

ŠIAULIŲ UNIVERSITETAS
TECHNOLOGIJOS FAKULTETAS
MECHANIKOS INŽINERIJOS KATEDRA

Elanas Gascevičius

**STAČIAKAMPIO SPARNO AERODINAMINIŲ
CHARAKTERISTIKŲ TYRIMAS**

Magistro baigiamasis darbas

Šiauliai, 2012

ŠIAULIŲ UNIVERSITETAS
TECHNOLOGIJOS FAKULTETAS
MECHANIKOS INŽINERIJOS KATEDRA

**STAČIAKAMPIO SPARNO AERODINAMINIŲ
CHARAKTERISTIKŲ TYRIMAS**

Magistro baigiamasis darbas

Autorius – Elanas Gascevičius (MM-10 gr.)

Vadovas – doc. dr. Sergėjus Rimovskis

Recenzentas – doc. dr. J. Bareišis

Katedros vedėjas – doc. dr. Artūras Sabaliauskas

Šiauliai, 2012

TURINYS

LENTELIŲ SĄRAŠAS.....	5
PAVEIKSLŲ SĄRAŠAS	6
ĮVADAS.....	8
1. DISKRETINIŲ SŪKURIŲ METODO ANALIZĖ.....	10
1.1. Diskretinių sūkurių metodo teoriniai pagrindai.....	10
1.2. Sparno suskaidymo pasaginiaais sūkuriiais schema	12
2. STAČIAKAMPIO SPARNO AERODINAMINIŲ CHARAKTERISTIKŲ ANALIZĖ.....	20
2.1. Sparno indukcinis pasipriešinimas.....	20
2.1.1. Indukcinio pasipriešinimo mažinimas.....	22
2.1.2. Pirmieji Indukcinio pasipriešinimo formulavimai.....	24
2.2. Kreivalinijinė geometrija.....	28
2.3. Tandeminių paviršių poveikis	29
2.4. Būtinybė turėti modernią skaičiavimo metodiką.....	32
3. SKAIČIAVIMO REZULTATAI IR JŲ ANALIZĖ	33
3.1. Baigtinio ilgio sparno maksimali keliamoji jėga.....	33
3.2. Orlaivio geometrinių ir aerodinaminių charakteristikų skaičiavimas.....	35
3.2.1. Sparno charakteristikos.....	35
3.2.2. Orlaivio skridimo charakteristikų analizė.....	40
3.2. Pagrindinė ir papildoma keliamoji jėga.....	44
3.3. Neapibrėžtumai skaičiuojant C_{Lmax}	45
IŠVADOS	55
LITERATŪRA.....	56

ŠIAULIŲ UNIVERSITETAS
TECHNOLOGIJOS FAKULTETAS
MECHANIKOS INŽINERIJOS KATEDRA

Elanas Gasevičius. STAČIAKAMPIO SPARNO AERODINAMINIŲ CHARAKTERISTIŲ TYRIMAS / vadovas doc.dr. Sergėjus Rimovskis

SANTRAUKA

Šiame darbe pateikiamas stačiakampio baigtinio sparno keliamosios jėgos koeficiento tyrimas naudojant Karl-Heinz Horstmann programą, kuri žinoma kaip sūkurinių srovių metodas. Šiame darbe nagrinėtas teorinis keliamosios jėgos skaičiavimai esant skirtingiems atakos kampams. Šis tyrimas rodo, kad šis metodas yra tinkamas nustatant keliamosios jėgos koeficientus ir indukcinio pasipriešinimo reikšmes.

Reikšminiai žodžiai: sparnas, keliamosios jėgos koeficientas, indukcinis pasipriešinimas.

ŠIAULIAI UNIVERSITY
FACULTY OF TECHNOLOGY
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

Elanas Gascevičius. Title. RESEARCH OF AERODYNAMICS CHARACTERISTICS OF RECTANGULAR WING / research advisor assoc. prof. dr. Sergėjus Rimovskis

SUMMARY

This master's thesis studied the finite rectangular wing lift coefficient by using the Karl - Heinz Horstmann program, known as discrete vortex method. This paper examined the theoretical calculations of lift at different angles of attack. This study shows that this method is very good to calculate the lift coefficients and the induction drag values.

Keywords: wing, lift coefficient, induction drag.

PAVEIKSLŲ SĄRAŠAS

1.1 pav. Pasaginis sūkurys	11
1.2 pav. Sūkurinis srautas AB.....	11
1.3 pav. Sparno žymėjimas, sparną pakeitus diskretiniais sūkuriais	13
1.4 pav. Sūkurių koordinacių nustatymas esant cirkuliacijai, taško μ ir skaičiuojamųjų taškų ν	15
1.5 pav. Sparno paviršiaus pakeitimas pasaginiaisiais sūkuriais esant srauto aptekėjimui.....	17
2.1 pav. Srauto nulenkimas	21
2.2 pav. Sūkurių sparno galuose schema.....	21
2.3 pav. Plokštelių didinimo lyginamasis poveikis indukciniam pasipriešinimui.....	25
2.4 pav. Sparno ilgio apkrovimo kreivių grupė, su vienodu sparno pagrindo lenkimo momentu	26
2.5 pav. Indukcinio pasipriešinimo kitimas priklausomai nuo ilgio koeficiento, kai yra fiksuotas lenkimo momentas.....	27
2.6 pav. Išlinkusių sparno formų indukuotas pasipriešinimas.....	28
2.7 pav. Vienas ant kito uždėti, sparno ir uodegos, keliamosios jėgos pasiskirstymai.....	30
3.1 pav. Tiriamasis lėktuvas Piper PA-28-180.....	33
3.2 pav. Lėktuvo Piper PA-28-180 trys projekcijos.....	34
3.3 pav. Lėktuvo Piper PA-28-180 geometriniai parametrai	35
3.4 pav. Sparno ir uodegos plokštumų skaičiuotinas plotas.....	36
3.5 pav. Pradiniai duomenys sparno geometrinėms charakteristikoms skaičiuoti.....	37
3.6 pav. Sparno geometrinių charakteristikų skaičiavimo rezultatai.....	37
3.7 pav. Sparno eskizas.....	38
3.8 pav. Skaičiuojamo lėktuvo sparno charakteristikos.....	39
3.9 pav. Skaičiuojamo lėktuvo sparno profilis NACA 65 ₂ -415.....	39
3.10 pav. Pradiniai duomenys	41
3.11 pav. Skaičiavimo rezultatai.....	42
3.12 pav. Orlaivio poliarė.....	42
3.13 pav. Lėktuvo, Piper PA-28-180, sparno keliamosios jėgos koeficiento pasiskirstymas išilgai mosto, kai užsparniai pakelti.....	43
3.14 pav. Lėktuvo, Piper PA-28-180, keliamosios jėgos koeficiento pasiskirstymas išilgai sparno mosto, kai užsparniai atlenkti žemyn 40° laipsnių.....	45
3.15 pav. Pagrindinės ir papildomos keliamosios jėgos pasiskirstymas, kai užsparniai neatlenkti ir atlenkti 40° laipsnių.....	46
3.16 pav. Fiuzeliažo įtaka dydžiui C_{Lmax}	47

3.17 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai įtraukti ir atakos kampas $14,45^\circ$	48
3.18 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai įtraukti ir atakos kampas 10°	50
3.19 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai išleisti 40° kampu 51	
3.20 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai išleisti 40° kampu ir atakos kampas 10°	53
3.21 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai išleisti 40° kampu ir atakos kampas 15°	54

ĮVADAS

Gerai žinoma, kad lėktuvų savybės ir charakteristikos, tokios kaip: sparno keliamoji jėga, indukcinis pasipriešinimas, tūpimo ir kilimo greitis, skridimo aukštis, skridimo greitis bei nuotolis, labai priklauso nuo jų aerodinaminių charakteristikų.

Diskretinių sukurių metodai, aerodinaminių charakteristikų skaičiavimui, yra tinkami dėl savo paprastumo ir tikslumo. Naudojantis tokiais metodais, galima tiksliai nustatyti aerodinamines charakteristikas, o skaičiavimų tikslas ir yra, gauti kuo tikslesnius duomenis. Nuo suskaičiuotų duomenų tikslumo priklauso skrydžių patikimumas, skrydžių kokybė, o taip pat ir skraidymo aparatų galimybės.

Darbo tikslas – atskiromis programomis palyginti aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo rezultatus lėktuvui – Piper PA-28-180 „Cherokee“, įvertinant atitinkamą užsparnių padėtį ir atitinkamą atakos kampą.

Šio **darbo objektas** yra lėktuvo Piper PA-28-180 „Cherokee“ sparno aerodinaminių charakteristikų suskaičiavimas diskretinių sukurių metodais: tai yra nešančiosios linijos ir nešančiojo paviršiaus metodais, skaičiuojama sparno keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno.

Uždaviniai:

- 1) Išanalizuoti diskretinių sukurių metodą;
- 2) Apžvelgti diskretinių sukurių metodo pagrindus;
- 3) Pateikti sparno suskaidymo pasaginiaus sukurių schemą;
- 4) Išanalizuoti gautus skaičiavimo rezultatus.

Darbo aktualumas – projektuojant ir gaminant lėktuvus didelis dėmesys skiriamas lėktuvo aerodinamikai. Projektuojant lėktuvą skaičiuojamos šios charakteristikos: sparno keliamoji jėga, indukcinis pasipriešinimas, tūpimo ir kilimo greitis, skridimo aukštis, skridimo greitis bei nuotolis. Visos šios charakteristikos priklauso nuo sparno parametrų.

Darbe yra pateikiama diskretinių sukurių analizė, taip pat šio metodo teoriniai pagrindai. Pateikiamos kelios schemos, kaip suskaidyti sparną pasaginiaus sukurių.

Naudojantis diskretinių, dar vadinamų pasaginiaus, sukurių metodų programomis galima tiksliai ir nesudėtingai suskaičiuoti aerodinamines charakteristikas. Taigi nuo suskaičiuotų duomenų tikslumo priklauso skrydžių patikimumas, skrydžių kokybė, o taip pat ir skraidymo aparatų galimybės.

Teorinė ir praktinė reikšmė – šiame darbe išnagrinėjami diskretinių sūkurių metodo teoriniai pagrindai, apžvelgiama skaičiavimų pritaikymo galimybė paprastos formos sparnui. Darbe sukuriamas metodika kaip atlikti aerodinaminius skaičiavimus projektuojamo lengvojo orlaivio stačiakampio formos plane sparnui. Ši metodika taip pat leidžia priklausomai nuo projektuojamo orlaivio savybių parinkti reikiamą sparno profilį, kad gauti geras viso orlaivio aerodinamines ir skridimo savybes.

1. Diskretinių sukurių metodo analizė

1.1. Diskretinių sukurių metodo teoriniai pagrindai

Darbe nagrinėjamas lėktuvas monoplanas su stačiakampiu sparnu. Šio sparno aerodinamines charakteristikas skaičiuosime diskretinių (dar vadinamų pasaginiaais) sukurių metodu. Tačiau, kad galėtume išskirti šio metodo paprastumą, veiksmingumą ir tikslumą palyginimui panaudosime kitus, aerodinaminių jėgų skaičiavimo metodus. Tiriomojo sparno pradiniai duomenys yra:

b – sparno mostas;

c – sparno plotis;

n – sparno suskaidytų elementų skaičius;

α – atakos kampas (laipsniais).

Šio tyrimo skaičiavimuose bus naudojamosi viena iš pagrindinių sukurinių sistemų t. y. diskretinių (dar vadinamų pasaginiaais) sukurių sistema. Toliau analizuojamas diskretinis (pasaginis) sukury. Toks sukury susideda iš prisijungusio sukurio mosto l_0 atkarpos ir dviejų pusiau begalinių sukurinių srautų, kurie nusitęsia nuo prisijungusio sukurio galų ir yra nukreipti nesujaukto srauto, greičio U_0 – kryptimi. (1.1 pav.). Visi nurodytos sistemos sukuriai yra pastovios cirkuliacijos Γ_+ , kuri gali būti pateikta tokia formule [1]:

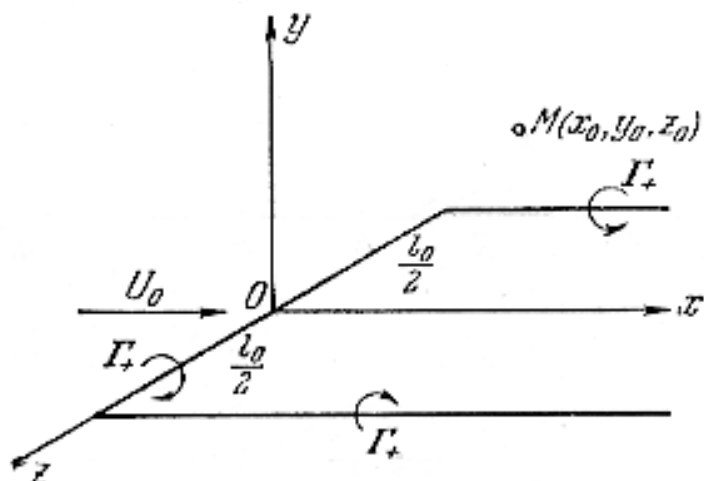
$$\Gamma_+ = U_0 \cdot l_0 \cdot \Gamma, \quad (1.1)$$

čia: Γ – bedimensė pastovioji;

U_0 – nesujaukto srauto greitis;

l_0 – sukurio mostas.

Šios sukurinės sistemos greičių diapazono skaičiavimui pagrindinė pradinė formulė yra išvedama taip: tarkim AB yra ištisa sukurinė atkarpa, kurios cirkuliacija Γ_+ pastovi, o taškas M , kuriame reikia nustatyti greitį W . Taigi per AB ir M išvedama plokštuma A ir B sujungiam su M , kampai prie viršūnių A ir B atitinkamai pažymimi α_1 ir α_2 , atstumą nuo M iki AB pažymime r (1.2 pav.).

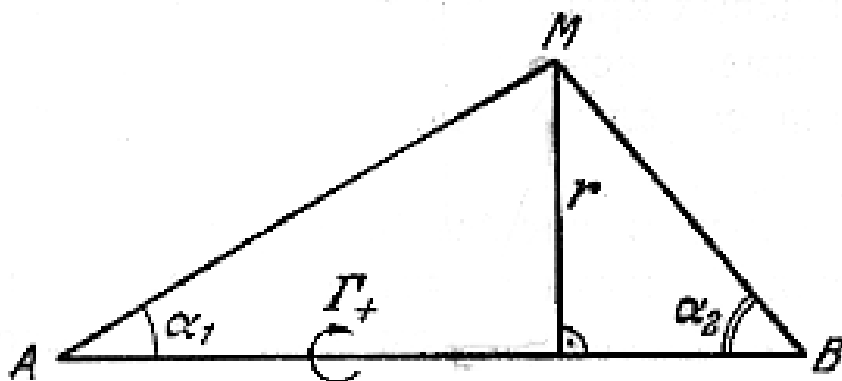


1.1 pav. Pasaginis sūkurys [1]

Tačiau šiuo atveju dydžio r nėra, nes nagrinėjamas plokščias sparnas ir taškas M bus plokštumoje XOZ tuomet Bio – Savaro formulės pagrindu gauname:

$$W = \frac{\Gamma_+}{4\pi r(\cos \alpha_1 + \cos \alpha_2)} \quad (1.2)$$

Greitis W statmenas AMB plokštumai ir nukreiptas ta pačia kryptimi, kaip ir Γ_+ . Koordinačių sistemą įvesime tokią, kaip parodyta 1.1 pav., o ašį OX nukreipsime lygiagrečiai laisviems sūkuriams.



1.2 pav. Sūkurinis srautas AB [1]

Pasaginio sūkurio suminio greičio projekcijos W_x , W_y , W_z susidarys iš U_x , U_y greičių, kuriuos iššaukia prisijungęs sūkurys ir greičių V_y , V_z , kuriuos iššaukia laisvieji sūkuriai, kas yra akivaizdu: $U_z = 0$, $V_x = 0$. Toliau įvedame bedimensius dydžius w_x , w_y , w_z ir gauname:

$$W_x = \frac{U_0 \cdot \Gamma}{2\pi} \cdot w_x; W_y = \frac{U_0 \cdot \Gamma}{2\pi} \cdot w_y; W_z = \frac{U_0 \cdot \Gamma}{2\pi} \cdot w_z \quad (1.3)$$

Analogiškai įvedami prisijungusių ir laisvų sukurių bedimensiai greičiai u_x , u_y ir v_y , v_z . Tarkime yra taškas $M(x_0, y_0, z_0)$, kuriame nustatomi sukurinės sistemos greičiai. Imsime ne visą prisijungusio sukurio mostą, o tik pusę jo $l_0/2$. Bedimenses taško M koordinatas pažymėsime ξ_0 , η_0 , ζ_0 , [1]

$$\xi_0 = \frac{2x_0}{l_0}, \eta_0 = \frac{2y_0}{l_0} = 0, \zeta_0 = \frac{2z_0}{l_0} \quad (1.4)$$

$\eta_0 = 0$, nes $y_0 = 0$, kadangi šiuo atveju taškas M yra plojkštumoje yz (1.1 pav.). Atsižvelgdami į tai, kad formulė (1.1) tiesinė galima rašyti:

