statinį lėktuvo stabilumą galima nagrinėti visų trijų ašių atžvilgiu:

- Išilginis stabilumas – skersinės ašies atžvilgiu;
- Skersinis stabilumas – išilginės ašies atžvilgiu;
- Krypties stabilumas – vertikaliosios ašies atžvilgiu. (Lasauskas, 2008)

Panagrinėkime išilginį stabilumą. Išilginiam lėktuvo stabilumui daug įtakos turi lėktuvo centruotė. Kiekvienas lėktuvas turi gamintojo aprašytą atstumų diapazoną, kur esantis svorio

centras lėktuvą padaro stabilų ir saugų. Centruotės ribos vadinamos priekine ir galine. Galinė centruotė yra išdėstyta prieš neutralųjį tašką², dar paliekant statinio stabilumo atsargą. Priekinė centruotė priklauso nuo maksimalaus aukštumos vairo efektyvumo. Su programa xflr5 bandymų keliu nustatėme lėktuvo neutralaus taško vietą, tai yra 57 cm nuo sparno noselės sparno simetrijos ašyje. Todėl galima teigti, kad galinės centruotės padėtis yra 55 cm nuo sparno noselės, sparno simetrijos ašyje paliekant statinio stabilumo atsargą. Tolimesnės svorio centro padėties tolinimas nuo priekinės sparno dalies lėktuvą padaro labai nestabilų ir nesaugų.

Visų trijų ašių stabilumo tyrimai buvo atlikti naudojantis programa xflr5, tyrimų rezultatai parodė, kad lėktuvas yra stabilus tiek statiška, tiek dinamiškai, nes, suteikus išorinę jėgą, orlaivis stengėsi grįžti į pradinę būseną mažėjančia svyravimų amplitude.

.

² Neutralus taškas tai viso lėktuvo aerodinaminis centras

Išvados

- Atlikus analizę išrinktas profilis v1, šio profilio aerodinaminė kokybė yra didžiausia ir siekia 106 vienetų. Maksimalus keliamosios jėgos koeficientas siekia 1,5. Kitų tirtų profilių aerodinaminė kokybė ir maksimalus keliamosios jėgos koeficientas yra mažesni. Lėktuvo SU29 sparno profilio FX79-L-120 aerodinaminė kokybė - 76 vienetų ir keliamosios jėgos koeficientas - 1,46, o tai yra mažiau nei parinkto profilio.
- Išanalizuota sparno formos įtaka aerodinaminėms lėktuvo charakteristikoms. Atlikus analizę išrinktas sparnas – elipsinis, toks sparnas yra lengvesnis, nei kitos formos sparnai. Elipsinis sparnas sukelia mažiausią indukcinį pasipriešinimą, todėl tokio sparno aerodinaminis pasipriešinimas yra mažiausias. Tokio sparno didelis trūkumas – sudėtinga konstrukcija, tačiau esant dabartinėms technologijoms, tokio sparno konstravimas neturėtų būti sudėtinga užduotis.
- Atlikti reikalingo sparno ploto skaičiavimai. Norint į orą pakelti 700 kg masę reikalingas $9,5\text{ m}^2$ sparno plotas. Toks sparno plotas su profiliu v1 generuos pakankamą keliamąją jėgą, kuri išlaikys lėktuvą ore esant minimaliam 100 km/h skrydžio greičiui.
- Atlikus akrobatinių lėktuvų tokių kaip EXTRA 300, SU 29, YAKOVLEV 52, SU 26, SU30 analizę ir nustačius santyki tarp uodegos plokštumų ir sparno parinktos vertikalios ir horizontalios lėktuvo valdymo plokštumų plotas. Horizontalios plokštumos - $2,09\text{ m}^2$, vertikalios plokštumos – $1,24\text{ m}^2$, ir parinkta trapecinė forma tiek vertikaliai, tiek horizontaliai plokštumai, siekiant supaprastinti lėktuvo konstrukciją.
- Parinktas lėktuvo liemuio, kurio forma aptaki ir panaši į simetrinį sparno profilį. Tokia liemens forma sukelia mažiausią pasipriešinimą.
- Parinkus visas reikiamas formas, suprojektuotas lėktuvo modelis ir šis modelis buvo ištirtas naudojant xflr5 programa. Gauti rezultatai parodė, kad orlaivis paveiktas išorinės jėgos stengiasi grįžti į pradinę būseną, tai parodo lėktuvo statinį stabilumą. Lėktuvas grįždamas į pradinę padėtį svyruoja ir šie svyravimai vyksta mažėjančia amplitude, tai parodo lėktuvo dinaminį stabilumą.

- Apskaičiavus teorinį smukos greitį, esant maksimaliam lėktuvo pakrovimui, gautą, kad smukos greitis lyginant su akrobatinio dviviečio lėktuvo SU29 smukos greičiu yra 15 km/h mažesnis.
- Remiantis tiriamojo lėktuvo pasipriešinimo priklausomybės nuo greičio grafiku, nustatyta, kad esant skrydžio greičiui V_{md} bus reikalinga mažiausia trauka. Atlikus tokius pačius skaičiavimus su SU29 lėktuvu, visas pasipriešinimas buvo didesnis, tiriamo lėktuvo minimalus pasipriešinimas siekė 225 N, o lėktuvo SU29 – 490 N. Tai yra du kartus didesnis pasipriešinimas.

Literatūros sąrašas

- EASA, 2012. *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23*. s.l.:s.n.
- Gopalarathnam, A.; Norris, R. K., 2009. Ideal Lift Distributions and Flap Angles for Adaptive Wings. *JOURNAL OF AIRCRAFT* Vol. 46, pp. 562-571.
- Lasauskas, E., 2008. *Skrydžio principai*. Vilnius: TECHNIKA.
- Nicolosi, Fabrizio; De Marco, Agostino; Della Vecchia, Pierluigi;, 2011. Flight Test, Performances, and Flight Certification Of a Twin-engine Light Aircraft. *Journal of aircraft* vol. 48, pp. 177-192.
- Stinton, D., 1983. *The Design Of The Aeroplane*. Oxford: BSP Professional books.
- Чумак, Павел Иосифович; Кривокрысенко, Владимир Федорович, 1993. *Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов*. Москва: Патриот.
- Шульженко, М. Н., 1949. *Конструкция самолетов*. Москва: Оборонгиз.
- UIUC Applied Aerodynamics Group [interaktyvus] 1995-2013. [žiūrėta 2013m. kovo 12d.]. Prieiga per internetą: <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html>.