

Klampauso nespūdaus plokščiojo srauto tekėjimo apie aerodinaminis NACA 2315 profilius analizė baigtinių elementų metodu

A. Sulskis*, R. Barauskas**

*Kauno technologijos universitetas, Mickevičiaus 37, Kaunas, LT-3000, Lietuva, el. p.: Antanas.Sulskis@mf.ktu.lt

**Kauno technologijos universitetas, Mickevičiaus 37, Kaunas, LT-3000, Lietuva, el. p.: Rimantas.Barauskas@mf.ktu.lt

1. Įvadas

Profilų aptekėjimo analizei naudojami analitiniai, skaitiniai ir eksperimentiniai metodai. Šie trys tyrimo būdai yra tarpusavyje glaudžiai susiję ir vienas kitą papildo. Atliekant daugumą stiprumo, aerotamprumo bei aerodinaminio skaičiavimų, būtina žinoti ne tik aerodinaminio apskaičiavimų reikšmes, bet ir jų pasiskirstymą aerodinaminiam paviršiumi.

Tiksliausią vaizdą apie aerodinaminio jėgų pasiskirstymą aptekamame paviršiuje padeda susidaryti eksperimentiniai metodai. Tačiau didžiausias jų trūkumas tas, kad reikalinga sudėtinga ir brangi įranga. Dažnai aerodinaminio profilų projektavimo etape naudojami analitiniai metodai, tačiau jų matematinis aparatas labai sudėtingas ir ne naudojami tik paprastos geometrinės formos aerodinaminiai profiliai.

Vienas iš skaitinių metodų, naudojamų aerodinaminiam profilui tirti, yra baigtinių elementų metodas. Šio metodo pagrindu sudarytas skaitinis modelis leidžia tirti, kaip plokščias nespūdas klampus srautas apteka aerodinaminis profilus. Įvertinant srauto atitrūkimą, esant dideliems atakos kampams, galima nustatyti pagrindines profilio aerodinaminės charakteristikas ir aerodinaminio jėgų pasiskirstymą profilio kontūre, atsižvelgiant į turbulencinio pasienio sluoksnio įtaką. Taip pat šis modelis leidžia nustatyti slėgio, greičių, turbulencinės srauto energijos pasiskirstymo laukus aerodinaminio profilio aplinkoje.

Naudojant baigtinių elementų modelį, iširta, kaip aptekami plokščio turbulencinio srauto aerodinaminiai profiliai NACA 2315 su įvairių tipų užsparniais, priešsparniu ir interceptoriu. Tyrimams atlikti buvo naudota baigtinių elementų metodo programų paketo ANSYS 5.5 priedas FLOTTRAN.

2. Klampauso srauto judėjimo diferencialinės lygtys

Nespūdaus klampauso srauto judėjimas aprašomas Navje-Stokso bei srauto nespūdumo lygtimis plokščio stacionaraus srauto atveju [1]:

$$\left. \begin{aligned} u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} &= F_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} \right); \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} &= F_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 V_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial y^2} \right); \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

čia u, v - srauto greičio komponentės; F_x, F_y - svorio jėgų komponentės; V_x, V_y - srauto greičio komponentės;

$\mu = \nu \rho$ - dinaminis srauto klampumo koeficientas, ρ - srauto tankis, ν - kinematinis srauto klampumo koeficientas. Turbulencinio klampumo koeficiento reikšmės apskaičiuojamos pagal tokią išraišką [1]:

$$\mu_t = C_\mu \frac{\kappa^2}{\varepsilon}, \quad (2)$$

čia skaičiavimuose naudojama konstantos reikšmė $C_\mu = 0.09$; κ - turbulencinio srauto kinetinė energija; ε - turbulencinio srauto kinetinės energijos išsisklaidymo greitis. ANSYS/FLOTTRAN programų paketas turbulencinio srauto parametrų κ ir ε reikšmėms nustatyti naudoja standartinį κ - ε dviejų lygčių modelį [2]:

$$\left. \begin{aligned} \rho \left(u \frac{\partial \kappa}{\partial x} + v \frac{\partial \kappa}{\partial y} + w \frac{\partial \kappa}{\partial z} \right) &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\kappa} \frac{\partial \kappa}{\partial x} \right) + \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\kappa} \frac{\partial \kappa}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\kappa} \frac{\partial \kappa}{\partial z} \right) + \mu G + \rho \varepsilon; \\ \rho \left(u \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} + v \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} + w \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right) &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right) + C_1 \mu_t \frac{\varepsilon}{\kappa} G - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{\kappa}, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

čia G aprašo kinetinės energijos susidarymą:

$$G = 2 \left(\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right) + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2. \quad (4)$$

Konstantų reikšmės $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.92$, $\sigma_\kappa = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ parinktos eksperimentiškai ir taikytinos daugumoje praktinių skaičiavimų [3].

