

UDK 528.711.1

MAŽŲ GREIČIŲ LĒKTUVO SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ SKAIČIAVIMO TIKSLUMAS

Egidijus Pakalnis, Jonas Stankūnas

*Antano Gustaičio aviacijos institutas, Vilniaus Gedimino technikos universitetas,
Rodūnios kelias 30, LT-02187 Vilnius-38, Lietuva,
el. paštas: avinst@ai.vtu.lt*

Įteikta 2005 01 05, priimta 2005 03 14

Santrauka. Pateikiami strėlinio NACA4415 profilio sparno skaičiavimo paklaidų analizės rezultatai. Šio sparno aerodinaminiai koeficientai buvo apskaičiuoti taikant sūkurio žingsnio metodą, papildytą specialiu algoritmu netiesinėms profilio charakteristikoms įvertinti. Kiekvieno sparno modelio elemento aerodinaminių koeficientų skaičiavimo paklaidos buvo nustatytos pagal (1) formulę keliamajai jėgai ir (2) formulę pasipriešinimo jėgai rasti. Viso sparno aerodinaminių jėgų koeficientų skaičiavimo paklaidos apskaičiuotos pagal (3) ir (4) formules. Grafiškai pateikiama paklaidų priklausomybė nuo sparno atakos ir strėliškumo kampo.

Raktažodžiai: aerodinaminiai koeficientai, skaičiavimo paklaidos.

1. Įvadas

Aeronuotrauka – vienas iš šiuolaikinių metodų, palengvinančių kartografų darbą. Labai tiksliais didelių teritorijų žemėlapiams sudaryti atliekami topografiniai matavimai ir naudojamos iš lėktuvų ar dirbtinių palydovų darytos fotografijos. Šis metodas ypač patogus sudarant sunkiai prieinamų vietų žemėlapius. Paprastai iš skrendančio lėktuvo padaroma serija nuotraukų. Kiekviena iš jų apima apie 60 % ankstesnės, tai leidžia specialiais prietaisais sudaryti stereoskopinį vietovės vaizdą ir apskaičiuoti reikalingų taškų aukščius. Tam tikslui naudojami kuo stabilesnių skrydžio parametrų, lengvai valdomi nedidelių greičių lėktuvai. Šiuo atžvilgiu ypač svarbios tokio lėktuvo sparno aerodinaminės charakteristikos ir jų nustatymo metodai.

Kaip atsvara šiuolaikiniams skaičiuojamosios dujų dinamikos metodams dabar taikomi palyginti paprasti baigtinio ilgio sparno aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo metodai, iš pasagos formos sūkurių sudarius sparno modelį. Šie metodai tobulinami apimant vis sudėtingesnius skaičiuojamojo sparno geometrijos atvejus ir aptekamo srauto sąlygas [1]. Pavieniais atvejais tokių metodų tikslumas prilygsta skaičiuojamosios dujų dinamikos metodų tikslumui [2], o taikomas sparno modelis daug paprastesnis, todėl galima greitai išanalizuoti daug įvairių sparno geometrijos variantų, keičiantis aptekėjimo sąlygoms. Tam tikra šių metodų grupė – metodai, kuriuos taikant sparno skaičiavimams tiesiogiai remiamasi netiesinėmis profilių charakteristikomis. Šiame straipsnyje pateikiami skaičiavimo paklaidų analizės rezultatai, pritaikius tokį metodą stačiakampiems ir strėliniams įvairaus ilgmens sparnams skaičiuoti.