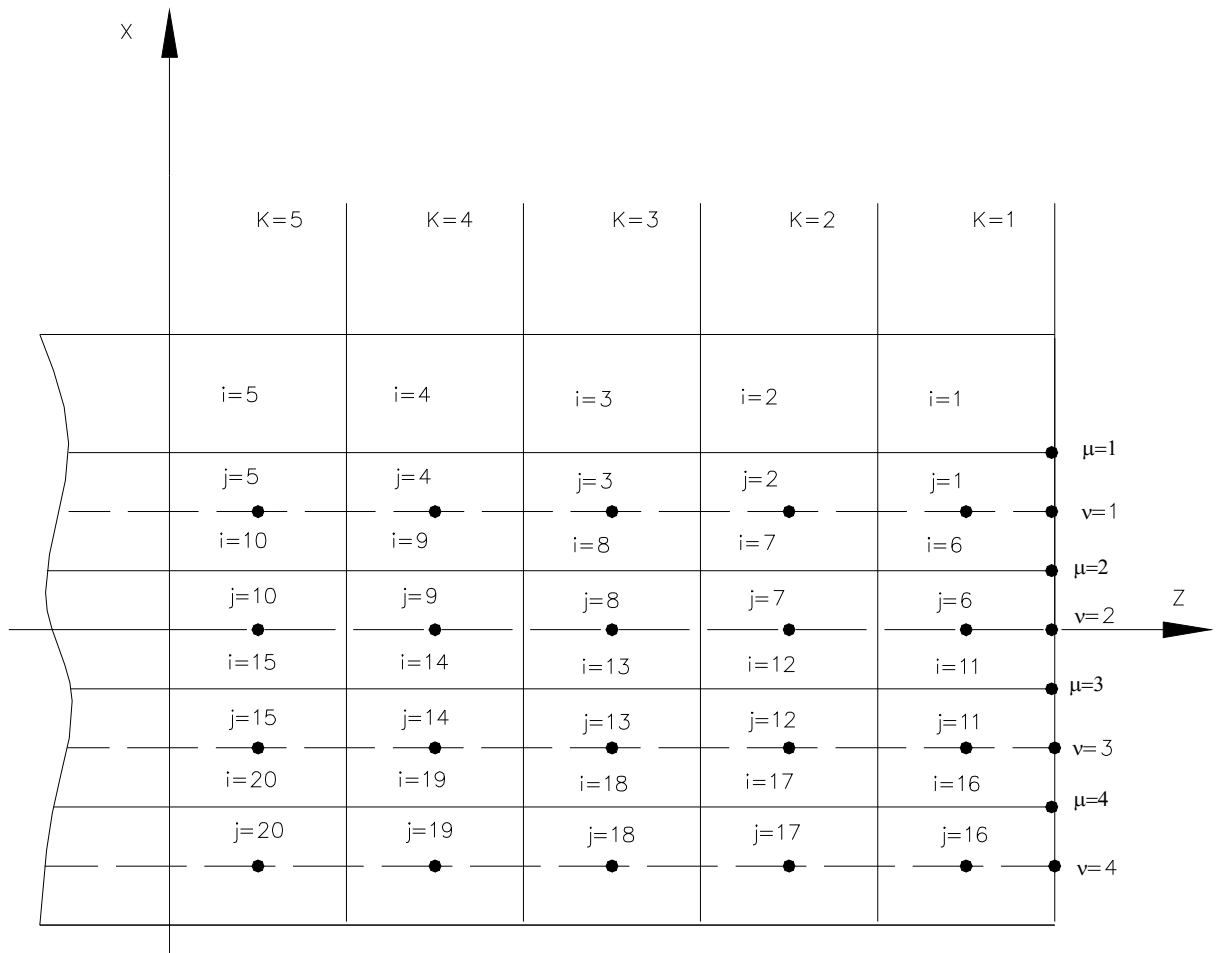
$$\begin{aligned} w_x(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) &= u_x(\xi_0, \eta_0, \zeta_0), \\ w_y(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) &= u_y(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) + v_y(\xi_0, \eta_0, \zeta_0), \\ w_z(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) &= v_z(\xi_0, \eta_0, \zeta_0). \end{aligned} \quad (1.5)$$

Pertvarkymų keliu nesunku gauti išraiškas bedimensiams greičiams, jos yra:

$$\begin{aligned} U_y(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) &= -\frac{\xi_0}{\xi_0^2 + \eta_0^2} \left(\frac{1 - \zeta_0}{r(\xi_0, \eta_0, \zeta_0)} + \frac{1 + \zeta_0}{r(\xi_0, \eta_0, \zeta_0)} \right), \\ V_y(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) &= -\frac{1 - \zeta_0}{\eta_0^2 + (1 - \xi_0)^2} \left(1 + \frac{\xi_0}{r(\xi_0, \eta_0, -\zeta_0)} \right) - \frac{1 + \zeta_0}{\eta_0^2 + (1 - \zeta_0)^2} \cdot \left(1 + \frac{\xi_0}{r(\xi_0, \eta_0, \zeta_0)} \right), \\ r(\xi_0, \eta_0, \zeta_0) &= \sqrt{\xi_0^2 + \eta_0^2 + (1 + \zeta_0)^2}. \end{aligned} \quad (1.6)$$

1.2. Sparno suskaidymo pasaginiaiis sūkuriais schema

Tiriamu lėktuvo monoplano stačiakampį sparną nagrinėsime pagal schemą, kurioje sparnas pakeičiamas į sūkurinį paviršių. O sūkurinis paviršius pakeičiamas keliais pasaginiaiis sūkuriais. Priimsime žymėjimą tokį, kaip ir (1.3 pav.). k – juostos lygiagrečios OX ašiai, numeris – numeruojama iš dešinė į kairę, $1 \leq k \leq N$;



1.3 pav. Sparno žymėjimas, sparną pakeitus diskretiniais sūkuriais [1]

μ - prisijungusio sūkurio srauto numeris, numeracija vyksta nuo priekinės briaunos link galinės - $1 \leq \mu \leq n$; ν - linijos numeris ant kurios tenkinamos kraštinės sąlygos, numeruojama nuo priekinės link galinės sparno briaunos, $1 \leq \nu \leq n$; i - pasaginio sūkurio numeris, numeruojama iš dešinės į kairę $1 \leq i \leq m = nN$, j - taškas, kuriame tenkinamos kraštinės sąlygos $1 \leq j \leq m$. 1.3 pav. pavaizduota dešinioji sparno pusė, kurioje išsidėstę 20 prisijungusių sūkurių ($m = 20$), paimti keturi sūkuriniai srautai ($n = 4$) ir kiekvienas jų pakeistas penkiais pasaginiais sūkuriais ($N = 5$). Kairėje sparno pusėje srautai ir sūkuriai išsidėsto simetriškai kairiajai pusei. Skaičiuojant, bus atskirai nagrinėjama simetriška ir asimetriška sparno mosto cirkuliacija.

Šiuo ir kitu atvejais, kraštines sąlygas išpildysime dešinėje sparno pusėje atsižvelgdami į kairiosios įtaką, tuomet kairėje pusėje jos išpildomos automatiškai. Todėl sūkurių ir skaičiuojamų taškų numeraciją pakanka atlikti, vienoje, šiuo atveju dešinėje sparno pusėje.

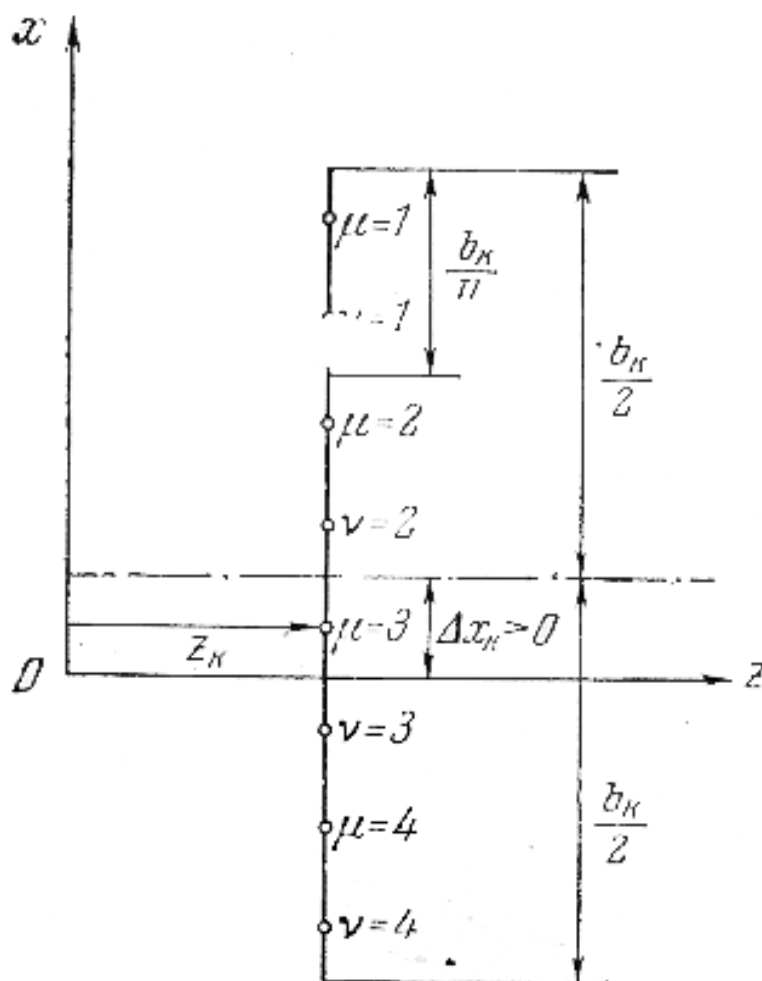
Tarkim k_i ir k_j – reikšmė k , atitinkamai nagrinėjamame i ir j , tuomet ryšys:

$$i = k_i + (\mu - 1)N, j = k_j + (\nu - 1)N \quad (1.7)$$

Šios reikšmės nepriklauso nuo sparno formos, o tik nuo sūkurinio sluoksnio pakeitimo būdo, diskretiniais sūkuriais (t.y. nuo sūkurių kiekio plotyje n ir moste N). Sūkurių ir skaičiuojamų taškų, kuriose tenkinamos kraštinės sąlygos, išdėstymas pasirenkamas analogiškai, kaip ir plokščiai lygiagrečiame atvejuje. Pirma – kiekvienoje $k = const.$ juostoje turi būti išpildyta Čaplygino – Žukovskio sąlyga. Tai reiškia, kad greičiai iššaukiami atitinkamose galinės sparno briaunos dalyse, kai $n \rightarrow \infty$ turi būti ribojami. Antra – sumos kuriomis keičiami integralai, kai prijungtas sūkurinis paviršius keičiamas pasaginiais sūkuriais, esant $n \rightarrow \infty$ ir $N \rightarrow \infty$ turi atitikti pagrindines Koši integralų reikšmes. Šios sąlygos tenkinamos tuo atveju, kai skaičiuojami taškai ir prijungti sūkuriai imami taip kaip parodyta 1.3 pav. Esmė yra tokia: pirma – tai, kad kiekvienoje $k = const$ juostoje paskutinis skaičiuojamas taškas yra arčiau krašto, nei paskutinis sūkurys. Antra – tai, kad visi skaičiuojami taškai išsidėstę viduryje tarp gretimų prisijungusių ir laisvųjų sūkurių.

Nurodyti taškai parenkami tokiu būdu: per juostos $k = const$ vidurį išvedame sparno stygą b_k , kurios vidurys nuo ašies O_z nutolęs atstumu Δx_k . Sparno stygą padaliname į n lygių dalių ir kiekvieną šių dalių dar padaliname į keturias dalis. Kiekvienos dalies taškai išsidėstę $1/4$ (vienos ketvirtosios) atstumu nuo viršutinės ribos ir prisijungusių sūkurių padėtį nurodys taškas μ . Taškai, kurie išsidėstę tokiu pačiu atstumu ($1/4$) nuo apatinės dalies ribos, imami kaip skaičiuojamieji taškai (taškai ν).

Skaičiuojamųjų taškų koordinatas žymėsime x_{oj} ir z_{oj} , o pasaginio prisijungusio i - tojo sūkurio koordinatas žymėsime $x_i z_i$. Iš 1.4 pav. turime:



1.4 pav. Sūkurių koordinacių nustatymas esant cirkuliacijai, taško μ ir skaičiuojamųjų taškų ν [1]

$$\left. \begin{aligned} x_i &= \Delta_{x_{k_i}} + \frac{b_{k_i}}{2} - \frac{1}{4} \cdot \frac{b_{k_i}}{n} - (\mu-1) \frac{b_{k_i}}{n}; \\ x_{0j} &= \Delta_{k_j} + \frac{b_{k_j}}{2} - \frac{3}{4} \cdot \frac{b_{k_j}}{n} - (\nu-1) \frac{b_{k_j}}{n}, \end{aligned} \right\} \quad (1.8)$$

Iš čia gauname:

$$\frac{x_i}{b_{k_i}} = \frac{\Delta_{x_{k_i}}}{b_{k_i}} + \frac{1}{2} - \frac{\mu - \frac{3}{4}}{n}, \quad \frac{x_{0j}}{b_{k_j}} = \frac{\Delta_{k_j}}{b_{k_j}} + \frac{1}{2} - \frac{\nu - \frac{1}{4}}{n}. \quad (1.9)$$

Remiantis 1.3 pav. galime rašyti:

$$z_i = \frac{1}{2} - \frac{l_i}{2} (2_{k_i} - 1),$$

$$z_{0j} = \frac{1}{2} - \frac{l_j}{2} (2_{k_j} - 1);$$

Atsižvelgiant, į tai kad pusė mosto sudalinta į N dalių:

$$\frac{l_i}{l} = \frac{1}{2N} \quad (1.10)$$

gauname:

$$\bar{z}_k = \frac{2z_k}{l} = 1 - \frac{2k-1}{2N} \quad (1.11)$$

\bar{z}_k koordinatės nepriklauso nuo sparno formos, ir esant nustatytam N , taikoma visiems sparnams. Naudojantis formulėmis (1.7) randame išraiškas: dydžių $\frac{b_k}{b}$ ir $\frac{\Delta x_k}{b}$ – skaičiavimui juostos $k = const$ viduryje, kurios charakterizuoja sparno formą.

$$\left. \begin{aligned} \frac{b_k}{b} &= 1 - \bar{z}_k \left(1 - \frac{1}{\eta} \right); \\ \frac{\Delta x_k}{b} &= -\bar{z}_k \left[\frac{\lambda}{4} \left(1 + \frac{1}{\eta} \right) \operatorname{tg} \chi_0 - \frac{1}{2} \left(1 - \frac{1}{\eta} \right) \right]. \end{aligned} \right\} \quad (1.12)$$

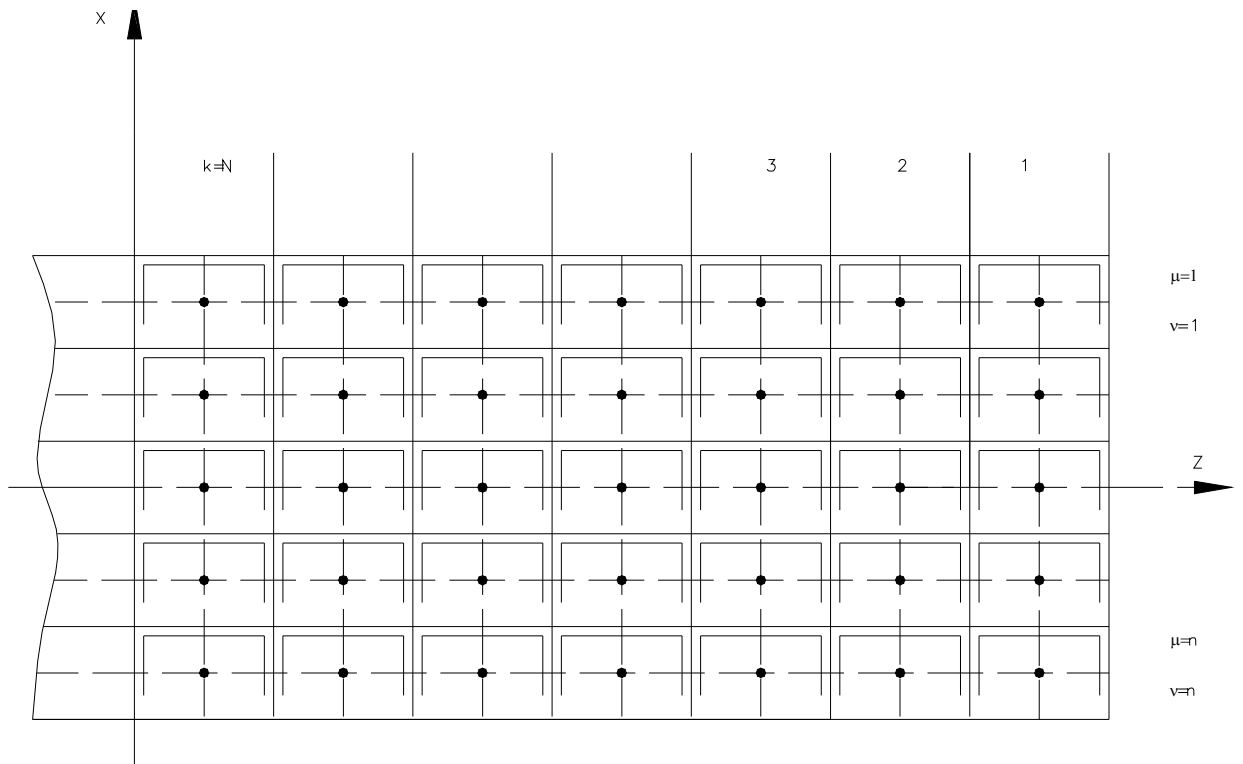
Formulėse (1.11) ir (1.12), nagrinėjant taškus i ir j reikia atitinkamai naudoti k_i ir k_j

Pastovaus strėliškumo sparnui su tiesiomis briaunomis (pvz. 1.3 pav.), kiekvieno prisijungusio sūkurio strėliškumo kampas χ bus pastovus.

Jeigu nagrinėjamų sparnų briaunos linija turi lūžį, tai tokį lūžį turės ir sūkuriniai srautai.

Be to, sparnams, kurių strėliškumas kinta, sūkurinių srautų juostos taip pat kis, tada įstrižų pasaginių sūkurių kampą χ reikia imti lygų vidutiniam sūkurių liečiamosios kampui, kiekvienoje juostoje, kai $k = const$. Skirtingų proilgių stačiakampių sparnų įstriži sūkuriai tampa paprastais pasaginiais.

Žinant, kad įstrižų ir paprastų pasaginių sūkurių cirkuliacija sparno moste pastovi, o nuo prijungtų sūkurių galų tęsiasi laisvos lygiagrečios ašys O_x , taigi pusės mosto sūkurinė schema, bus tokia kaip parodyta 1.5 pav.



1.5 pav. Sparno paviršiaus pakeitimas pasaginiais sūkuriais esant srauto aptekėjimui [1]

Čia laisvieji sūkuriai, einantys nuo prijungto sūkurio srauto pasroviui iki begalybės, sąlyginai nutraukti. Tokiu būdu, nepertraukiamai išsidėstęs ant sparno sūkurinis sluoksnis, šiame uždavinio sprendimo metode pakeičiamas ypatybėmis, kurios diskretiškai pasiskirsčiusios stygoje. Be to, nepertraukiamos cirkuliacijos kitimas moste, pakeičiamas laiptuotu kitimu. Duotas metodas pakankamai patogus, skaičiuoti kompiuteriais.

Pirma: tai aiškinama taip, kad pagrindas yra paprasčiausios ypatybės, kurių dėka aprašomas ieškomas srautas. Antra – visiškai suvokiama, kad algebrinių lygybių sistema, į kurią susiveda uždavinio sprendimas, turi visą eilę svarbių savybių.

Koeficientai, esantys matricos įstrižainėje, atlieka dominuojantį vaidmenį, todėl sistemos determinantai pakankamai nutolę nuo nulio, sprendimas yra pastovus pradinių duomenų atžvilgiu.