3. Pasienio sluoksnio įtakos įvertinimas

Prie aptekamo kūno paviršiaus susidaro sluoksnis, kuriame srauto greitis kinta nuo nulio prie pat paviršiaus iki laisvo srauto greičio. Pasienio sluoksnis pasižymi didelėmis greičio gradiento reikšmėmis aptekamo paviršiaus normalės kryptimi, dėl to tenka įvertinti vidinės trinties jėgą τ [4, 5]. Srauto greitis u_{lam} pasienio sluoksnyje lygia-gretus aptekamo kūno paviršiui [3]:

$$u_{lam} = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}} \frac{1}{k} \ln \left(\frac{E \rho \delta}{\mu} \sqrt{\frac{\tau}{\rho}} \right), \quad (5)$$

čia $k=0.4$ - universali turbulencinio srauto konstanta; δ - pasienio sluoksnio storis; E - pasienio sluoksnio konstanta (skaičiavimuose naudota reikšmė $E=1$). Diferencialinė Prandlio srauto judėjimo turbulenciniame pasienio sluoksnyje lygtis [1]:

$$\rho \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \rho \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \overline{u'v'} \right), \quad (6)$$

čia

$$\overline{u'v'} = -l^2 \left(\frac{d\bar{u}}{dy} \right)^2. \quad (10)$$

4. Baigtinių elementų modelis

Aerodinaminių profilių aptekėjimui modeliuoti buvo sudarytas baigtinių elementų modelis. Jis leidžia nustatyti pagrindines aerodinaminių profilių charakteristikas, srauto greičių ir slėgių laukų išsidėstymą profilio aplinkoje, srauto dalelių judėjimo trajektorijas bei slėgio profilio kontūre reikšmes.

Įprastine baigtinių elementų metodui tvarka apskaičiuojamos greičių komponentių, slėgio, turbulencinio srauto kinetinės energijos, ir kinetinės energijos išsiskaidymo elementų mazguose reikšmės. Keliamosios jėgos Y , pasipriešinimo jėgos X , sukimo momento M_z reikšmės gaunamos integruojant slėgio reikšmes tuose mazguose, kurių elementai liečiasi su profilio kontūru [4]:

$$Y = \int_0^l (p_a - p_v) dy, \quad (11)$$

$$X = \int_0^l (p_a - p_v) dx, \quad (12)$$

$$M_z = \int_0^l (p_a - p_v) x dx, \quad (13)$$

čia l - profilio stygos ilgis; p_a - slėgis į apatinę profilio dalį; p_v - slėgis į galinę profilio dalį.

Programoje ANSYS/FLOTRAN slėgio reikšmėms profilio kontūro elementų mazguose integruoti naudojama komanda INFSTF,PRES [3]. Apskaičiuojamos pagrindinės profilio aerodinaminės charakteristikos: keliamosios jėgos koeficientas C_y , pasipriešinimo jėgos koeficientas C_x , bei sukimo momento koeficientas C_m :

$$C_x = \frac{2X}{\rho V^2 S}, \quad (14)$$

$$C_y = \frac{2Y}{\rho V^2 S}, \quad (15)$$

$$C_m = \frac{2M_z}{\rho V^2 S l}, \quad (16)$$

čia S - aptekamo kūno paviršiaus plėtas; ρ - srauto tankis.

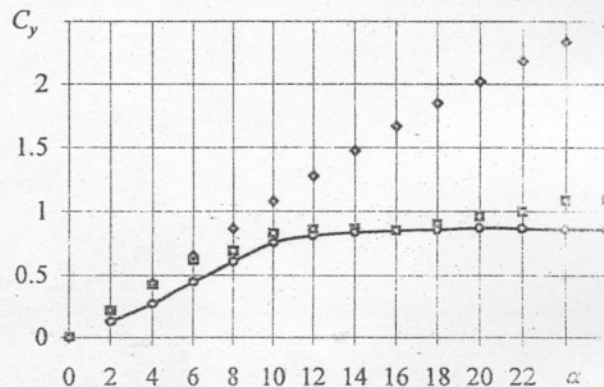
Modelis sudarytas erdvę (10×10 profilio stygos ilgio [5]) aplink nagrinėjamąjį kūną suskaidant į keturkampius aukštesnės eilės FLUID 141 tipo baigtinius elementus, turinčių po aštuonis mazgus. Pasienio sluoksnyje naudojami pasienio elementai. Elementai, esantys prie aptekamo kūno kontūro, programoje ANSYS/FLOTRAN automatiš-