2. Aerodinaminių jėgų koeficientų skaičiavimo paklaidų nustatymas

Skaičiavimui taikytas metodas ir netiesinių profilio charakteristikų įvertinimo algoritmas plačiau aprašomas [3] šaltinyje. Sparno keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos priklauso nuo sparną sudarančių profilių keliamosios jėgos koeficientų tikslumo. Šie koeficientai gali būti apskaičiuojami profilių analizės metodais arba nustatomi eksperimentiniu būdu. Tokiu atveju neišreikštinės keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos vektorius:

$$\Delta C_l = [b]^{-1} \cdot A, \quad (1)$$

čia vektorius A :

$$A = \left\{ \sqrt{2 \cos^2(\alpha_{sp} - \alpha_{0,prof} - \Delta\alpha_0)(\Delta C_l^2 + \Delta C_l^{*2})} \right\},$$

$[b]^{-1}$ – atvirkštinė geometrinių koeficientų matrica, α_{sp} – sparno atakos kampas, $\alpha_{0,prof}$ – profilio nulinės keliamosios jėgos atakos kampas, $\Delta\alpha_0$ – modelio elemento įstatymo kampo korekcija, ΔC_l^* – profilio keliamosios jėgos koeficientų tikslumas. Nuo iteracijų skaičiaus šis dydis nepriklauso. Profilių keliamosios jėgos koeficientų tikslumas, skaičiuojant juos X-FOIL [4] programa, taip pat pastovus ir yra lygus:

$$\Delta C_l^* = \frac{0,5}{10^{zl}}, \quad (2)$$

čia zl – X-FOIL rezultato, naudojamo skaičiuojant sparno pjūvius C_l , ženklų skaičius po kablelio.

Neišreikštinė ΔC_l atžvilgiu lygtis (1) sprendžiama skaitiniais-iteraciniais metodais. Šiam sprendimui būtinas tikslumas nustatomas 10 kartų didesnis nei absoliutusis skirtumas tarp apskaičiuoto pjūvio keliamosios jėgos koeficiento ir profilio keliamosios jėgos koeficiento.

Sparno keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida:

$$\Delta C_L = \frac{\Delta z}{S} \sqrt{\sum (\Delta C_l \cdot c)^2}, \quad (3)$$

čia Δz – modelio elemento plotis, S – sparno plotas, c – sparno stygos ilgis.

Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida:

$$\begin{aligned} (\Delta C_d)^2 = & \operatorname{tg}^2 \alpha_i \cdot \Delta C_l^2 + \frac{C_l^2}{\cos^4 \alpha_i} \times \\ & \times \left(\frac{2 \cdot \Delta C_l^2 + (\Delta C_l^*)^2}{4\pi^2} + (\Delta \alpha_{0,prof})^2 \right) + \\ & + \Delta C_{d0}^2, \end{aligned} \quad (4)$$

čia α_i – indukcinis atakos kampas, C_l – elemento keliamosios jėgos koeficientas, $\Delta \alpha_{0,prof}$ – profilio nulinės keliamosios jėgos atakos kampo tikslumas, gaunamas iš eksperimentinių duomenų. Profilio koeficientus skaičiuojant pagal X-FOIL, $\Delta \alpha_{0,prof} = 0,05^\circ$. ΔC_{d0} – profilio pasipriešinimo jėgos koeficiento tikslumas, kuriuo pateikiami eksperimentiniai rezultatai. Nuo iteracijų skaičiaus šis dydis nepriklauso. Profilinės pasipriešinimo jėgos koeficientų tikslumas skaičiuojant juos X-FOIL programa, taip pat pastovus ir yra:

$$\Delta C_{d0} = \frac{0,5}{10^{zd}}, \quad (5)$$

čia zd – X-FOIL rezultato, naudojamo skaičiuojant sparno pjūvius C_d , ženklų skaičius po kablelio.