Metodas yra labai lankstus todėl be didelių sunkumų įvertinamas ekrano efektas, aptekančios sparnų sistemos, sparno ir korpuso kombinacijos ir t. t. Metodo pagalba patogiu išvesti ne tik sumines, bet ir aerodinamines charakteristikas, kaip stacionares, taip ir ne stacionares. Perėjimas nuo paprastų prie pasaginių sūkurių, supaprastina ir patikslina sprendimą.

i – tajį pasaginį sūkurį išreikšime per mostą l_i , išmatuotą išilgai ašies Oz . Nurodyto sūkurio cirkuliaciją užrašome taip:

$$\Gamma_{+i} = U_0 l_i \Gamma_i \quad (1.13)$$

Bedimensis dydis Γ_i gali būti užrašytas taip:

$$\Gamma_i = \Gamma_{ai} \alpha + (\Gamma_{w_x i} w_x = 0 + \Gamma_{w_z i} w_z = 0) \quad (1.14)$$

Čia ω_{yij} – bedimensiai greičiai sukelti pasaginio sūkurio i taške j , o $\Delta\omega_{yij}$ – papildomi bedimensiai greičiai, kurie atsiranda taške j dėl sūkurio i' esančio ant kairiojo sparno ir simetriško sūkuriui i (1.5 pav.). Judant simetriškos formos sparnui su atakos kampu ir sukimusi aplink ašį Oz , sparno apkrova ir cirkuliacija bus taip pat simetriškos. Todėl simetriškuose taškuose i ir i' , cirkuliacijos Γ_{ai} ir $\Gamma_{w_z i}$ bus vienodos. Sparnui sukantis apie ašį Ox , apkrova ir cirkuliacija bus asimetrinės atitinkamai simetriniuose taškuose i ir i' , cirkuliacija $\Gamma_{w_x i}$ skirsis tik ženklų. Atsižvelgiant kas pasakyta, sparno sūkurinės sistemos greičius taške j galima užrašyti taip [1]:

$$W_{yj} = \frac{U_0 \alpha}{2\pi} \sum_{i=1}^m \alpha_i \Gamma_{ai} (w_{yij} + \Delta w_{yij}) \quad (1.15)$$

Šią išraišką statom į ribinę sąlygą, gausim santykį tarp atakos kampo α ir bedimensių kampinių greičių ω_x ir ω_z .

Todėl iš ribinių sąlygų gauname tris nepriklausomas lygybių sistemas.

Pirmoji atitinka sparno judėjimą su atakos kampu, bet be sukimosi [1]:

$$\sum_{i=1}^m (w_{yij} + \Delta w_{yij}) \Gamma_{ai} = -2\pi, j = 1, 2, \dots, m. \quad (1.16)$$

Antroji sistema leidžia nustatyti cirkuliaciją sparnui sukantis apie ašį Oz [1]:

$$\sum_{i=1}^m (w_{yij} + \Delta w_{yij}) \Gamma_{w_z i} = 2\pi \frac{x_{0j}}{b}, j = 1, 2, \dots, m. \quad (1.17)$$

trečiojoje sistemoje yra bedimensė cirkuliacija $\Gamma_{w_x i}$, sparnui besisukančiam aplink ašį Ox [1]:

$$\sum_{i=1}^m (w_{yij} - \Delta w_{yij}) \Gamma_{w_x i} = -2\pi \frac{z_{0j}}{b}, j = 1, 2, \dots, m. \quad (1.18)$$

Lygybių (1.16), (1.17) ir (1.18) koeficientai randami iš pasaginio sūkurio lauko greičių formulių.

Palyginus 1.5 ir 1.1 pav. matosi, kad nagrinėjant nurodytą sūkurį buvo panaudota koordinačių sistema su atvirkštine ašių O_x ir O_z kryptimi. Tarp kitko, šios sistemos pradžia paimta prisijungusio sūkurio viduryje.

Išsprendę lygčių sistemas (1.16), (1.17) ir (1.18) rasime F_i ir F_{ai} , po ko nesunku suskaičiuoti viso sparno ir jo dalių, aerodinamines charakteristikas.

Paanalizavę pasaginį sūkurį galime pereiti prie sparno indukcinio pasipriešinimo skaičiavimo ir apžvelgti skaičiavimo eigą. Prisiurbimo jėga atsiranda srautui apgaubiant nešančiosios plokštumos noselę. Esant mažiems atakos kampams, priekinės briaunos dalyje atsiranda vietinis srauto nutrūkimas, ir jis nežymiai veikia keliančiosios plokštumos keliamąją jėgą, tačiau labai įtakoja sparno pasipriešinimo dydį. Dėl nurodyto vietinio srauto nutrūkimo, prisiurbimo jėga praktiškai neatsiranda, o sparno pasipriešinimas padidėja. Atlikus sparno priekinės dalies profiliavimą ir suteikus jai pakankamai taisyklingą užapvalinimą, kuriam esant vietinio srauto atitrūkimo nebus, sparno pasipriešinimas bus nustatomas įvertinant ir prisiurbimo jėgą.

Taigi tokiu būdu galima rasti dvi sparno pasipriešinimo reikšmes: įvertinant prisiurbimo jėgą ir neįvertinant. Priklausomai nuo priekinės briaunos profilio formos, atitinkami duomenys, būdami tarp dviejų teorinių reikšmių, artės prie vienos iš jų.

2. STAČIAKAMPIO SPARNO AERODINAMINIŲ CHARAKTERISTIŲ ANALIZĖ

2.1. Sparno indukcinis pasipriešinimas

Kaip žinome, sparno pasipriešinimo jėgą X_a vadiname visos sparno aerodinaminės jėgos projekciją į sparną aptekančio srauto kryptį. Savaimė aišku, kad pasipriešinimo jėgos kryptis visada priešinga sparno judėjimo kryptčiai. Viena iš sparno pasipriešinimo jėgos dedamųjų atsiranda dėl slėgio skirtumo prieš ir už sparno, kita dėl srauto dalelių trinties į sparno paviršių ir priklauso tik nuo sparno profilio formos bei jo paviršiaus glotnumo. Šių dvejų dedamųjų suma vadinama profilinio pasipriešinimo jėga ir žymima X_p [2].

$$X_p = X_{trinties} + X_{slėgio} \quad (2.1)$$

Jeigu paviršius yra prastai apdirbtas ir blogai nudažytas, iškilios kniedžių galvutės, šie ir kiti nelygumai sukelia srauto pasienio sluoksnio turbulencinį tekėjimą. Toks pasienio sluoksnio turbulenciškumas padidina profilinio pasipriešinimo jėgą. Daugeliui lėktuvų, kurie skrenda iki 400 km/h greičiu, apie 70% sparno pasipriešinimo jėgos sudaro aptekančio srauto trintis į sparno paviršių. Dėl slėgių skirtumo pasipriešinimai priklauso nuo sparno profilio formos, jo santykinio storio ir kreivumo. Profiliui santykinai storėjant ir kreivėjant slėgių pasipriešinimas didėja. Kol oro srauto spūdimas iki atitinkamų greičių nepasireiškia, slėgių pasipriešinimai sudaro mažą profilinių pasipriešinimų dalį. Profilinis pasipriešinimas užrašomas tokia formule [2]:

$$X_{ap} = C_{xap} \frac{\rho V^2}{2} S \quad (2.2)$$

čia: X_{ap} – profilinio pasipriešinimo jėga;

C_{xap} – profilinio pasipriešinimo koeficientas;

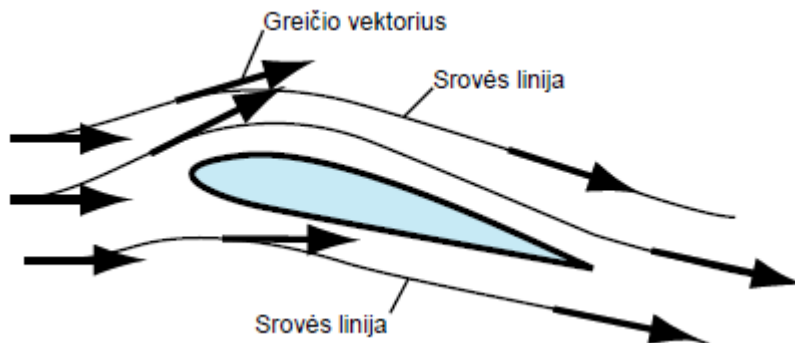
ρ – oro tankis;

V – aptekančio srauto greitis;

S – sparno plotas.

Esant mažiems atakos kampams α , koeficientas C_{xap} kinta nežymiai, bet kai kampai dideli, tai dėl oro srauto atotrūkio sparno viršutinėje dalyje jis smarkiai padidėja. Tačiau sparną veikia ne tik profilinis pasipriešinimas. Rusų mokslininkas S. Čiaplyginas, 1910 metais nagrinėdamas sparno galo aptekėjimą, nustatė, kad atsiradusi sparno keliamoji jėga sukelia papildomą pasipriešinimą, o jo atsiradimą galima paaiškinti taip: kai srautas apteka nesimetrinį kūną, šiuo atveju sparną, sparno viršuje ir apačioje atsiranda greičių skirtumas. Oras tekėdamas greičiau viršutinėje sparno dalyje,

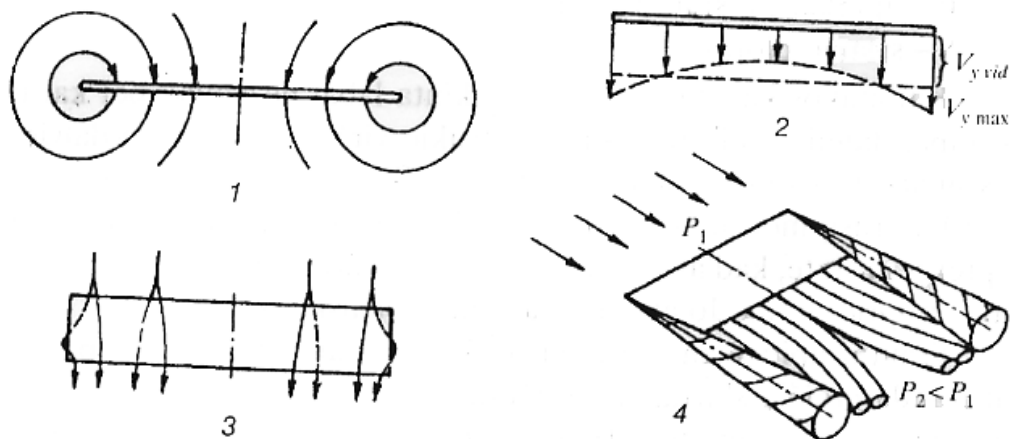
įgauna didesnę energiją. Aptekėjęs sparną srautas judės ne ta kryptimi, kuria tekėjo prieš sparną, o truputį nulinks į apačią. Srauto nulenkimui reikia tam tikrų potencinės energijos sąnaudų. Dėl to statinis slėgis už nuoslydžio briaunos sumažės, o sparno pasipriešinimas padidės.



2.1 pav. Srauto nulenkimas [3]

Taigi, dėl atsiradusio slėgių skirtumo sparno viršuje ir apačioje, oras iš padidinto slėgio zonos (sparno apačios) perteka į sumažinto slėgio zoną (sparno viršuje) per sparno galus (kai keliamoji jėga teigiama, 2.2 pav. 1) Toks oro judėjimas sparno galuose, sudaro sąlygas atsirasti slėgių skirtumams išilgai sparnų, tiek viršuje, tiek apačioje, o taip pat oro masės judėjimui apatinėje dalyje sparno galo link, o viršutinėje atvirkščiai 2.2 pav. 3. Todėl sparnų galuose atsiranda sūkuriai, kurie oro srautą nulenkia žemyn dar labiau (kuo arčiau sparno galo – tuo smarkiau). Tai pavaizduota 2.2 pav. 2, 4. [1]

Tokiam oro srauto užsukimui sunaudojama oro slėgio potencinės energijos dalis, kuri taip pat didina bendrą sparno pasipriešinimą. Taigi šis papildomas pasipriešinimas buvo pavadintas indukciniu pasipriešinimu.



2.2 pav. Sūkurių sparno galuose schema [1]

Vadinasi indukcinis pasipriešinimas – papildomas pasipriešinimas, kuris atsiranda tik tada, kai yra keliamoji jėga. Kai nėra keliamosios jėgos, tai nėra slėgių skirtumo, sūkurių, taigi nėra ir indukcinio pasipriešinimo. Kai aptekėjimas simetrinis, indukcinis pasipriešinimas lygus nuliui. Indukcinį pasipriešinimą galima pavaizduoti ir grafiškai. 2.2 pav.

Nulenkiamas oro srautas dėl oro klampumo, pradeda keisti judėjimo kryptį dar toli nuo priekinės sparno briaunos. Srauto greičio tikrasis vektorius taip pat nukrypsta į apačią ir tikrasis atakos kampas α_{tikrasis} tampa mažesnis už geometrinį atakos kampą α . [1]

Kampas tarp aptekančio oro srauto ir tikrojo greičio vektoriaus, vadinamas oro srauto nulenkimo kampu.

Stačiakampio sparno didžiausias tikrasis atakos kampas bus arčiau sparno vidurio ir mažės tolstant nuo jo. Štai dėl ko tokio sparno oro srauto atotrūkiai, didinant atakos kampą įvyksta arčiau sparno vidurio.

Į tikrąją sparno keliamąją jėgą $Y_{a \text{ tikr}}$ galima žiūrėti kaip į srauto reakcijos jėgą, kuri yra statmena pakeisto srauto kryptčiai. Srauto greičio vektorius V_t yra atsilenkęs kampu $\Delta\alpha$ nuo nepakeisto srauto greičio vektoriaus V . Vadinasi ir tikroji keliamoji jėga $Y_{a \text{ tikr}}$ bus atsilenkusi tuo pačiu kampu $\Delta\alpha$ atgal nuo fiktyvios keliamosios jėgos Y_a , kuri yra statmena nepakeisto srauto kryptčiai. Todėl tikrosios keliamosios jėgos $Y_{a \text{ tikr}}$ dedamoji X_{ai} , sutampanti su nepasikeitusio oro srauto kryptimi. [1]

2.1.1. Indukcinio pasipriešinimo mažinimas

Esamą sklandmens pasipriešinimą reikėtų padalinti į dvi dalis – vieną priskiriant paviršių trinčiams, kitą indukciniam (arba sūkuriniam) pasipriešinimui, kuris yra netiesiogiai siejamas su turbulentių sūkurių paliekamu pėdsaku už sparno.

Taigi, kai sparnas yra patalpinamas aerodinamiame vamzdyje ir sukuriamas srautas yra dviejų dimensijų, ir nėra cirkuliacijos sparno galuose, tai sūkurinio pėdsako už sparno nėra ir indukcinis pasipriešinimas bus lygus nuliui.

Laisvoje erdvėje sparnas turi gauti tariamą atramą, tuo sudarydamas, jį aptekančiai oro masei impulsą, kuris yra nukreiptas žemyn. Pasirodo žemyn nukreipto srauto greičio dalis, yra sparno slėgio centre, todėl galima teigti, kad sparnas skrenda dalinai žemyn atlenktame oro sraute, kovodamas su paties sukeliama žemėjimu. Sparnui skrendant horizontaliai jis turi pastoviai “imti” aukštį, kad kompensuotų srauto atlenkimą žemyn, todėl jo keliamosios jėgos vektorius bus palinkęs pasipriešinimo kryptimi.

Indukcinio pasipriešinimo formulė, plokščio nesusukto elipsinės formos sparno atveju yra labai paprasta [2].

Taigi:

$$D_i = \frac{L^2}{\pi\rho/2v^2b^2} \quad (2.3)$$

čia: D_i – sūkurinis pasipriešinimas;

L – sparno keliamoji jėga;

b – sparno ilgis;

ρ - oro tankis,

v – skridimo greitis.

Šis pasipriešinimo elementas yra atvirkščiai proporcingas sparno ilgio b kvadratui ir skridimo greičio v kvadratui. Būtų realu teigti, kad pasipriešinimas didėja, didėjant greičiui, tačiau indukcinis pasipriešinimas didėja mažėjant greičiui. Trinties pasipriešinimas didėja atitinkamai didėjant greičiui. Tačiau yra tam tikras greitis prie, kurio abu komponentai yra lygūs. Taigi skrendant greičiau dominuos trintis, o lėčiau – indukcinis pasipriešinimas. Greitis, kuriam esant, abu pasipriešinimo komponentai lygūs, yra pilno minimalaus pasipriešinimo greitis arba maksimalus LD .

Indukcinis pasipriešinimas, kurį duoda ši lygtis, yra minimaliai įmanomas plokščiam sparnui su duotu ilgiu b ir duota pilna keliamąja jėga L . Sūkurinis pasipriešinimas greitai mažėja, didėjant sparno ilgiui, o trinties pasipriešinimas padidėja, didėjant sparno plotui. Todėl gauname mažiausią pilną pasipriešinimą sparnui, kurio nedidelis plotas ir įmanomai X paveikslėlyje parodyta srauto atlenkimo žemyn, kurį sukelia keliantysis sparnas, modelis kai jis yra plokštumoje statmenoje skridimo kryptiai. Aišku, kad greičiai ir kryptis kinta. Tačiau susumavę visas oro mases ir greičius gausime tokį patį rezultatą, jeigu nustatytume pastovų apvalios oro masės žemėjimo greitį. Apvalios oro masės skersmuo yra lygus sparno mostui. Šį apskritimą galima laikyti sparno “įsijungimo” plotu. Esant didesniam “įsijungimo” plotui, srauto atlenkimas žemyn yra mažesnis, taip yra gaunama reikiama keliamoji jėga ir tuo pačiu mažesnis indukcinis pasipriešinimas. Šį principą suprato ir broliai Raitai. Jiems buvo aišku, kad sparno ilgis yra labai svarbus akcentas, kadangi sparną apteka didesnė oro masė, todėl sparnas atlaiko didesnes apkrovas. Srauto nulenkinimas, kurį duoda impulsas yra ryškiausias oro srauto turbulenciniame pėdsake už sparno. Jeigu oras yra stumiamas žemyn vienoje vietoje, jis iškils kitoje, o stūmimas žemyn, kurį atlieka sparnas, priverčia orą iškilti už sparno galų. Aukšтын judančio oro už sparno galų, susijungimas su žemyn judančiu

oru, turbulenciniame pėdsake sudaro gerai žinomą sūkurinį judesį, kuris matomas dūmų pėdsaku už lėktuvo. Skrendant tokiems lėktuvams, kaip *Boeing – 747*, sparno galų sūkuriai tampa panašūs į horizontalų tornado.

2.1.2. Pirmieji Indukcinio pasipriešinimo formulavimai

Jau 1800 – ujų metų pabaigoje sūkurinis pėdsakas ir keliamojo sparno konfigūracija gerai buvo žinoma F. W. Lanchester'ui. Vėliau, Vokietijoje Prandtl'is išvedė labai grubias aproksimacijas, kurios buvo sėkmingai panaudotos, numatant apkrovimą išilgai sparno ir sparnų indukcinį pasipriešinimą. Prandtl'is teigė, kad turbulenciniai sūkuriai nueina nuo sparno tiesiai, neužsisukdami. Prandtl'io modelio dalinį pasisekimą galima paaiškinti tuo faktu, kad užsisukimas vyksta tam tikru atstumu už sparno (bent jau didelio proilgio sparnams), kur sūkurių įtaka sparnui yra silpna ir sūkurių tiksli padėtis neturi reikmės. Prandtl'io teorija geriausiai tinka didelio proilgio sparnams, kai keliamosios jėgos koeficiento reikšmės yra vidutinės.