kai įvertinami kaip pasienio elementai. Elementai, esantys pasienio sluoksnyje, yra gerokai smulkesni negu elementai, esantys laisvo srauto zonoje. Priklausomai nuo atakos kampo baigtinių elementų dydis pasienio sluoksnyje kinta esant atakos kampui $\alpha = 0^\circ - 10^\circ$, elemento santykinis ilgis, palyginti su profilio chorda - $1/300$, esant kritiniams atakos kampams, kai $\alpha \approx 20^\circ$, šis santykis - $1/500$. Priklausomai nuo diskretizacijos, baigtinių elementų skaičius modelyje svyravo nuo 34000 iki 44000. Baigtinių elementų tinkliukas buvo generuojamas laisva forma. Priklausomai nuo uždavinio konvergavimo skaičiavimo iteracijų skaičius 800 - 2500.

Kraštinės sąlygas šiame modelyje lemia srauto įėjimo greičio komponentės ir srauto išėjimo slėgio dydžiai bei srauto greičio komponentės aptekamo kūno kontūre: įėjimo greičio komponentės ($v_x = v_\infty$, $v_y = 0$, v_∞ - laisvo srauto greitis), išėjimo slėgio reikšmė $p_{out} = 0$; greičio komponentės ant aptekamo kūno kontūro $v_x = 0$, $v_y = 0$. Srauto fizinės savybės nusakomos srauto tankiu ρ ir dinaminiu klampumo koeficientu μ .

5. Modelio patikrinimas

Skaitinio modelio skaičiavimų teisingumui patikrinti buvo atliktas stačiakampės plokštelės CAGI-005 (matmenys: 150×750 mm) tyrimas [7]. Plokštelė pasirinkta todėl, kad dėl paprastos formos gerokai supaprastėja skaičiavimai konforminio atvaizdavimo metodu. Aptekėjimo tyrimas atliktas esant šioms sąlygoms: Reinoldso skaičius $Re = 350000$, oro tankis $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, laisvo srauto greitis $v_\infty = 34 \text{ m/s}$, išėjimo slėgis $p_{out} = 0$. Atakos kampo kitimo diapazonas $\alpha = 0^\circ - 26^\circ$.

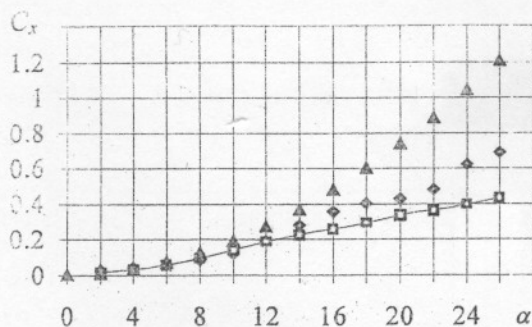


1 pav. Plokštelės keliamosios jėgos koeficiento C_y priklausomybės nuo atakos kampo α , $\diamond$ - konforminio metodo; $\square$ - baigtinių elementų metodo skaičiavimų rezultatai; $\circ$ - eksperimento duomenys

Baigtinių elementų metodu gauti rezultatai palyginti su rezultatais, gautais analitiniu konforminio atvaizdavimo metodu [6], bei su eksperimento rezultatais, gautais aerodinaminiam vamzdyje [7].

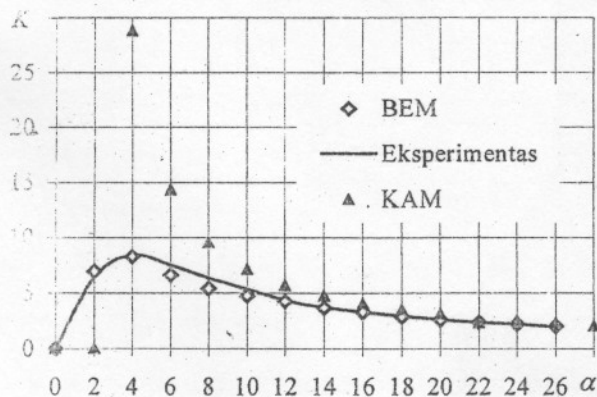
Stačiakampės plokštelės aerodinaminės keliamosios jėgos koeficiento C_y priklausomybė nuo atakos kampo α parodyta 1 pav. Atvaizduotame grafike matyti, kad esant nedideliams atakos kampams baigtinių elementų metodu (BEM) ir konforminio atvaizdavimo metodu (KAM) gauti rezultatai nedaug skiriasi nuo eksperimentinių. Prašokus kritinį atakos kampą, matyti, kad baigtinių elementų metodu skaičiuotos C_y reikšmės labiau atitinka