Sparno pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida:

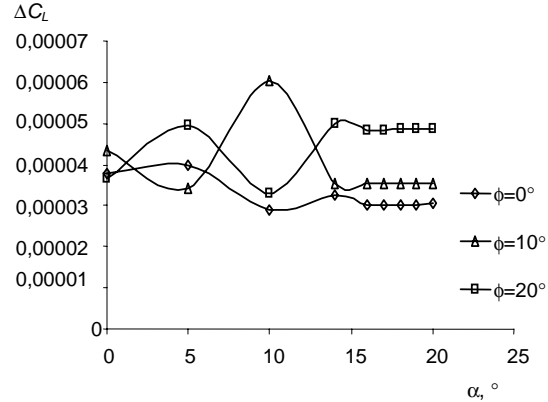
$$\Delta C_D = \frac{\Delta z}{S} \sqrt{\sum (\Delta C_d \cdot c)^2}. \quad (6)$$

3. Strėlinio sparno skaičiavimo paklaidų analizės rezultatai

Eksperimentinių profilių charakteristikų paklaidos (6–8 %) labai skiriasi nuo paklaidų, gautų skaičiuojant profilio charakteristikas pagal programą X-FOIL (apie 0,05 %). Dėl šios priežasties – taikant skirtingais būdais gautas profilių charakteristikas negalima palyginti

galutinių sparno netiesinių aerodinaminių parametru skaičiavimo paklaidų. Kadangi profilio eksperimentinių charakteristikų paklaidos nepriklauso nuo skaičiuojamo sparno geometrijos, sparno charakteristikų skaičiavimo paklaidos buvo analizuojamos atskirai.

1 ir 2 paveiksluose pateiktos NACA4415 profilio sparno skaičiavimo paklaidos. Keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos mažai priklauso nuo atakos kampo: kai sparnas stačiakampis – šiek tiek mažėja, kai strėlinis – nežymiai didėja. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos didėja, didėjant atakos kampui (2 pav.).

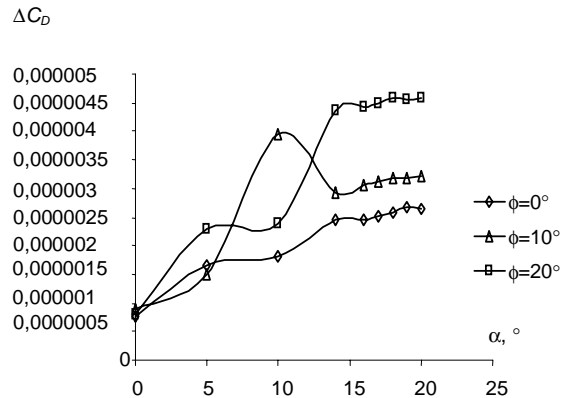


1 pav. Keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

Fig 1. Calculation error of wing lift force coefficient dependence on wing sweep. NACA4415 wing $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

Be to, ši savybė būdinga visiems skaičiuotiems sparnams: stačiakampiams, strėliniams ir trapeciniams.

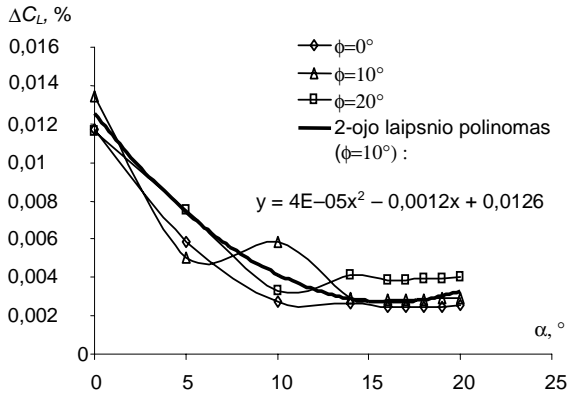
3 ir 4 paveiksluose pateikiama santykinų skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno strėliškumo, leidžianti įvertinti aerodinaminių sparno koeficientų pokytį, keičiantis sparno atakos kampui. Didėjant atakos kampui santykinės paklaidos mažėja.