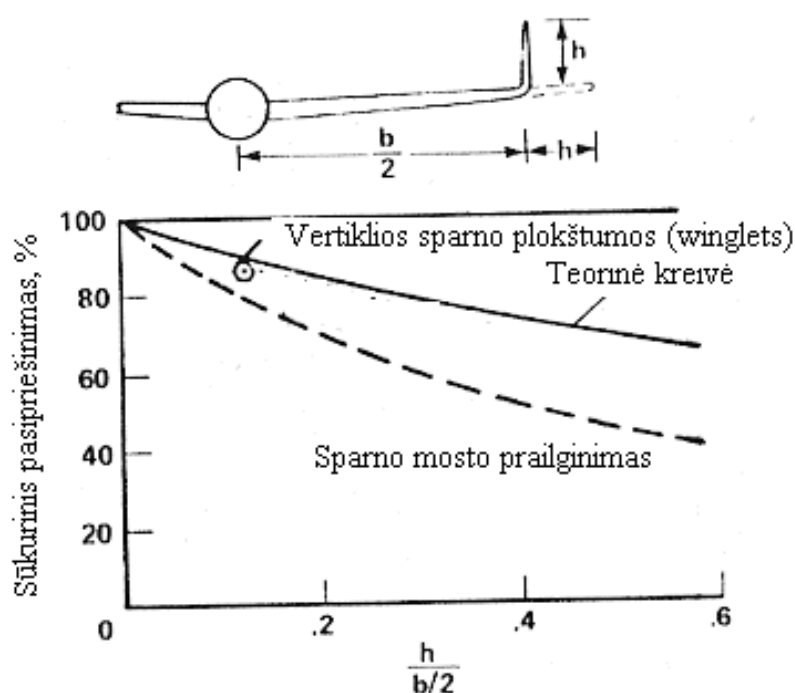
Sūkurinio pėdsako įtaka pasipriešinimui gaunama apskaičiuojant srauto atlenkimą žemyn, ties bet kuria sparno dalimi. Srauto atlenkimas žemyn, sukuria užtekančiam oro srautui žemėjantį nuolydį, taip sumažindamas sparno profilio efektyvų atakos kampą, dėl ko keliamosios jėgos vektorius palinksta atgal. Kad šis keliamosios jėgos palinkimas atgal, yra indukuotas pasipriešinimas, jau buvo minėta anksčiau. Trumpiau tariant, srauto atlenkimas žemyn kinta nuo vieno taško iki kito išilgai sparno mosto, priklausomai nuo sūkurinio pėdsako stiprumo kitimo visame moste, o tai savo ruožtu priklauso nuo keliamosios jėgos kitimo moste.

Suformulavęs indukcinio pasipriešinimo teoriją, Prandtl'is pasiūlė rasti duotos keliamosios jėgos pasiskirstymą sparno moste, kuris duotų mažiausią indukcinį pasipriešinimą duotam baigtinio ilgio sparnui. Prandtl'io studentas Max M. Munk išanalizavo šią problemą. Munk pademonstravo keletą įdomių indukcinio pasipriešinimo sprendimo atvejų. Pirmiausia buvo parodyta, kad pasipriešinimas, priklausantis nuo išilginio ir vertikalaus keliamosios jėgos elementų pasiskirstymo, buvo priklausomas nuo jų pasiskirstymo priekyje ir už sparno, skridimo kryptimi. Munk'as teigė, kad srauto atlenkimas žemyn sudarytų minimalų pasipriešinimą, jis turi būti vienodas visuose sparno mosto taškuose. Todėl, kad kiekviename turbulencinio pėdsako taške yra pastovus srauto atlenkimo žemyn grietis, reiškia, kad turbulencinis pėdsakas elgiasi kaip standus lakštas judantis žemyn. Pasirodo, kad tokia būseną galioja ir kitokioms sparnų formoms minimalaus pasipriešinimo atveju. Taigi ši teorema tinka biplanams, kiro(žuvėdros), formos sparnams, kurie išlinkę į viršų arba žemyn, ir sparnams su galiniais sparneliais. Kitas Prandtl'io studentas Adolph Betz, pritaikė šią teoriją propeleriams, tuo parodydamas, kad srautas už mentės prarandamas minimaliai, kai traukos jėgos išdėstymas išilgai mentės yra toks, kad sūkuriniai srautai už menčių atrodo kaip standūs

spiraliniai paviršiai. Trinties pasipriešinimas priklauso nuo profilio sekcijos formos ir viso sparno ploto, o indukcinis pasipriešinimas priklauso ne nuo šių charakteristikų, o nuo pilnos keliamosios jėgos ir nuo sparno formos.

2.1.3. Indukcinio pasipriešinimo formulė

Supratus indukcinio pasipriešinimo kilmę, atsirado mintis sparnų galuose įtaisyti plokšteles, kad “atsitverti” nuo šoninio (skersinio) srauto. Šią idėją 1897 metais užpatentavo F. W. Lanchester’is. Tokios galinė plokštelės indukcinio pasipriešinimo nepašalina, bet jį sumažina. Kaip rasti keliamosios jėgos pasiskirstymą sparno moste ir plokštelių apkrovimą, kad sumažinti pasipriešinimą parodė Paul Hnke ir W. Mangler. Optimalus plokštelių pasipriešinimas yra pašalinti bet kokius srauto atlenkimus jų pėdsakuose. Teigiama, kad sparno sukurinis pėdsakas ir plokštelės turėtų judėti žemyn kaip standus kūnas, šis rezultatas taikomas plokštelėms išlinkusioms įvairiais kampais, virš arba žemiau sparno.

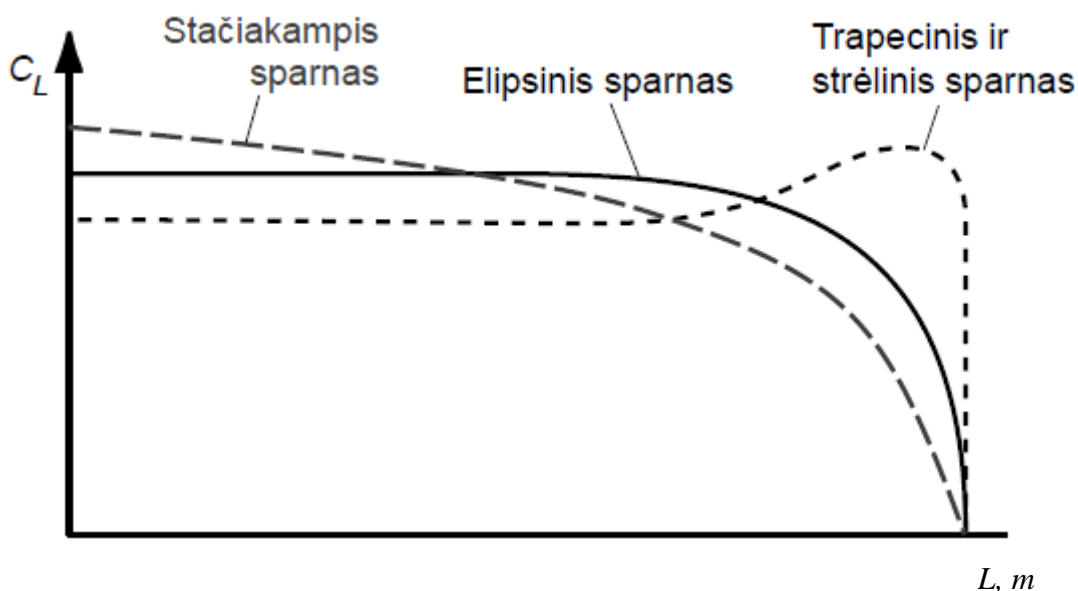


2.3 pav. Sparno plokštelių poveikis indukciniam pasipriešinimui [1]

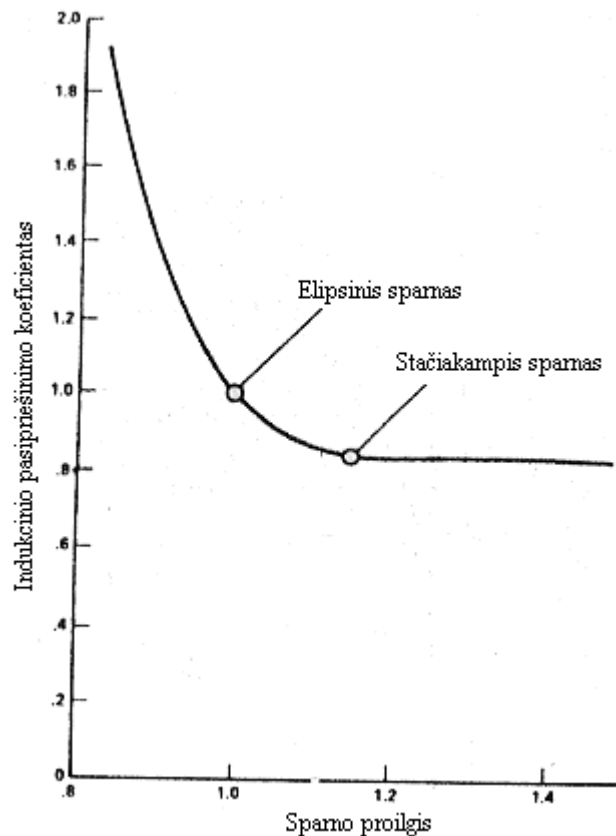
2.3 pav. parodytas indukcinio pasipriešinimo sumažėjimas pasiektas, galinių plokštelių aukščio didinimo pagalba. Išplečiant sparną horizontaliai, gaunamas dvigubai didesnis efektas, negu plečiant jį vertikaliai. Tačiau Whitcomb R. T. nurodė, kad galinės plokštelės (sparneliai) sukelia daug mažesnius lenkimo įtempimus, nei sparno ilgio išplėtimas. Neseniai atliktuose tyrimuose, Whitcomb'as ir jo bendradarbiai bandė sumažinti klampumo pasipriešinimą ir struktūrinio svorio padidėjimą, kurie yra susiję su galinėmis plokštelėmis, o atliktus bandymus patvirtino konstrukcijomis.

Indukcinį pasipriešinimą taip pat galima mažinti ir sparno formos ir susukimo pagalba. Aišku galima padidinti sparno ilgį ir trapeciškumą, tokiu būdu, kad lenkimo momentas prie sparno pošaknio nepadidėtų. Problema, kaip nustatyti optimalų apkrovimo pasiskirstymą, kai duotas lenkimo momentas prie sparno pagrindo, o ne sparno ilgis. Šią problemą tyrė R. T. Jones.

2.3 pav. matome šiomis sąlygomis nustatytą apkrovimo kreivių grupę, o sparno keliamosios jėgos kitimas išilgai su sparnu priklauso nuo sparno horizontaliosios projekcijos formos. Ypatingą vietą sparno aerodinamikoje užima elipsinis sparnas. Viena iš elipsinio sparno ypatybių yra ta, kad jame atskirų pjūvių keliamosios jėgos koeficientas yra pastovus beveik iki pat sparno galo. 2.4 pav. parodytas stačiakampio, elipsinio ir trapecinio sparno keliamosios jėgos koeficiento kitimas per visą sparno ilgį.



2.4 pav. Sparno apkrovimo kreivės, su vienodu sparno pagrindo lenkimo momentu [3]



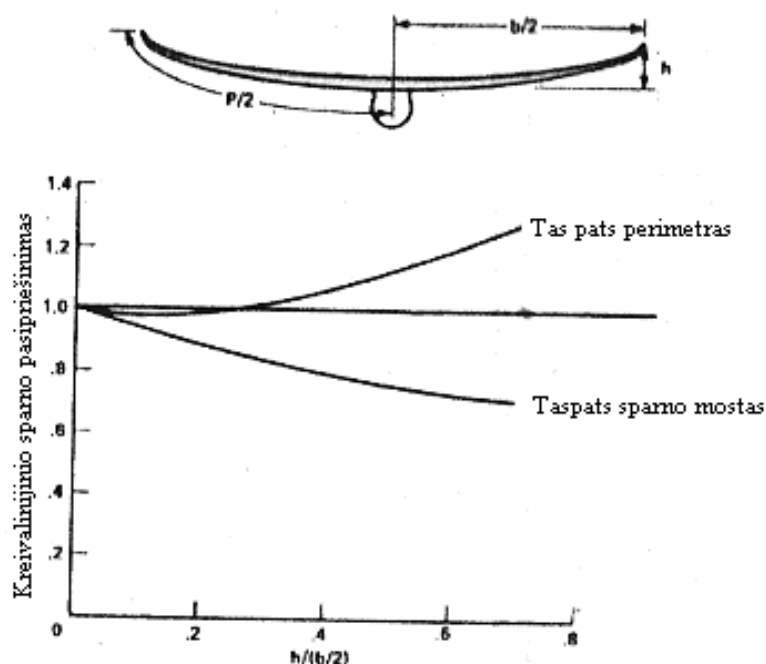
2.5 pav. Indukcinio pasipriešinimo kitimas priklausomai nuo sparno proilgio, esant fiksuotam lenkimo momentui [1]

2.5 pav. parodyta kaip nustatyta sparno forma (sparnas B palygintas su elipsiniu sparnu A) Minimalaus pasipriešinimo sąlyga su nustatytu lenkimo momentu priartina prie linijinio srauto atlenkimo žemyn išilgai sparno ilgio, o ne prie pastovios reikšmės. Jeigu galvosime, kad visos sparno dalys turi veikti prie to paties keliamosios jėgos koeficiento, tai sparno forma turi būti tokia kaip apkrovimo kreivės; ir atlenkto srauto žemyn kitimas išilgai mosto pusės, kelia sąlygą išilginiam sparno susukimui. Sparnui kurio proilgis 10, o keliamosios jėgos koeficientas 1.0, susukimas arba sparno B neigiamo susukimo kampas yra 4.5 laipsnių. Susukimo kampas yra atvirkščiai proporcingas proilgiui; taigi, kai $AR = 20$ (proilgis), susukimo kampas yra tik 2.25 laipsnių. Susukimo kampas yra idealiai proporcingas keliamosios jėgos koeficientui, bet šio kitimo negalim nustatyti standžiam sparnui, o būtina nustatyti optimalų susukimą prie tam tikro projekcinio keliamosios jėgos koeficiento. Optimalios formos yra naudingos tuo, kad nebūtina tiksliai jų prisilaikyti, kadangi maži pokyčiai nepakeičia pasipriešinimo. Todėl reikia galvoti, kad B formos sparno tiesinė aproksimacija duos iš esmės tą patį rezultatą.

Tikrasis konstrukcinis sparno svoris priklauso ne tik nuo lenkimo momento ties sparno pagrindu, bet ir nuo tokių momentų pasiskirstymo visame sparno ilgyje. Galvojant, kad vietinio sparno konstrukcijos svoris yra proporcingas vietinio sparno lenkimo momentui kiekvienoje išilgoje pozicijoje, Prandtl'is nustatė išilginį apkrovimo pasiskirstymą atitinkantį minimalų pasiskirstymą, nustatytam "sparno svoriui". Klein'as ir Viswanathan'as praplėtė Prandtl'io sąvokas įtraukdami šlyties jėgas. Pasirodo, kad duotam struktūrinės medžiagos svoriui, indukcinį pasipriešinimą galima sumažinti 7% procentais lyginant su elipsinės formos sparnu.

2.2. Kreivalinijinė geometrija

Biplanų ir sparnų su plokštelėmis galuose analizė rodo, kad indukcinį pasipriešinimą veikia vertikalios sparno sistemos dimensijos. Be to, žiūrint į paukščio sparnus iš priekio pastebimas stiprus išlinkis. Todėl iškyla klausimas, ar gali tokie žuvėdros tipo sparnai padėti sumažinti sūkurinį pasipriešinimą.



2.6 pav. Išlinkusių sparno formų indukuotas pasipriešinimas [1]

Šią temą NASA – Langley tyrimų centre nagrinėjo Clarence'as D. Cone, kuris apskaičiavo sparnų su kreivalinijinėmis formomis, žiūrint iš priekio, indukcinį pasipriešinimą. 6 paveikslėlyje

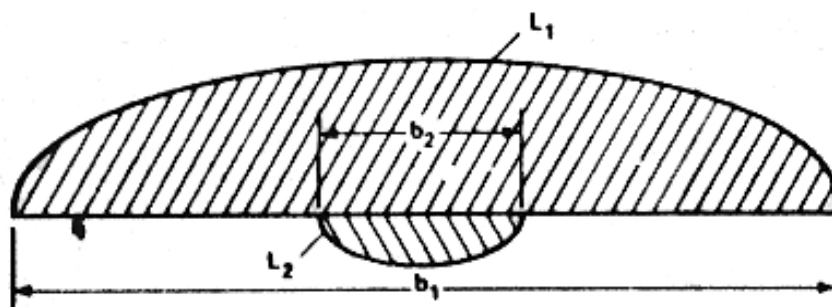
matome gautus rezultatus sparnui, kuris yra elipsinės formos su išlinkimu į viršų. Remiantis teorija, išlinkimas žemyn duotą tą patį rezultatą, bet praktiškai galima tikėtis tam tikro skirtumo dėl skirtumų susijusių su sūkurinio srauto užsisukimu – šis poveikis Prandtl'io teorijoje buvo ignoruojamas. Todėl pateikiami Cone rezultatai tokia forma:

$$K = \frac{D_i'}{D_i} \quad (2.4)$$

D_i' – išlinkusio sparno indukcinis pasipriešinimas, o D_i plokščio sparno indukcinis pasipriešinimas, esant tokiai pat keliamajai jėgai ir skridimo greičiui. Palyginus išlinkusį ir plokščią sparnus, kurie yra vienodo ilgio, pasirodo išlinkęs sparnas turi mažesnę pasipriešinimą. Tačiau įsivaizduojant, kad išlinkusios formos sparnas gaunamas, plokščią sparną lenkiant aukštyn, taip sutrumpinant sparno mostą, bet išlaikant pastovų lonžerono ilgį arba perimetrą, išsiaiškinama, kad plokščias sparnas yra efektyvesnis, jeigu išlinkis yra labai didelis. Kaip ir galinių sparno plokštelių atveju, reikia prisiminti, kad išlinkusio sparno lenkimo momentai bus mažesni už plokščio sparno.