eksperimentines reikšmes nei gautos kónforminio atvaizdavimo metodu, mat skaičiuojant kónforminio atvaizdavimo metodu, neįvertinamas pasienio sluoksnio atitrūkimo sukeltas prašokus kritinį atakos kampą.



2 pav. Plokštelės pasipriešinimo jėgos koeficiento C_x priklausomybė nuo atakos kampo α ; Δ - kónforminio metodo; $\diamond$ - baigtinių elementų metodo skaičiavimų rezultatai; $\square$ - eksperimento duomenys

Plokštelės aerodinaminio pasipriešinimo jėgos koeficiento C_x priklausomybė nuo srauto atakos kampo α parodyta 2 pav. Grafike matyti, kad, esant kritiniams atakos kampams, baigtinių elementų metodu gautos reikšmės C_x labiau atitinka eksperimentines reikšmes nei gautos kónforminio atvaizdavimo metodu.

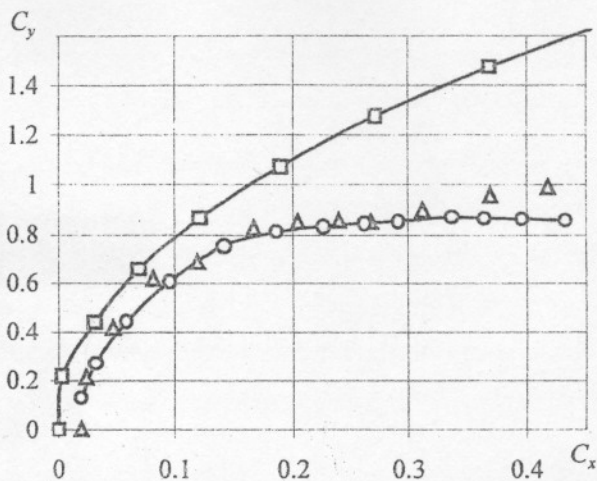


3 pav. Plokštelės aerodinaminės kokybės K priklausomybė nuo atakos kampo α

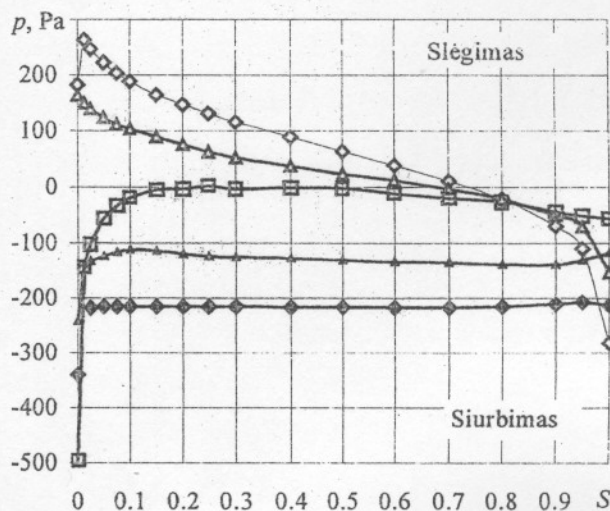
Santykio tarp aerodinaminės keliamosios jėgos koeficiento C_y ir pasipriešinimo jėgos koeficiento C_x priklausomybė (aerodinaminė profilio kokybė $K=C_y/C_x$) nuo atakos kampo α atvaizduota 3 pav. Šiame grafike matyti, kad, esant mažesniems atakos kampams, reikšmės gautos baigtinių elementų metodu yra kur kas artimesnės eksperimentinėms, nei reikšmės gautos kónforminio atvaizdavimo metodu.

4 pav. parodyta Lilentalio poliarė, kurioje atvaizduota keliamosios jėgos C_y priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koeficiento C_x . Šiame grafike akivaizdžiai matyti, kad baigtinių elementų metodu gautos reikšmės artimesnės eksperimentinėms reikšmėms nei kónforminio atvaizdavimo metodu gautos reikšmės.