2 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

Fig 2. Calculation error of wing drag force coefficient dependence on wing sweep. NACA4415 wing $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

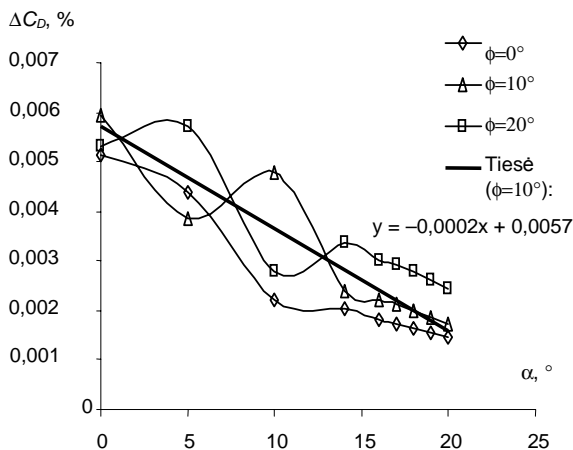
Skirtingai nuo pasipriešinimo jėgos keliamosios jėgos koeficiento santykinės paklaidos mažėja netiesiškai, pavyzdžiui, 3 pav. pavaizduota kreivė, kuria mažiausių kvadratų metodu galima aproksimuoti strėlinio sparno keliamosios jėgos koeficiento santykinę paklaidą taškus ($\phi=10^\circ$). Analogiškai 4 paveiksle pateikta tiesė, geriausiai atitinkanti to paties sparno pasipriešinimo jėgos koeficiento santykinės paklaidos taškus.



3 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

Fig 3. Relative calculation error of wing lift force coefficient dependence on wing sweep. NACA4415 wing $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

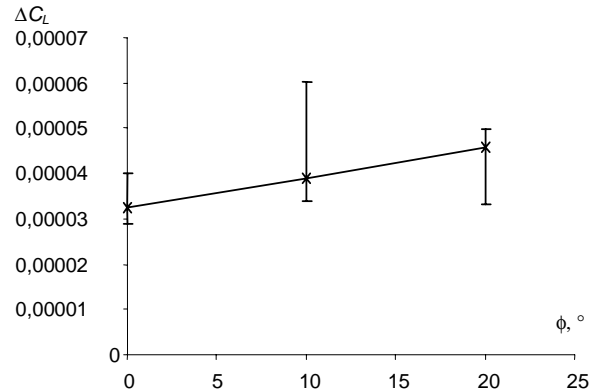
Didėjant atakos kampui santykinė keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida esant tam tikram atakos kampo dydžiui pasiekia pastovią reikšmę. Kaip parodė tolesni tyrimai, šis kampas sutampa su kritiniu (arba maksimalios keliamosios jėgos) skaičiuojamojo sparno atakos kampu. 3 paveiksle pavaizduoto sparno kritinis atakos kampas yra lygus 16° .



4 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

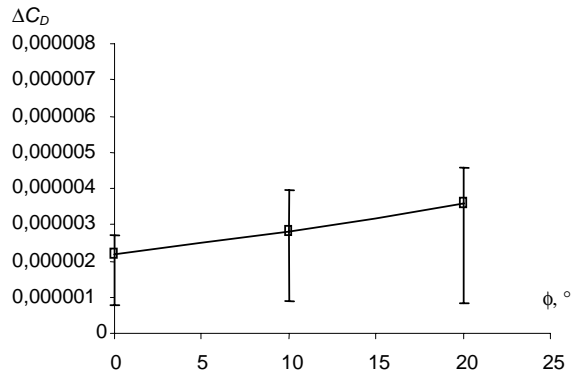
Fig 4. Relative calculation error of wing drag force coefficient dependence on wing sweep. NACA4415 wing, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

5 ir 6 paveiksluose matyti, kad didėjant sparno strėliškumui paklaidos didėja. Strėlinio sparno ($\phi=10^\circ$) vidutinė atakos kampo keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida, palyginti su stačiakampio sparno, padidėja 16,9 %, o pasipriešinimo jėgos paklaida išauga 21,8 % ir atitinkamai 29,4 % bei 39,7%, sparno strėliškumui padidėjus iki 20° . Šiuose paveiksluose vertikaliųjų linijų rodo paklaidos minimalią ir maksimalią reikšmę keičiantis sparno atakos kampui.