2.3. Tandeminių paviršių poveikis

Dažniausiai yra svarstomas, įvairių formų keliančiųjų paviršių pasipriešinimas. Ir, kaip žinoma, dauguma skraidymo aparatų turi mažiausiai du tokius paviršius – sparną ir horizontalią uodegą. Apkrovimo įtaka, kuri atlaiko horizontali uodega, pilnam indukciniam pasipriešinimui gali būti didelė. Norint apskaičiuoti abiejų keliančiųjų paviršių pilną pasipriešinimą, reikia prisiminti Munk'o teoremą, kuri teigia, kad pasipriešinimas priklauso tik nuo šoninio (skersinio) ir vertikalaus keliamosios jėgos pasiskirstymo, o taip pat nuo keliamųjų elementų pasiskirstymo srauto kryptimi. Pagal tai galima suprojektuoti sparno ir uodegos keliamosios jėgos pasiskirstymus į vieną vertikalią plokštumą, o rezultatas pateikiamas kaip išilginio apkrovimo kreivės kitimas.



$$D_{1+2} = \frac{W^2}{\pi q b_1^2} \left[1 + (\beta^2 - 1) \frac{L_2^2}{W^2} \right]$$

$$W = L_1 + L_2$$

$$\beta = \frac{b_1}{b_2}$$

2.7 pav. Vienas ant kito uždėti, sparno ir uodegos, keliamosios jėgos pasiskirstymai [4]

Tandeminio išdėstymo, kombinuoto pasipriešinimo analizė yra ypač paprasta, kai kiekviena apkrovimo kreivė yra elipsinė. 2.7 pav. pateiktos tandeminių profilių apkrovimo kreivės, projektuotos į $y - z$ plokštumą. Pagal „Stagger“ teoremą, pilnas indukcinis pasipriešinimas bus toks pat, nepriklausomai nuo to ar mažesnis profilis („antelė“) yra priekyje, ar už pagrindinio profilio (sparno). Naudojant abipusės interferencijos teoremą, gaunamas tokio derinio indukcinis pasipriešinimas [4]:

$$D_{1+2} = \frac{L_1^2}{\pi q b_1^2} + 2 \frac{L_1 L_2}{\pi q b_1^2} + \frac{L_2^2}{\pi q b_2^2} \quad (2.5)$$

čia: q – dinaminis slėgis $\rho/2v^2$. L_1 ir L_2 prisideda prie lėktuvo svorio W ; jeigu uodega atlieka žemėjimo efektą, išilginiam balansavimui, reikia atitinkamai padidinti pagrindinio sparno keliamąją jėgą L_1 .

Parašius, kad $L_1 + L_2 = W$, kai L_2 – gali būti teigiamas arba neigiamas, gausime: [4]

$$D_{1+2} = \frac{W^2}{\pi q b_1^2} \left\{ 1 + \left[\left(\frac{b_1}{b_2} \right)^2 - 1 \right] \frac{L_2^2}{W^2} \right\} \quad (2.6)$$

Taigi šis rezultatas rodo, kad tandeminių profilių indukcinis pasipriešinimas yra toks pat, nepriklausomai nuo mažesnio profilio keliamosios jėgos ženklo ar teigiama, ar neigiama.

Taip pat nepriklauso ir nuo mažesnio profilio vietos konstrukcijoje, prieš ar už pagrindinio profilio. Papildomas pasipriešinimas priklauso tik nuo absoliutaus keliamosios jėgos L_2 dydžio ir mažesnio profilio santykinio ilgio b_2 . Iliustruojant atsiradusio papildomo pasipriešinimo dydį, paimkime tokį pavyzdį, kad pagrindinio profilio slėgio centras yra ties 50 % procentų stygos ilgio, o svorio centras ties 25 % procentais. Tuomet horizontali plokštuma (uodega) turi išsvystyti žemėjanti kėlimą L_2 . Jeigu uodegos ilgis bus tris kartus didesnis už sparno stygą c ir balansavimo momentus apie svorio centrą, tai: [1]

$$L_1 \cdot 0,25c + L_2 \cdot 3c = 0,$$

arba

$$L_2 = -\frac{1}{12}L_1 \tag{2.7}$$

Jeigu parašyti $W = L_1 + L_2$, gauname $\frac{L_2}{W} = -\frac{1}{11} = -0.0909$, taigi $\left(\frac{L_2}{W}\right)^2 = 0.0083$.

Taigi jei horizontalios uodegos ilgis b_2 yra $\frac{1}{4}$ pagrindinio sparno ilgio, gausime

$$\left(\frac{b_1}{b_2}\right)^2 - 1 = 16 - 1 = 15.$$

Tuomet padidėjęs pasipriešinimas dėl žemyn veikiančio uodegos apkrovimo yra:

$$15 \cdot 0.0083 = 0.124$$

Šiuo atveju pilnas indukcinis pasipriešinimas padidėja 12.4%. Indukcinio pasipriešinimo padidėjimas “antelės” atveju bus toks pats, jei tik keliamoji jėga bus tokia pati. Normaliomis sąlygomis “antelės” paviršius keliamąją jėgą suformuos aukštyn, bet nepaisant to padidėjęs pasipriešinimas išliks toks pat, kadangi jis yra proporcingas padidėjusios (pridėtinės) keliamosios jėgos kvadratui.

Šį teiginį galima patvirtinti prisimenant, kad elipsinis apkrovimas sumažina pasipriešinimą iki pirmo laipsnio (eilės) visų kitų kitimų atžvilgiu, kurie išlaiko tą pačią pilną keliamąją jėgą. Uodegos apkrovimas bei kompensuojantis sparno apkrovimas ir sudaro tokį kitimą. Tuomet padidėjęs pasipriešinimas yra antro laipsnio (eilės).

Šie teiginiai taikomi tais atvejais, kai pagrindinio sparno keliamosios jėgos pasiskirstymas, visame sparno moste, yra artimas optimaliai elipsinei formai ir kai abiejų paviršių sukuriniai pėdsakai yra arti tos pačios horizontalios plokštumos. Tuo atveju, kai “uodega” yra aukščiau ar žemiau sparno, gali būti minimalus pasipriešinimas su teigiama “uodegos” keliamąja jėga (tą yra įrodęs E. V. Laitone). Visais atvejais galima nustatyti profilių derinimo indukcinį pasipriešinimą, projektuojant jų apkrovimo kreives į vieną vertikalę plokštumą, kuri yra statmena skridimo kryptčiai, neatsižvelgiant į paviršių padėtį pirmumo atžvilgi.



Būtinybė turėti modernią skaičiavimo metodiką

Indukcinio pasipriešinimo apskaičiavimo metodai pagrįsti supaprastinta teorija, kurioje neatsižvelgiama į sukurinio srauto pėdsako užsilenkimą. Šiuolaikinė apskaičiavimo metodika įgalintų (įgalina) išplėsti teoriją ir atsižvelgti į tikrą sukurių padėtį ir formą aplink sparną ir sukurių pėdsake. Naudojantis tokia metodika, pasipriešinimo reikšmės būtų tikslesnės, o optimalios sparnų formos tobulesnės. Bet nereikia atsisakyti ir paprastesnių analitinių formulių, nes jos sudaro aiškesnį svarbių variantų vaizdą.

3. SKAIČIAVIMO REZULTATAI IR JŲ ANALIZĖ

3.1. Baigtinio ilgio sparno maksimali keliamoji jėga

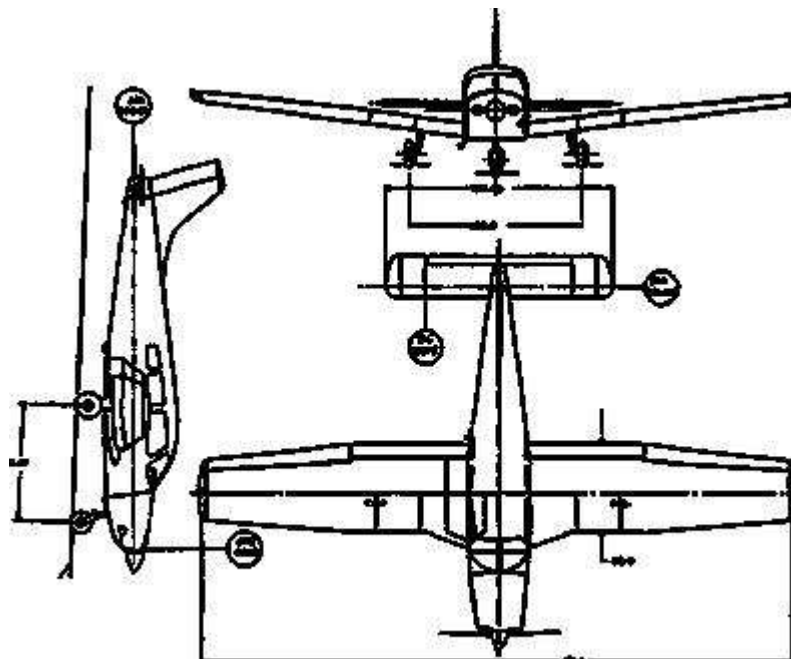
Maksimalus baigtinio ilgio sparno keliamosios jėgos koeficientas yra veikiamas kelių veiksnių. Akivaizdu C_{Lmax} labai priklauso nuo C_{lmax} ; tai reiškia, kad sparno keliamoji jėga priklauso nuo jo profilio. Sparno mosto tęsinys, kuriame sparnas yra su užsparniais turi įtaką maksimaliai kėlimo jėgai. Taip pat įvertinant C_{Lmax} , turi būti įvertintas ir fiuzeliažas. Uodegos apkrova reikalinga tam, kad atsvertų (išlygintų) aerodinaminį momentą ir apkrovos pasiskirstymą virš sparno. Proilgio įtaka koeficientui C_{Lmax} yra nežymi, tai matosi iš elipsinės sparno formos. Sparno keliamosios jėgos koeficientas ir profilio keliamosios jėgos koeficientas yra beveik lygūs. Detalesnis sparno C_{Lmax} įvertinimas pradedamas nuo C_l pasiskirstymo sparno mosto dalyje skaičiavimo. Apskritai šis skaičiavimas, kai išgaubtas sparnas su užsparniais ir su pasirenkama forma, gali pasirodyti sudėtingas [2].

Prieš kompiuterių atsiradimą aeronautikos inžinieriai naudojo apytikslį metodą, žinomą kaip Schrenk (Šrenko) aproksimaciją, kurios tikslas yra įvertinti C_l pasiskirstymą. Šis metodas buvo pristatytas, kaip skaitinis metodas šiame darbe nenaudojamas.



3.1 pav. Tiriamasis lėktuvas Piper PA-28-180 [8]

Lėktuvas Piper PA-28-180 yra keturvietis, su trirate neįtraukiama važiuokle, lėktuve sumontuotas 180 A.G. variklis.



3.2 pav. Lėktuvo Piper PA-28-180 trys projekcijos [6]

Pagrindiniai lėktuvo duomenys:

Stačiakampis sparnas;

Sparnų mostas – 30 pėdų;

Sparno plotis – 5.25;

Neigiamas sparno susukimas – 2°;

Užsparniai užima nuo 13 iki 60% pusės sparno mosto;

Užsparnių styga sudaro 20% sparno profilio stygos;

Du atvejai: užsparniai atsilenkia aukštyn ir žemyn po 40°;

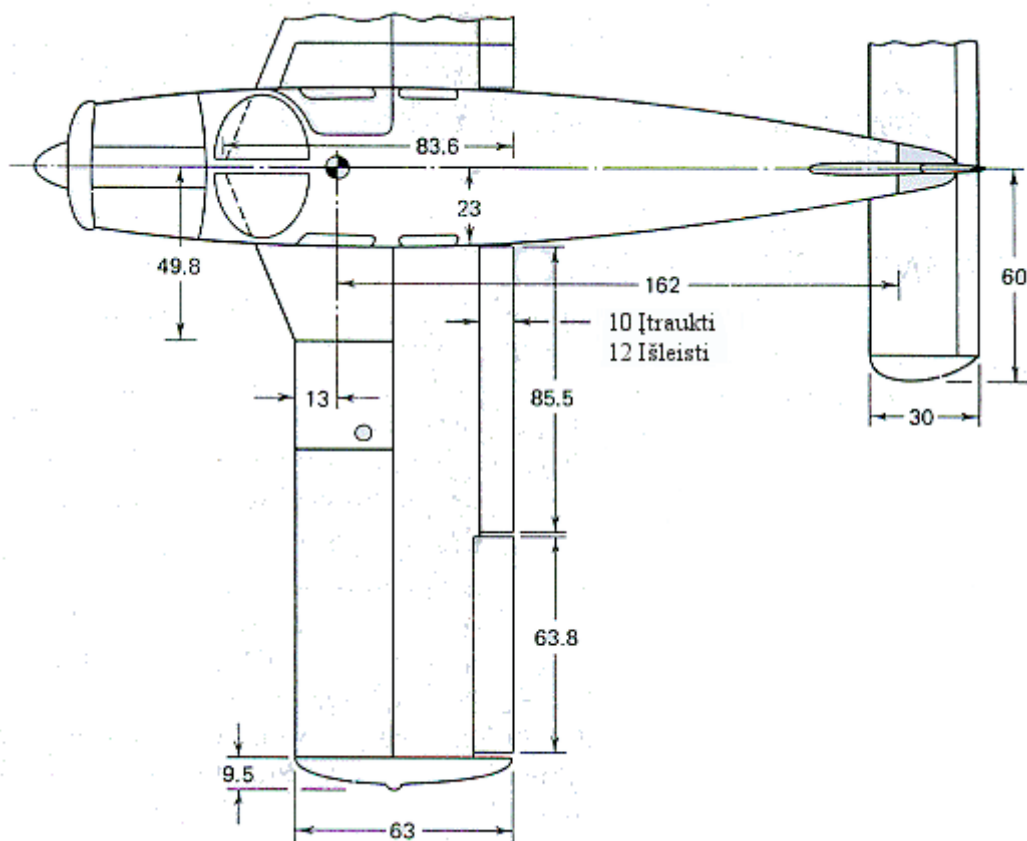
Sparno profilis yra NASA 65₂ – 415;

Pagal duomenis C_{lmax} reikšmės yra tokios:

$$R=8.9 \cdot 10^6 \quad C_{lmax}=1.6$$

$$R=6.0 \cdot 10^6 \quad C_{lmax}=1.58$$

$$R=3.0 \cdot 10^6 \quad C_{lmax}=1.45$$



3.3 pav. Lėktuvo Piper PA-28-180 geometriniai parametrai [6]

3.2. Orlaivio geometrinių ir aerodinaminių charakteristikų skaičiavimas

3.2.1. Sparno charakteristikos

Sparnas – lėktuvo dalis, reikalinga aerodinaminei keliamajai jėgai gauti ir lėktuvo posvyrio stabilumui išlaikyti. Sparnas apibūdinamas plotu S_w , mostu b_w , proilgiu AR , susiaurėjimu λ_w , vidutine aerodinamine styga \bar{c}_w , sparno profiliu.

Trapecinio sparno plotas (žr. 3.4 pav.) apskaičiuojamas pagal formulę [5]:

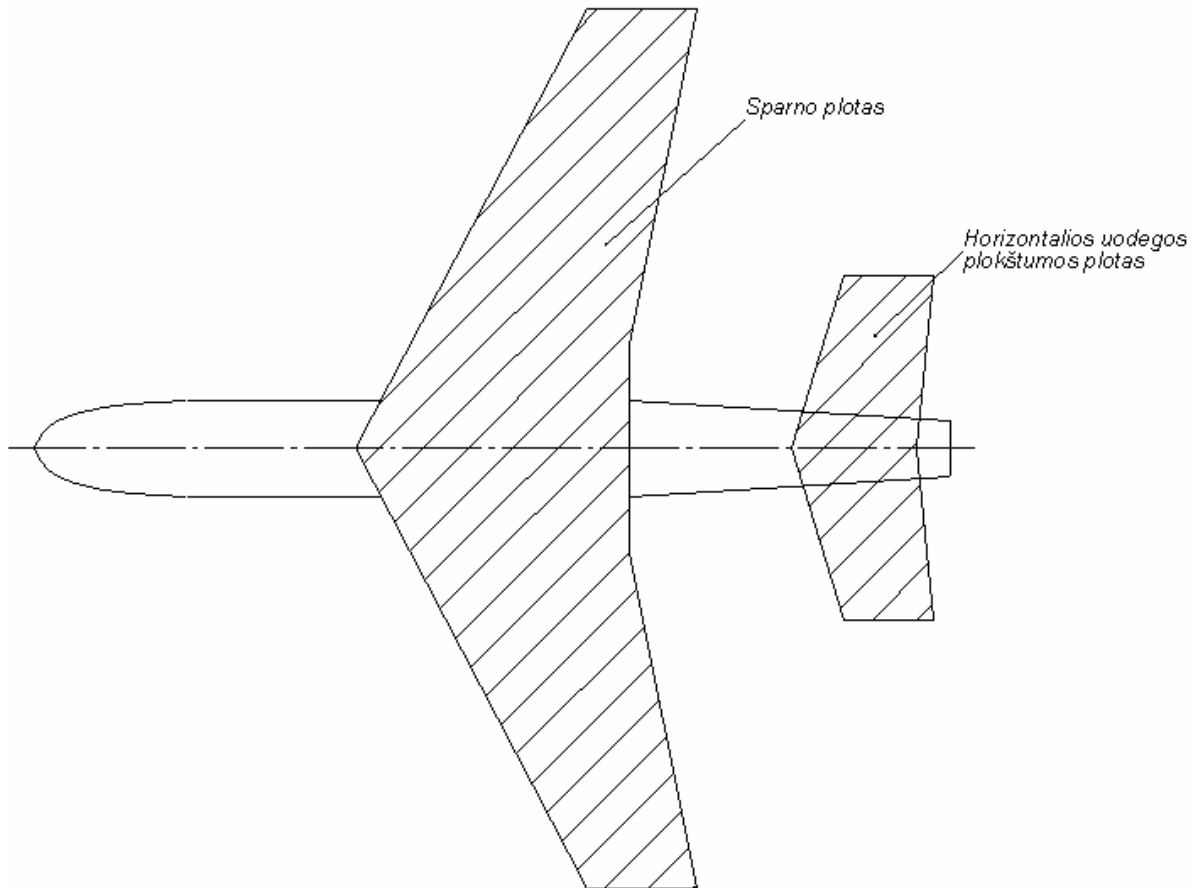
$$S_w = \frac{b_w (c_{r_w} + c_{t_w})}{2} \quad (3.1)$$

čia:

b_w – sparno mostas, [ft];

c_{r_w} – sparno styga pošaknyje, [ft];

c_{t_w} – sparno galo styga, [ft];



3.4 pav. Sparno ir uodegos plokštumų skaičiuotinas plotas

Sparno proilgis [5]:

$$AR_w = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (3.2)$$

čia:

b_w^2 – sparno mostas, [ft];

S_w – sparno plotas, [ft²];

Formulė sparno susiaurėjimui apskaičiuoti [5]:

$$\lambda_w = \frac{c_{t_w}}{c_{r_w}} \quad (3.3)$$

čia:

c_{t_w} – sparno galo styga, [ft];

c_{r_w} – sparno styga pošaknyje, [ft];

Trapecinio sparno vidutinė aerodinaminė styga apskaičiuojama pagal formulę [5]:

$$\bar{c}_w = \frac{2c_{r_w}(1 + \lambda_w + \lambda_w^2)}{3(1 + \lambda_w)} \quad (3.4)$$

čia:

c_{r_w} – sparno styga pošaknyje, [ft];

λ_w – sparno susiaurėjimas.

Šiame darbe skaičiavimui pagal (3.4 – 3.7) formules naudojama programinė įranga „AAA“ - „Advanced Aircraft Anglysis“ [5], ši programa skirta atlikti orlaivių aerodinaminiams ir projektiniams skaičiavimams. Atliekant pradinis skaičiavimus įvedami tokie pradiniai sparno duomenys (3.5 pav.):

1. Sparno mostas b_w , [ft];
2. Sparno styga pošaknyje c_{r_w} , [ft];
3. Sparno galo styga c_{t_w} , [ft];
4. Sparno ketvirčio linijos polinkio kampas $\lambda_{c/4_w}$.

b_w	<input type="text" value="30"/> ft	c_{r_w}	<input type="text" value="5,25"/> ft	c_{t_w}	<input type="text" value="5,25"/> ft	$\lambda_{c/4_w}$	<input type="text" value="0,0"/> deg
-------	------------------------------------	-----------	--------------------------------------	-----------	--------------------------------------	-------------------	--------------------------------------

3.5 pav. Pradiniai duomenys sparno geometrinėms charakteristikoms skaičiuoti

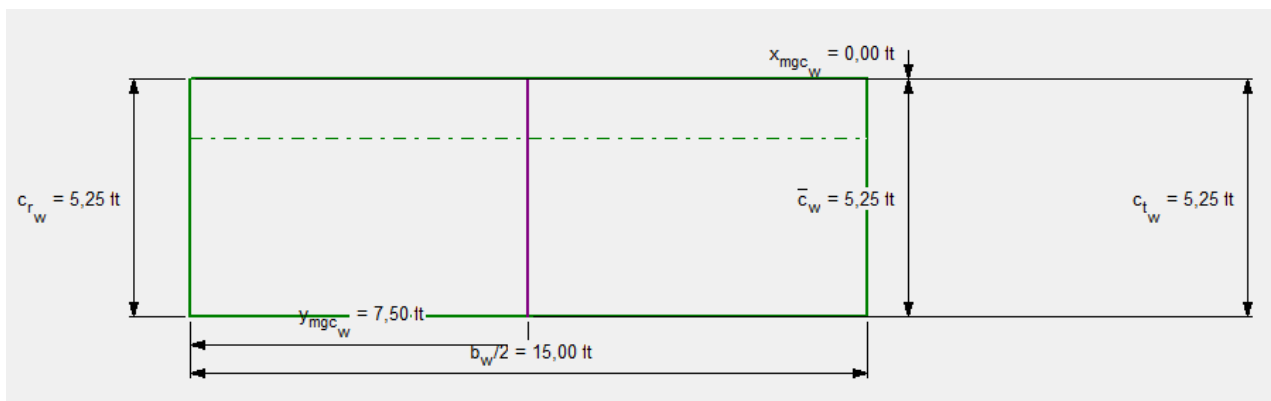
Programa „AAA“ apskaičiuoja tokius dydžius (3.6 pav.):

1. Sparno plotą S_w , [ft²];
2. Sparno proilgį AR_w ;
3. Sparno vidutinę aerodinaminę stygą \bar{c}_w , [ft];
4. Sparno vidutinės aerodinaminės stygos padėtį.

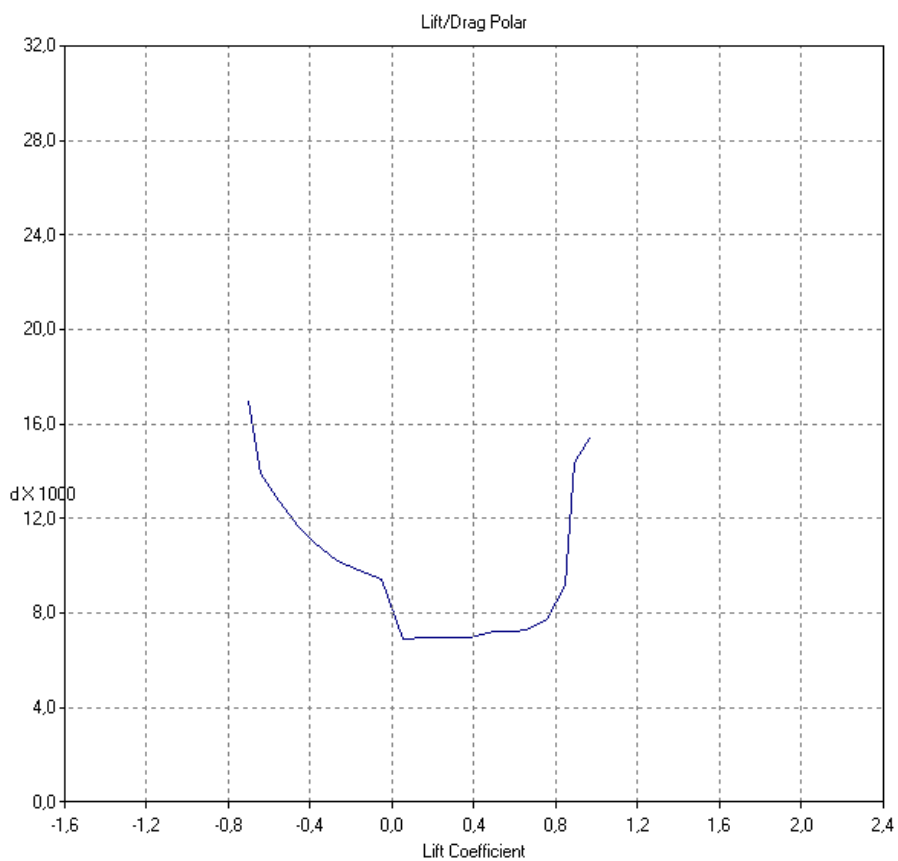
S_w	<input type="text" value="157,50"/> ft ²	λ_w	<input type="text" value="1,00"/>	y_{mgc_w}	<input type="text" value="7,50"/> ft	Λ_{LE_w}	<input type="text" value="0,0"/> deg
AR_w	<input type="text" value="5,71"/>	\bar{c}_w	<input type="text" value="5,25"/> ft	x_{mgc_w}	<input type="text" value="0,00"/> ft	Λ_{TE_w}	<input type="text" value="0,0"/> deg

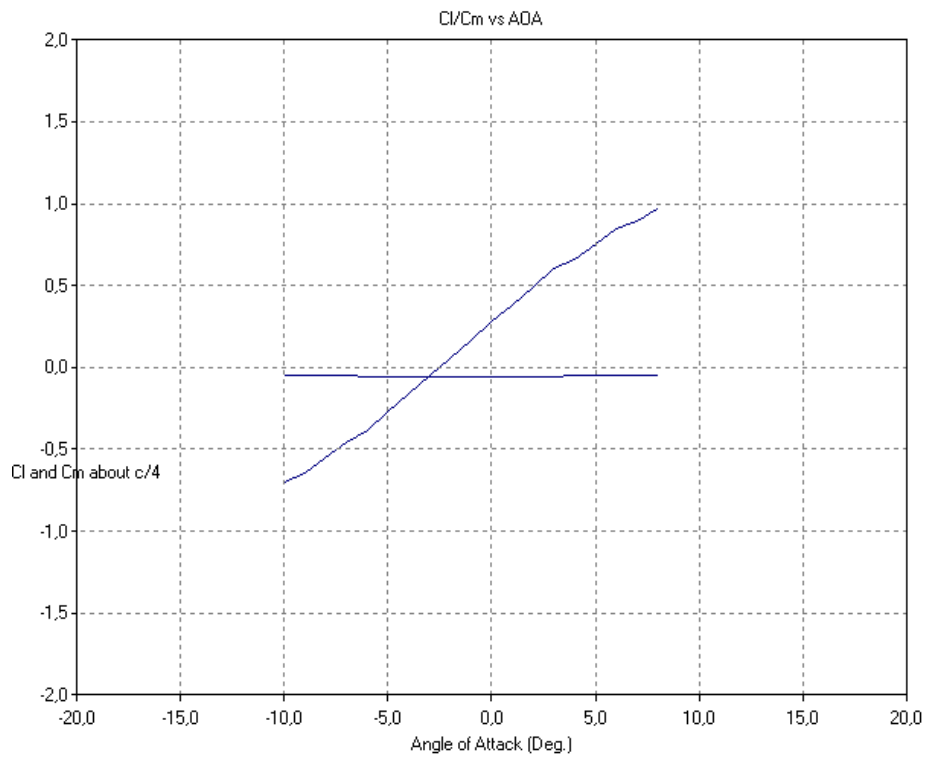
3.6 pav. Sparno geometrinių charakteristikų skaičiavimo rezultatai

Pagal apskaičiuotus dydžius nubraižomas sparno eskizas (3.7 pav.).



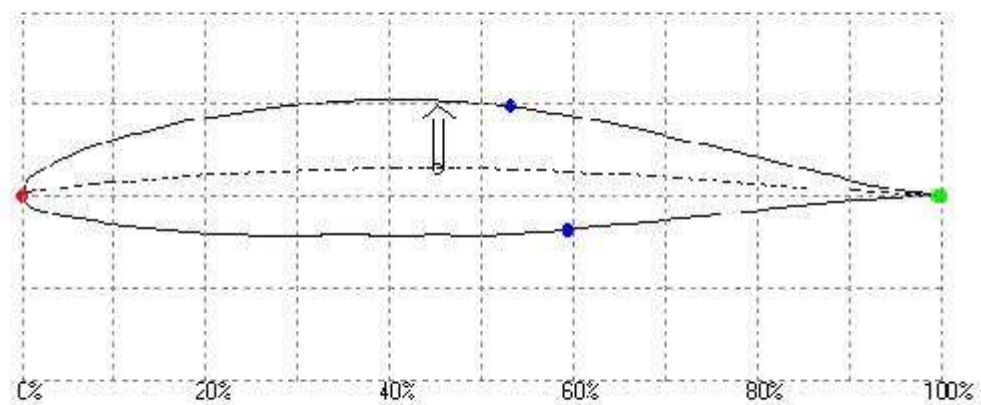
3.7 pav. Sparno eskizas





3.8 pav. Skaičiuojamo lėktuvo sparno charakteristikos

Pagal pradinius sparno duomenis nubrėžiama sparno poliariė esant nuliniam atakos kampui. Šie duomenys bus naudojami tolimesniuose skaičiavimuose nagrinėjant sparno apteką esant įvairiems skridimo režimams ir naudojant įvairias užsparnių atsilenkimo padėtis.



3.9 pav. Skaičiuojamo lėktuvo sparno profilis NACA 65₂-415

3.2.2. Orlaivio skridimo charakteristikų analizė

Sklandmens poliarės skaičiavimas

Lėktuvo poliarė yra pasipriešinimo koeficiento C_D priklausomybė nuo keliamosios jėgos koeficiento C_L . Šiame darbe priimsime, kad orlaivio poliarė yra parabolės formos [5]:

$$C_D = C_{D_o} + \Delta C_{D_o} + \frac{1}{\pi AR_w e} C_L^2 \quad (15)$$

čia:

C_{D_o} – nulinės keliamosios jėgos orlaivio pasipriešinimo koeficientas;

ΔC_{D_o} – nulinės keliamosios jėgos orlaivio pasipriešinimo koeficiento prieaugis, priklausantis nuo skrydžio sąlygų;

C_L – orlaivio keliamosios jėgos koeficientas;

AR_w – sparno proilgis;

e – Osvaldo efektyvumo koeficientas.

Nulinės keliamosios jėgos pasipriešinimo koeficientas gali būti apskaičiuojamas taip [5]:

$$C_{D_o} = \frac{f}{S_w} \quad (26)$$

čia:

f – lėktuvo ekvivalentinis kenksmingasis plotas, $[ft^2]$;

S_w – sparno plotas, $[ft^2]$;

Lėktuvo aptekamas plotas ir ekvivalentinis aptekamas plotas gali būti apskaičiuoti pagal logaritminę lygtį [5]:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet} \quad (37)$$

čia:

S_{wet} – lėktuvo aptekamo paviršiaus plotas, $[ft^2]$;

a ir b – regresijos koeficientai žalingajam plotui apskaičiuoti iš aptekamo paviršiaus ploto;

Lėktuvo aptekamo paviršiaus plotas gali būti apskaičiuojamas iš kilimo svorio pagal empirinę priklausomybę [5]:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO} \quad (3.8)$$

čia:

W_{TO} – lėktuvo kilimo svoris, [lb];

c ir d – regresijos koeficientai lėktuvo aptekamo paviršiaus plotui apskaičiuoti iš kilimo svorio W_{TO} ;

Skaičiavimams pagal (3.4 – 3.7) formules atlikti panaudota programa **AAA** [5]. Įvedami tokie dydžiai:

5. Kilimo svoris W_{TO} , [lb];
6. Sparno proilgis AR_w ;
7. Regresijos koeficientai a , b , c ir d ;
8. Sparno plotas S_w , [ft^2];
9. Osvaldo efektyvumo koeficientas e ;
10. Nulinės keliamosios jėgos orlaivio pasipriešinimo koeficiento prieaugis, priklausantis nuo skrydžio sąlygų ΔC_{D_o} ;
11. Poliarės braižymo ribos $C_{L_{plot_{min}}}$ ir $C_{L_{plot_{max}}}$.

Pradiniai duomenys pateikti (3.5 pav.).

W_{TO}	<input type="text" value="2150,0"/> lb	<input type="text" value="1,0992"/> c	<input type="text" value="1,0992"/>	<input type="text" value="-1,9960"/> a	<input type="text" value="-1,9960"/>
AR_w	<input type="text" value="5,71"/>	<input type="text" value="0,5147"/> d	<input type="text" value="0,5147"/>	<input type="text" value="1,0000"/> b	<input type="text" value="1,0000"/>
S_w	<input type="text" value="157,50"/> ft^2	<input type="text" value="0,0000"/> $\Delta C_{D_o_{clean}}$	<input type="text" value="0,0000"/>	<input type="text" value="3,0000"/> $C_{L_{plot_{max}}}$	<input type="text" value="3,0000"/>
e_{clean}	<input type="text" value="0,8500"/>	<input type="text" value="0,0000"/> $C_{L_{plot_{min}}}$	<input type="text" value="0,0000"/>		

3.10 pav. Pradiniai duomenys

Programa apskaičiuoja tokius dydžius:

1. Lėktuvo aptekamą plotą S_{wet} , [ft^2];
2. Lėktuvo ekvivalentinį kenksmingąjį plotą f , [ft^2];

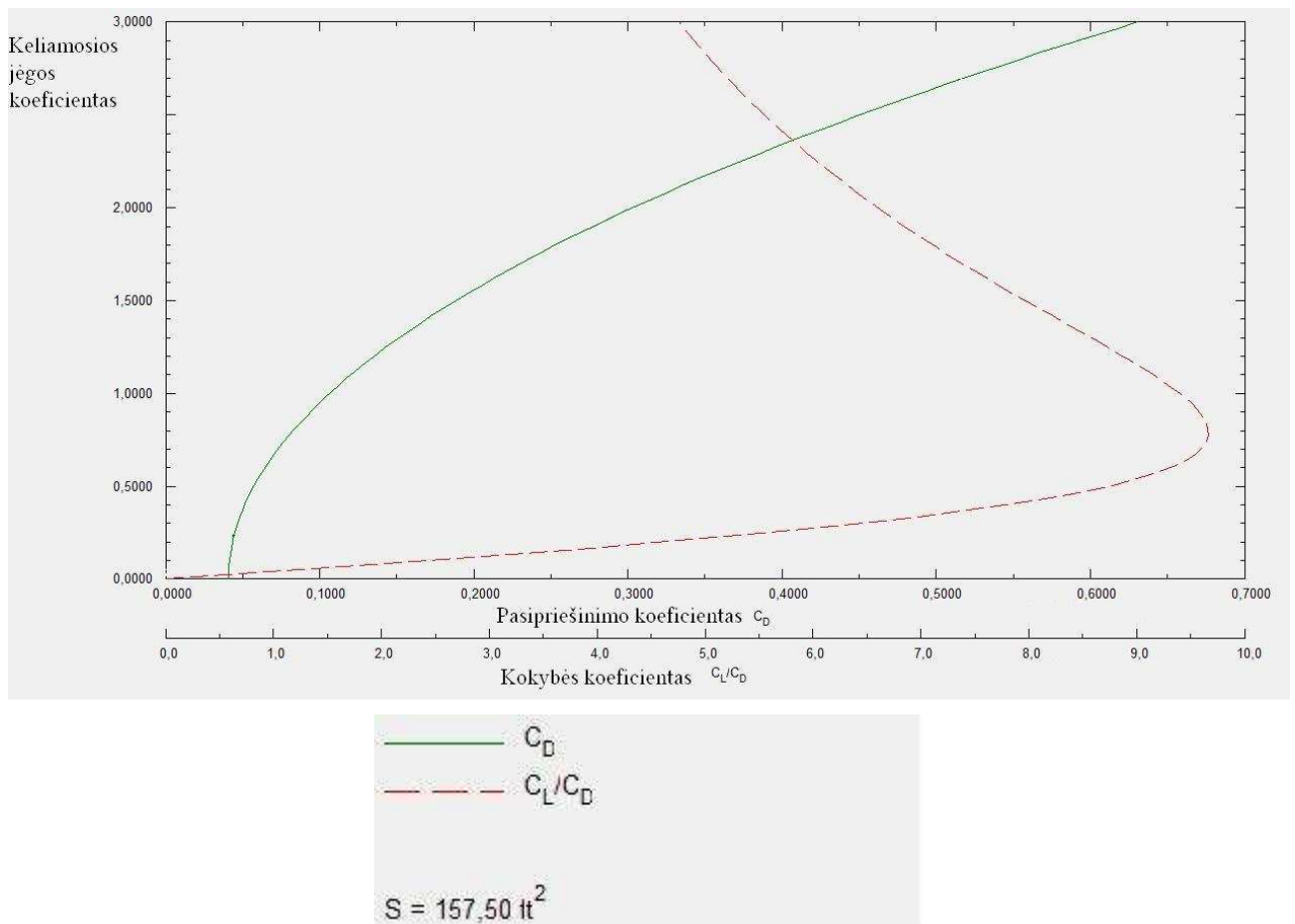
3. Nulinės keliamosios jėgos pasipriešinimo koeficientą C_{D_0} ;
4. Nulinės keliamosios jėgos pasipriešinimo koeficientas įvertinant skridimo greičio įtaką $C_{D_0,M}$;
5. Parabolinės poliarės išraiškos (2.1) dydis $B_{DP} = \frac{1}{\pi A R_w e}$.

Skaičiavimo rezultatai pateikti 3.11 pav.

S_{wet}	<input type="text" value="652,24"/> ft ²	<input type="text" value="6,58"/> ft ²	$C_{D_0, clean}$	<input type="text" value="0,0418"/>
$C_{D_0, clean, M}$	<input type="text" value="0,0418"/>	$B_{DP, clean}$	<input type="text" value="0,0655"/>	

3.11 pav. Skaičiavimo rezultatai

Panaudojant skaičiavimo rezultatus (3.11 pav.), sudaroma lėktuvo poliarė (3.12 pav.).