5 pav. Keliamosios jėgos koeficiento vidutinės skaičiavimo paklaidos pokytis. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

Fig 5. Variation of average calculation error of wing lift force coefficient. NACA4415 wing $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$



6 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento vidutinės skaičiavimo paklaidos pokytis. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

Fig 6. Variation of average calculation error of wing drag force coefficient. NACA4415 wing $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$

4. Išvados

1. Didėjant atakos kampui absoliučioji keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida keičiasi mažai.
2. Didėjant atakos kampui absoliučioji pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida didėja.
3. Santykinės keliamosios jėgos koeficientų skaičiavimo paklaidos mažėja, atakos kampui didėjant iki kritinio.

4. Santykinės pasipriešinimo jėgos koeficientų skaičiavimo paklaidos mažėja per visą atakos kampų diapazoną.

5. Didėjant sparno strėliškumui skaičiavimo paklaidos (ir absoliučiosios, ir santykinės) didėja.

Literatūra

1. Pakalnis, E. Lift And Drag Force Calculation Methods Using Non-Linear Section Data. History And Resent Research. *Aviation*, Vol VIII, No 2. Vilnius: Technika, 2004, p. 9–13.
2. Barnes, J. P. Semi-Empirical Vortex Step Method for the lift and induced drag loading of 2D and 3D Wings. In: Society of Automotive Engineers, SAE Paper 975559, Oct 1997, p. 1–18.
3. Pakalnis, E.; Lasauskas, E.; Stankūnas, J. Method to Evaluate Nonlinear Effect in Calculation of a Finite Span Wing. In: Scientific proceedings of Riga Technical University. Vol 7, Transport and Engineering. Aviation Transport, 2003, p. 223–228.
4. Drela, M. XFOIL: An analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. In: Low Reynolds Number Aerodynamics, Springer-Verlag, New York, 1989, p. 1–12.
5. Jacob, K. Computation of the Flow around Wings with Rear Separation. *Journal of Aircraft*, No 21, 1984, p. 97–98.

Jonas STANKŪNAS. Prof, Doctor Habil.

Antanas Gustaitis Aviation Institute of Vilnius Gediminas Technical University. Rodūnios kelias 30, LT-02187 Vilnius – 38, Lithuania (Ph + 370 5 2744808, Fax + 370 5 2745058), email: jnst@ai.vtu.lt.

Doctor Habil and Professor at the Dept of Avionic, Vilnius Gediminas Technical University, Lithuania. Member of editorial boards of 5 journals and collected research papers; member of Transport Council, Lithuanian Academy of Sciences. Advancement training in Great Britain, Canada, and Sweden. Author of 2 monographs and more than 100 scientific papers; author or co-author of 14 inventions. Participant of many intern conferences and research visits to the Aviation Institute of Riga Technical University of Latvia, Tartu Aviation College of Estonia, National Aviation University of Ukraine, Warsaw University of Technology, Rzeszow University of Technology of Poland, Brno University of Technology of Czech Republic.

Research interests: creation of signal tracts of super-wide band oxcillographic cathode – ray tubes and aviation technologies, development of microprocessor systems and automated designing.

Egidijus PAKALNIS. Doctoral student.

Vilnius Gediminas Technical University. Antanas Gustaitis Aviation Institute. Rodūnios kelias 30, LT-02187, Vilnius-38, Lithuania (Ph +370 5 2744809, Fax +370 5 2745058), e-mail: egidijus.pakalnis@tetrapak.com.

Master degree. At present Doctoral student of Dept of Aviation Mechanics, Antanas Gustaitis Aviation Institute. Author and co-author of 9 scientific articles.

Research interests: low speed non-linear aerodynamics.