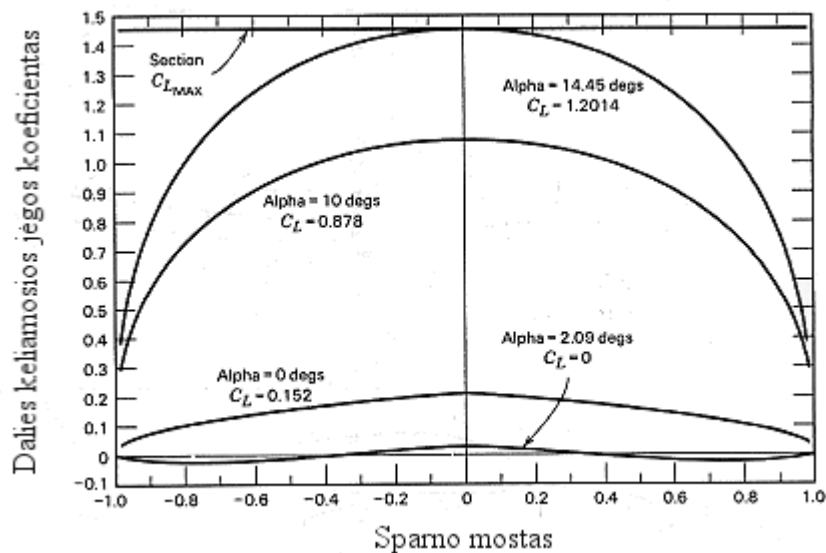


3.12 pav. Orlaivio poliarė

C_{Lmax} prognozavimo metodas geriausiai paaiškinamas pasirinkus atskirus sparnų pavyzdžius. Aptariant sparno geometriją, kuri atitinka Piper PA-28-180 Cherokee kaip ir parodyta 3.3 pav.

Kilimo linijos ir keliamojo paviršiaus sparno dalies C_l skaitiniai modeliai aprašyti anksčiau gali būti gauti prie skirtingų atakos kampų. Tačiau skirtumų priartėjimas turi būti paimtas taikant vieną ar kitą metodą. Iš esmės prognozuojant C_{Lmax} sparnams, lyginamas pasiskirstymas C_l dalies duoto sparno C_L su sparno mosto pasiskirstymo dalies C_{lmax} įskaitant ir užsparnius. Jeigu C_l viršija C_{lmax} bet kokiam taške išilgai sparno mosto, tada toje sparno dalyje patvirtinamas srauto atitrūkimas. Taigi būtina įvertinti abiejų mosto dalių pasiskirstymą C_l ir C_{lmax} esant duotam C_L nustatant C_{Lmax} .

Kad būtų galima įvertinti Reinoldso skaičių, būtina parinkti srauto atitrūkimo pasikartojimą, nustatytą prie kokio greičio srautas nutrūksta. Šiuo pavyzdžiu yra kalibruotas oro srauto greitis 60 mph, jūros lygyje. Pastovi styga gaunama iš mosto ir proilgio lygybės. Šie skaičiai įtakoja Reinoldso skaičių $2.98 \cdot 10^6$. Taigi dalis C_{lmax} , kai užsparniai pakelti bus paimta kaip dydis lygus 1.45. Pastebėjime, kad greitis, kuris yra priimtas nėra per daug kritinis, kadangi C_{lmax} nekinta pagal atitinkamai Reinoldso skaičiui. Lėktuvas Piper PA-28-180 yra aprūpintas atlenkiamais užsparniais. Kai užsparniai yra atlenkti, jie truputį išsikiša ir suformuoja plyšį. Tačiau plyšys nedaro per daug didelio efekto, todėl užsparnius laikysime neišsikišusiais. Nedidelis stygos išlinkimas bus laikomas nežymiu.



3.13 pav. Lėktuvo Piper PA-28-180, sparno keliamosios jėgos koeficiento pasiskirstymas išilgai mosto, kai užsparniai pakelti [6]

3.13 pav. pateiktu atveju, kai užsparniai yra pakelti matome, taip pat galime matyti, kad dydis C_l bet kuriame mosto taške yra mažesnis už C_{lmax} , kai sparno kėlimo koeficientas 0.878 ir 1.2 atitinkamai atitinka kampus 10° ir 14° laipsnių. Tačiau atakos kampo padidinimas 4° laipsniais sukels tai, kad dalis C_l viršys dalį C_{lmax} sparno viduryje. Atakos kampas kuriame dydžiai C_l ir C_{lmax} bus lygūs mosto viduryje gali būti apskaičiuoti priimant, kad įtaką turės ir papildoma keliamoji jėga.

3.2. Pagrindinė ir papildoma keliamoji jėga

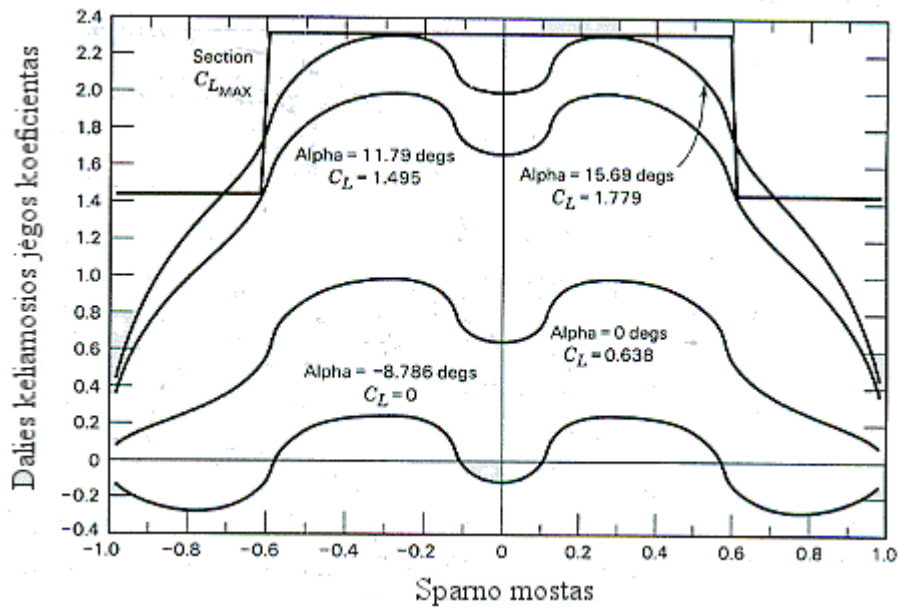
Dydis C_l bet kuriame sparno mosto taške gali būti užrašytas, kaip dviejų dalių suma. Pirma dalis vadinama *pagrindiniu keliamosios jėgos koeficientu* – C_{lb} , ir yra pastovus bet kuriame konkrečiame taške, nepriklausomame nuo sparno keliamosios jėgos koeficiento, bet priklauso nuo sparno susukimo ir sparno formos. Antra dalis yra proporcinga sparno keliamosios jėgos koeficientui ir nustatoma iš $C_{la}C_L * C_{la}$ ir vadinama papildomu keliamosios jėgos koeficientu ir priklauso tik nuo formos. Taigi keliamosios jėgos koeficientas bet kurioje dalyje gali būti užrašytas tokia lygybe [4]:

$$C_l = C_{lb} + C_{la} \cdot C_L \quad (3.9)$$

Iš 3.13 pav. matome, kad naudojant bet kurią iš trijų kreivių su skirtingais atakos kampais gali būti nustatyta, kad mosto viduryje C_{lb} apytiksliai lygus 0.03 (kadangi yra mažas neigiamas susukimas) ir C_{la} lygus 1.18. sustačius reikšmes į 3.1 lygybę ir nustatius dydžio C_{lmax} rezultata lygų 1.45, esant keliamosios jėgos koeficientui 1.20 oro srautas pradės nutrukinėti. Atakos kampas atitinkantis C_L reikšmę, gali būti surastas iš to, kad keliamosios jėgos koeficientas gali būti užrašytas taip [4]:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha \quad (3.10)$$

Vėlgi, keliamosios jėgos koeficientas kai atakos kampas lygus nuliui C_{L0} ir keliamosios jėgos kreivės nuolydis $C_{L\alpha}$ gali būti rasti pagal du bet kokius atakos kampus, parodytus 3.14 pav.



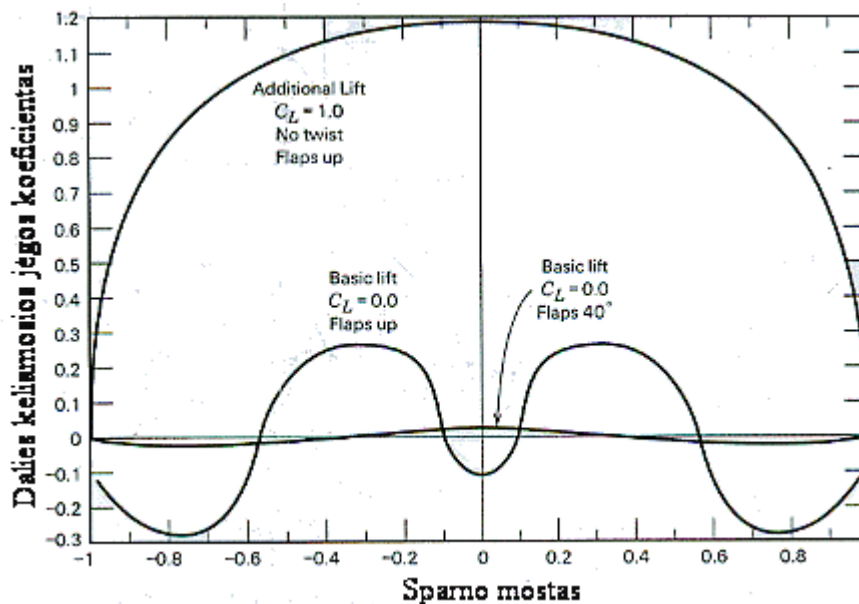
3.14 pav. Lėktuvo Piper PA-28-180 keliamosios jėgos koeficiento pasiskirstymas išilgai sparno mosto, kai užsparniai atlenkti žemyn 40° laipsnių, atakos kampas α laipsniais (Alpha).[6]

Dydžio C_{Lmax} , reikšmė 1.20 tiksliai atitinka lėktuvų eksploatacijos vadovą. 3.1 pav. atveju sparnas yra prognozuojamas, kad srautas pirmiau nutruks už užsparnių, kai keliamosios jėgos koeficientas yra lygus 1.50. Tačiau vidinė užsparnių dalis gerokai žemiau srauto nutrūkimo C_L , todėl sparno keliamoji jėga didės didėjant atakos kampui iki šios reikšmės. Gauti skaičiavimų rezultatai rodo, kad lėktuvo Piper PA-28-180 C_{Lmax} reikšmė artima 1.80, ko ir reikia, kad srautas nutruktų sparno viduryje. Eksploatacijos vadovas rodo mažesnę skaičių, apytiksliai 1.75. Tyrimai, kurie atlikti skrydžių metu nerodo pradinio srauto atitrūkimo už užsparnių, bet rodo pirmiau vykstantį srauto atitrūkimą sparno šaknyje. Tai gali būti fiuzeliažo interferencija, kuri veikia keliamosios jėgos pasiskirstymą. Fiuzeliažo įtaka keliamosios jėgos koeficientui yra nežymi. Grafikai C_{la} ir C_{lb} lėktuvui Piper PA-28-180 yra pateikti 3.6 pav. Dydis C_{la} buvo gautas atliekant keliamojo paviršiaus programą be sparno susukimo ir be užsparnių.

3.3. Neapibrėžtumai skaičiuojant C_{Lmax}

Fiuzeliažas veikia sparno mosto apkrovos pasiskirstymą ir išvysto savą keliamąją jėgą, tačiau ši jėga nedidelė. Anksčiau fiuzeliažas konstrukcijose nebuvo įtraukiamas, išskyrus užsparnių ribas prie fiuzeliažo. Likusioji sparno dalis yra priimta taip, kad kerta (tęsiasi) pro fiuzeliažą, tokia prielaida iš dalies kompensuoja fiuzeliažo keliamąją jėgą. Keliamosios jėgos koeficiento

pasiskirstymo kritimas kreivės viduryje, kuris parodytas 3.14 pav. yra dėlto, kad toje dalyje, kur sparnas kerta fiuzeliažą, nėra užsparnių. Šis dydžio C_l mažėjimas tikriausiai turėtų būti netgi didesnis ir panašus, bet mažesnis kreivės kritimas turėtų būti matomas 3.14 pav., kadangi yra fiuzeliažo įtaka.



3.15 pav. Pagrindinės ir papildomos keliamosios jėgos pasiskirstymas, kai užsparniai neatlenkti ir atlenkti 40° laipsnių

- papildoma keliamoji jėga (“Additional Lift”)
- pagrindinė keliamoji jėga (“Basic Lift”)
- be sparno susukimo (“No twist”)
- pakelti užsparniai (“Flaps up”)

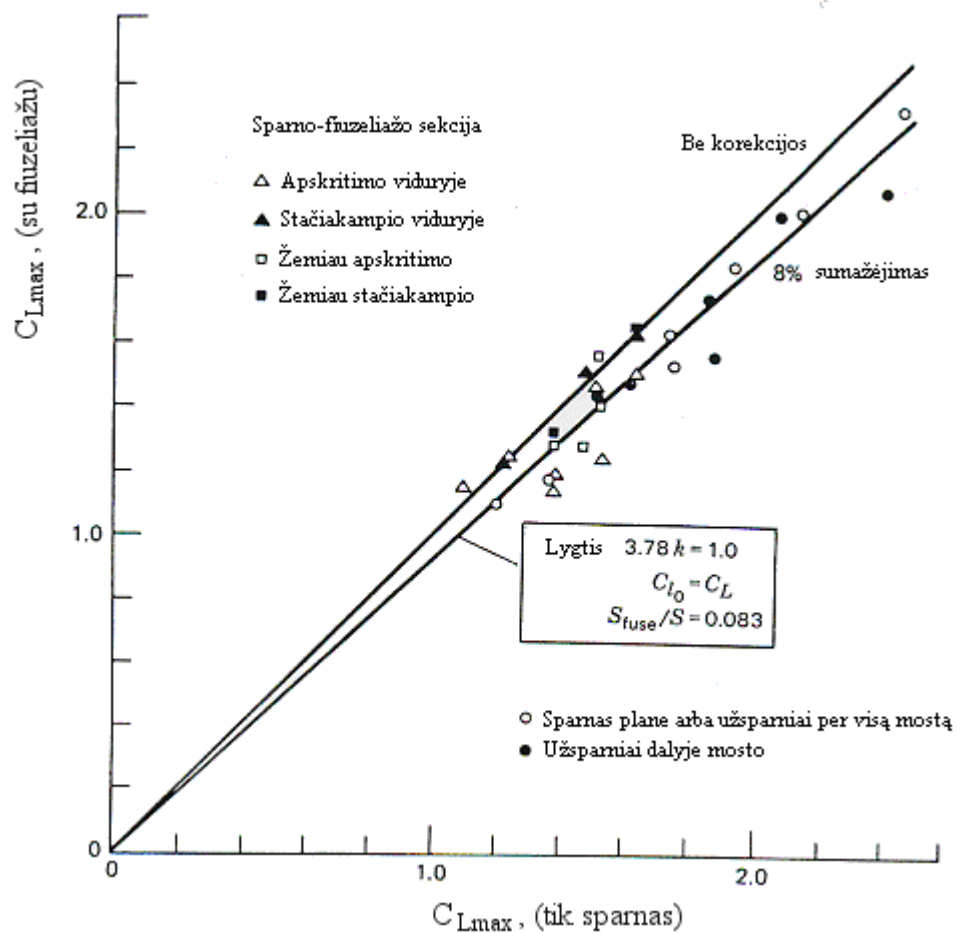
Tam kad įvertinti fiuzeliažo įtaką dydžiui C_{Lmax} , turi būti priimta, kad fiuzeliažas veikia, kreivės kritime, mosto apkrovos vienetą virš fiuzeliažo (kur sparnas kerta lėktuvo liemenį), kuris proporcingas mosto apkrovos vienetui mosto viduryje. Taigi keliamosios jėgos slopinimas fiuzeliažu bus ten, kur S_{fuse} (fiuzeliažo skerspjūvis) ir sparnas “panardintas” jame, C_{l0} yra sparno mosto vidurinės dalies keliamosios jėgos koeficientas, o k – proporcingumo konstanta. Taigi bendras C_L su C_{Lfuse} , gali būti išreikštas per C_L be fiuzeliažo:

$$\Delta L = -k q C_{l0} S_{fuse} \quad (3.11)$$

$$C_{L_{fuse}} = C_L \times \left(1 - k \frac{C_{L_0}}{C_L} \frac{S_{fuse}}{S} \right) \quad (3.12)$$

Pavyzdyje pateikti du sparnai, kuriuose užsparniai yra tik dalyje sparno ir užsparniai, kurie yra per visą sparną, vienu atveju su viengubu plyšiu, o kitu atveju su dvigubu plyšiu. Ir šie sparnai buvo išbandyti kartu su fiuzeliažu ir be jo. Fiuzeliažas buvo apvalaus skerspjūvio, o sparnas buvo pritvirtintas truputį aukščiau negu yra fiuzeliažo vidurio linija. Santykis $\frac{S_{fuse}}{S}$ buvo lygus 0.083.

Rezultatai yra pateikti 3.15 pav. ir jie palyginti su naudojama 3.12 lygybe $\frac{kC_{L_0}}{C_L} = 1.0$.

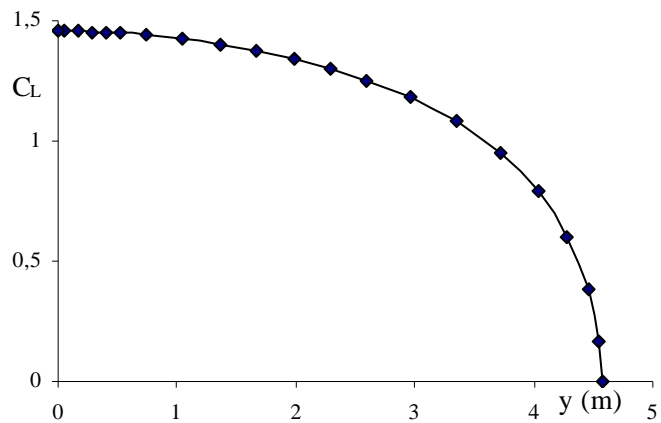


3.16 pav. Fiuzeliažo įtaka dydžiui C_{Lmax}

3.16 pav. testo rezultatai yra iš ankstesnių duomenų. Santykis S_{fuse}/S išliko beveik nepakitęs. Šie duomenys remiasi lygybe 3.12, priklausomai nuo korekcijos, fiuzeliažo C_{Lmax} , didėja tiesiškai didėjant vieno sparno C_{Lmax} . Korekcija priklauso nuo fiuzeliažo skerspjūvio formos ir matosi, kad

išnyksta netgi truputį naudingos stačiakampio formos dalyje. Tyrimas rodo, kad bus nedideli elipsinės formos pakitimai, kai aukštis yra didesnis už plotį. C_{Lmax} , sumažėjimas taip pat priklauso nuo sparno padėties ir būtų maksimalus per vidurį fiuzeliažo.

Skaičiavimai atlikti pagal Karl – Heinz Horstmann (Karlo – Heinzo Horstmanno) programą yra identiški rezultatams, kurie pateikti autoriaus McCormick B. W knygoje “Aerodynamics, Aeronautics and Flight mechanics”. Tai yra matoma iš 3.13 pav. ir skaičiavimo rezultatų.



3.17 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai įtraukti ir atakos kampas $14,45^\circ$

0A10

DATEN DES GESAMTSYSTEMS

BEZUGSFLAECHE = 14.63040

GESAMT-CA = .71780 BEZOGEN AUF DIE BEZUGSFLAECHE

ANSTELLWINKEL = 10.00

CWI = .0291170

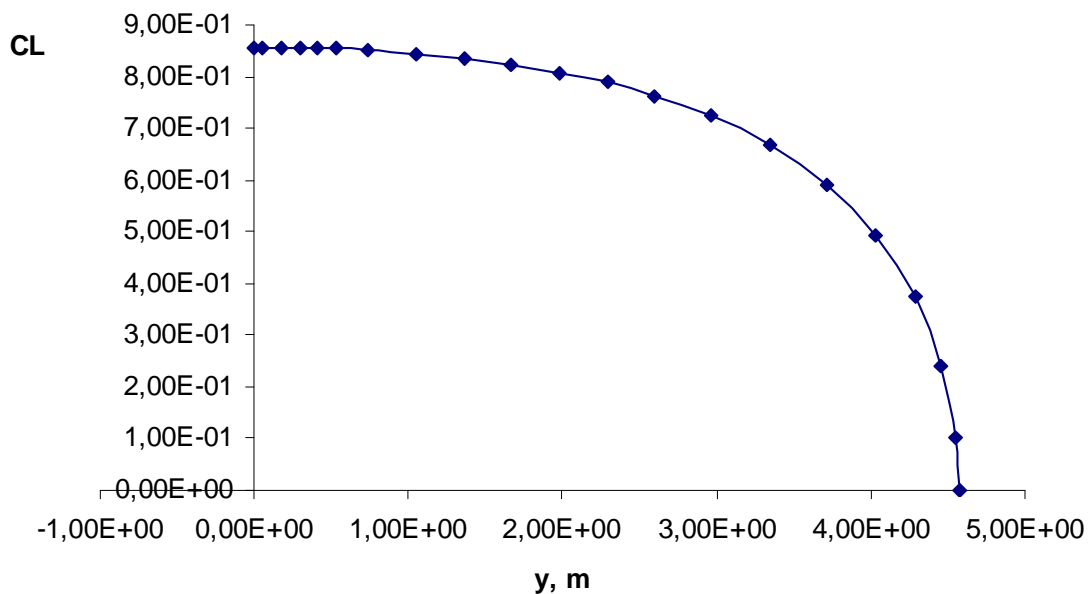
CWI ELL = .0286974

DELTA CWI = .0004196

K-FAKTOR = 1.0146

GAMMA-, UND CA-VERTEILUNG UEBER ETA

ETA	Z	GAMMA	CA
.45720E+01	.00000E+00	.35600E-09	.00000E+00
.45492E+01	.00000E+00	.90396E-02	.10332E+00
.44593E+01	.00000E+00	.21145E-01	.24168E+00
.42840E+01	.00000E+00	.32858E-01	.37556E+00
.40320E+01	.00000E+00	.43177E-01	.49351E+00
.37161E+01	.00000E+00	.51691E-01	.59083E+00
.33520E+01	.00000E+00	.58373E-01	.66721E+00
.29580E+01	.00000E+00	.63425E-01	.72495E+00
.26009E+01	.00000E+00	.66749E-01	.76295E+00
.22906E+01	.00000E+00	.68958E-01	.78818E+00
.19803E+01	.00000E+00	.70689E-01	.80798E+00
.16700E+01	.00000E+00	.72045E-01	.82347E+00
.13597E+01	.00000E+00	.73092E-01	.83544E+00
.10494E+01	.00000E+00	.73877E-01	.84442E+00
.73914E+00	.00000E+00	.74436E-01	.85081E+00
.52560E+00	.00000E+00	.74702E-01	.85384E+00
.40880E+00	.00000E+00	.74807E-01	.85504E+00
.29200E+00	.00000E+00	.74885E-01	.85594E+00
.17520E+00	.00000E+00	.74937E-01	.85653E+00
.58400E-01	.00000E+00	.74963E-01	.85683E+00
-.14901E-07	.00000E+00	.74967E-01	.85687E+00



3.18 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai įtraukti ir atakos kampas 10°

40A0

DATEN DES GESAMTSYSTEMS

BEZUGSFLAECHE = 14.63040

GESAMT-CA = .78149 BEZOGEN AUF DIE BEZUGSFLAECHE

ANSTELLWINKEL = .00

CWI = .0451027

CWI ELL = .0340160

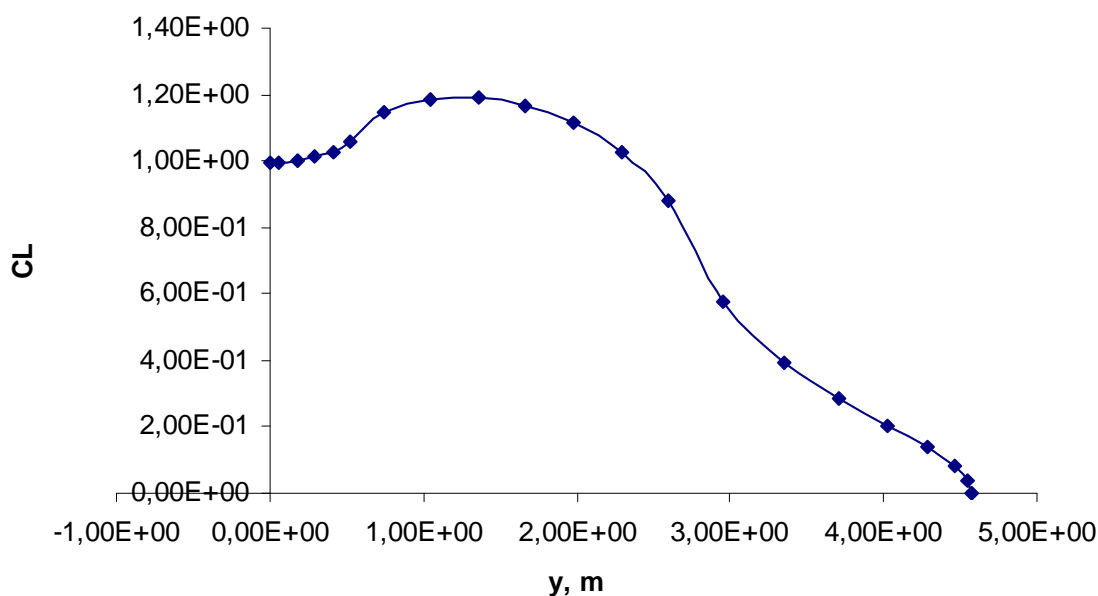
DELTA CWI = .0110867

K-FAKTOR = 1.3259

GAMMA-, UND CA-VERTEILUNG UEBER ETA

ETA	Z	GAMMA	CA
.45720E+01	.00000E+00	.15684E-09	.00000E+00
.45492E+01	.00000E+00	.30703E-02	.35094E-01
.44593E+01	.00000E+00	.74154E-02	.84757E-01
.42840E+01	.00000E+00	.12326E-01	.14089E+00
.40320E+01	.00000E+00	.18007E-01	.20582E+00
.37161E+01	.00000E+00	.25053E-01	.28635E+00
.33520E+01	.00000E+00	.34633E-01	.39585E+00

.29580E+01	.00000E+00	.50481E-01	.57700E+00
.26009E+01	.00000E+00	.77248E-01	.88294E+00
.22906E+01	.00000E+00	.90030E-01	.10290E+01
.19803E+01	.00000E+00	.97438E-01	.11137E+01
.16700E+01	.00000E+00	.10191E+00	.11649E+01
.13597E+01	.00000E+00	.10405E+00	.11892E+01
.10494E+01	.00000E+00	.10388E+00	.11874E+01
.73914E+00	.00000E+00	.10013E+00	.11445E+01
.52560E+00	.00000E+00	.92492E-01	.10572E+01
.40880E+00	.00000E+00	.89969E-01	.10283E+01
.29200E+00	.00000E+00	.88471E-01	.10112E+01
.17520E+00	.00000E+00	.87567E-01	.10009E+01
.58400E-01	.00000E+00	.87139E-01	.99600E+00
-.14901E-07	.00000E+00	.87086E-01	.99539E+00



3.19 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai išleisti 40° kampu

40A10

DATEN DES GESAMTSYSTEMS

BEZUGSFLAECHE = 14.63040

GESAMT-CA = 1.44848 BEZOGEN AUF DIE BEZUGSFLAECHE

ANSTELLWINKEL = 10.00

CWI = .1263720

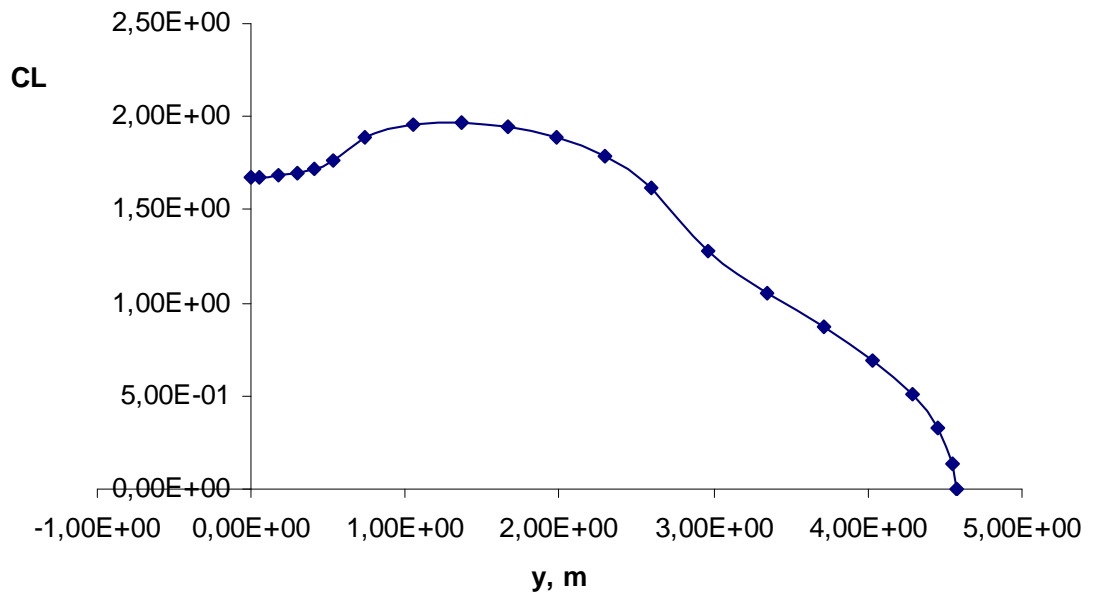
CWIELL = .1168585

DELTA CWI = .0095135

K-FAKTOR = 1.0814

GAMMA-, UND CA-VERTEILUNG UEBER ETA

ETA	Z	GAMMA	CA
.45720E+01	.00000E+00	-.49548E-10	.00000E+00
.45492E+01	.00000E+00	.11974E-01	.13686E+00
.44593E+01	.00000E+00	.28234E-01	.32271E+00
.42840E+01	.00000E+00	.44650E-01	.51035E+00
.40320E+01	.00000E+00	.60424E-01	.69065E+00
.37161E+01	.00000E+00	.75730E-01	.86559E+00
.33520E+01	.00000E+00	.91691E-01	.10480E+01
.29580E+01	.00000E+00	.11222E+00	.12827E+01
.26009E+01	.00000E+00	.14190E+00	.16219E+01
.22906E+01	.00000E+00	.15644E+00	.17881E+01
.19803E+01	.00000E+00	.16501E+00	.18861E+01
.16700E+01	.00000E+00	.17010E+00	.19442E+01
.13597E+01	.00000E+00	.17226E+00	.19690E+01
.10494E+01	.00000E+00	.17141E+00	.19593E+01
.73914E+00	.00000E+00	.16562E+00	.18930E+01
.52560E+00	.00000E+00	.15444E+00	.17652E+01
.40880E+00	.00000E+00	.15073E+00	.17229E+01
.29200E+00	.00000E+00	.14852E+00	.16976E+01
.17520E+00	.00000E+00	.14718E+00	.16823E+01
.58400E-01	.00000E+00	.14655E+00	.16750E+01
-.14901E-07	.00000E+00	.14647E+00	.16742E+01



3.20 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai išleisti 40° kampu ir atakos kampas 10°

40A15

DATEN DES GESAMTSYSTEMS

BEZUGSFLAECHE = 14.63040

GESAMT-CA = 1.78198 BEZOGEN AUF DIE BEZUGSFLAECHE

ANSTELLWINKEL = 15.00

CWI = .1865653

CWI ELL = .1768635

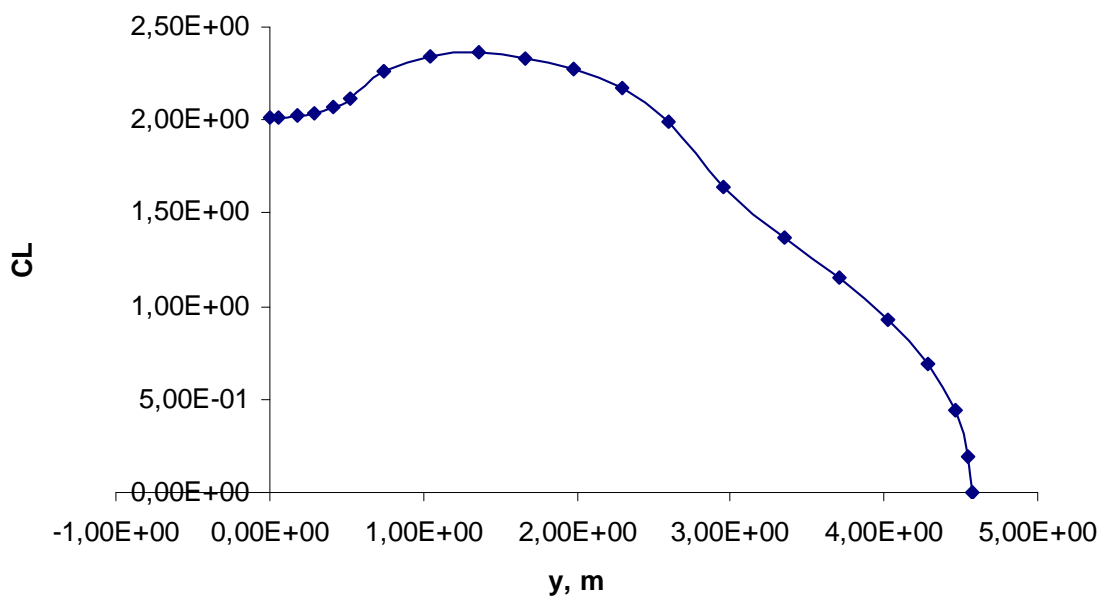
DELTA CWI = .0097018

K-FAKTOR = 1.0549

GAMMA-, UND CA-VERTEILUNG UEBER ETA

ETA	Z	GAMMA	CA
.45720E+01	.00000E+00	.19593E-09	.00000E+00
.45492E+01	.00000E+00	.16426E-01	.18774E+00
.44593E+01	.00000E+00	.38643E-01	.44169E+00
.42840E+01	.00000E+00	.60811E-01	.69508E+00
.40320E+01	.00000E+00	.81632E-01	.93306E+00
.37161E+01	.00000E+00	.10107E+00	.11552E+01

.33520E+01	.00000E+00	.12022E+00	.13741E+01
.29580E+01	.00000E+00	.14309E+00	.16355E+01
.26009E+01	.00000E+00	.17422E+00	.19913E+01
.22906E+01	.00000E+00	.18965E+00	.21676E+01
.19803E+01	.00000E+00	.19880E+00	.22723E+01
.16700E+01	.00000E+00	.20419E+00	.23339E+01
.13597E+01	.00000E+00	.20637E+00	.23588E+01
.10494E+01	.00000E+00	.20518E+00	.23452E+01
.73914E+00	.00000E+00	.19836E+00	.22672E+01
.52560E+00	.00000E+00	.18541E+00	.21192E+01
.40880E+00	.00000E+00	.18111E+00	.20701E+01
.29200E+00	.00000E+00	.17855E+00	.20408E+01
.17520E+00	.00000E+00	.17699E+00	.20230E+01
.58400E-01	.00000E+00	.17625E+00	.20146E+01
-.14901E-07	.00000E+00	.17616E+00	.20135E+01



3.21 pav. Keliamosios jėgos koeficiento kitimas sparno ilgyje, kai užsparniai išleisti 40° kampu ir atakos kampas 15°

Išvados

Šiame darbe išsamiai išnagrinėtos stačiakampio sparno aerodinaminės charakteristikos atlikti skaičiavimai. Tiriamojoje dalyje pateikti stačiakampio sparno aerodinaminiai skaičiavimai lėktuvui skrendant įvairiais režimais, naudojant sparno mechanizaciją – užsparnius.

1. Šiame darbe pateikti lėktuvo stačiakampio sparno patikrinamieji aerodinaminiai skaičiavimai naudojant „Visual Foil“ ir AAA „Advanced Aircraft Analysis“ programas. Palyginus skaičiavimų rezultatus gauti nežymūs skirtumai apie 1 %.
2. Išanalizuoti įvairūs lėktuvo skridimo režimai, naudojant sparno mechanizaciją, išleidžiant užsparnius įvairiais kampais gautos keliamosios jėgos koeficiento C_L kreivės.
3. Nustatyta lėktuvo sparno ir viso lėktuvo poliarės.
4. Naudojant aukščiau minėtas programas galima tiksliai išnagrinėti stačiakampio sparno aerodinamiką, o sudarytą metodiką pritaikyti lėktuvo projektavimo aerodinaminuose skaičiavimuose.

Literatūra

1. Karl – Heinz Horstmann. A Multi lifting Line Method and its Application on Design and Analysis of Nonplanar Wing Configurations. Dissertation Technische Universität Braunschweig. DFVLR – Forschungsbericht, 1987. p. 144.
2. P. Akulavičius, A. Skurdenis Aerodinamika ir skrydžių dinamika, Vilnius, Rosma 2000, 256 psl.
3. E. Lasauskas Skrydžio principai Vilnius, Technika, 2008, 182 psl.
4. E. Lasauskas Lėktuvo Aerodinamika, Paskaitų konspektas, Vilnius, 2008, 66 psl.
5. J. Roscam Aircraft Aerodynamics and Performance Kansas, USA DARcorporation 1997, 743 psl.
6. Aircraft Piper PA-28-180 Service Manual 426 psl.
7. Aircraft Piper PA-28-180 Flight Manual 118 psl.
8. <http://vehicles.oodle.com/detail/1969-piper-cherokee-180d-pa-28-180/2889918997-springfield-mo/> [žiūrėta 2012-04-29].