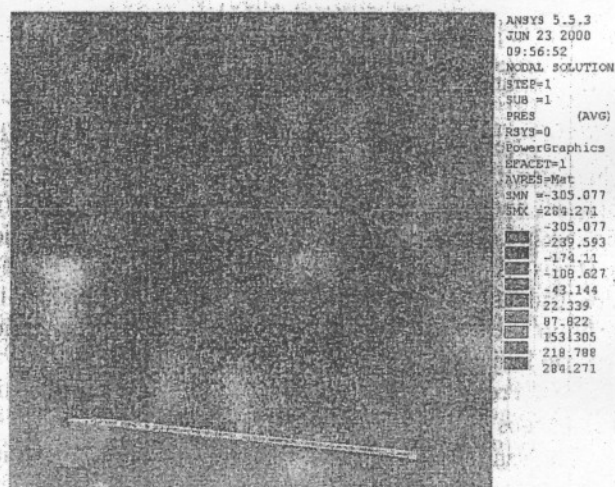
Slėgio pasiskirstymas, apskaičiuotas baigtinių elementų metodu plokštelės paviršiuje esant įvairiems atakos kampams α , atvaizduotas 5 pav. Viršutinėje plokštelės dalyje susidaro siurbimas, apatinėje dalyje – slėgimas. Slėgių laukai plokštelės aplinkoje atvaizduoti 6 pav.



4 pav. Plokščios plokštelės Lilentalio poliarų palyginimas. $\square$ - kónforminio metodo; Δ - baigtinių elementų metodo skaičiavimų rezultatai; $\circ$ - eksperimento duomenys



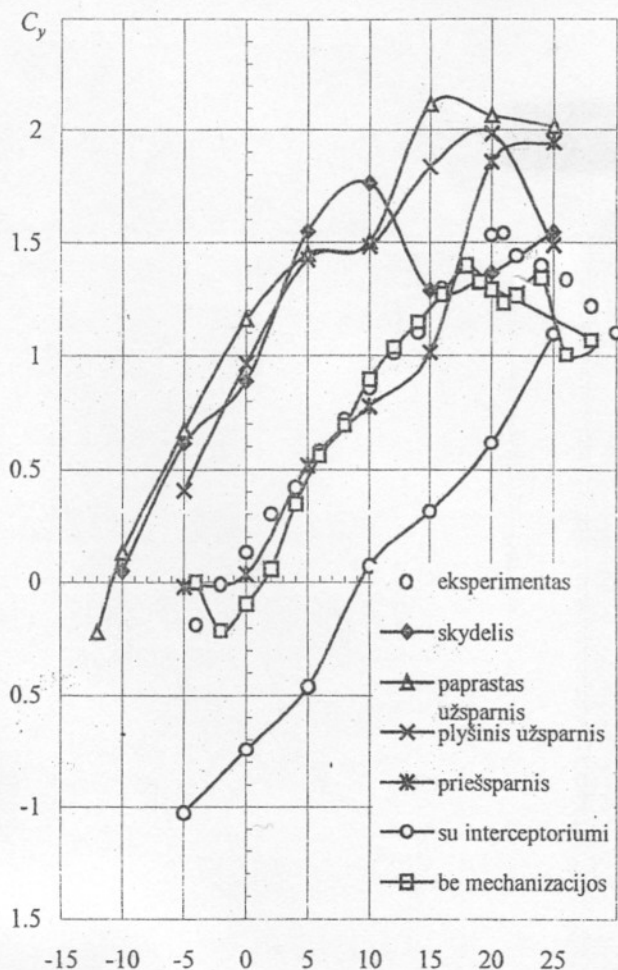
5 pav. Slėgio pasiskirstymas plokštelės paviršiuje S , esant skirtingiems atakos kampams. $\diamond$ - 20° , Δ - 15° , $\square$ - 0°



6 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas plokštelės aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 6^\circ$

Palyginus plokštelės pagrindines aerodinamines charakteristikas matyti, kad reikšmės, gautos baigtinių elementų metodu yra artimesnės eksperimentinėms nei

reikšmės, gautos konforminio atvaizdavimo metodu. Tai patvirtina išvadą, kad baigtinių elementų metodas yra tinkamas tirti, kaip klampus nespūdas srautas apteka aerodinaminius profilius.



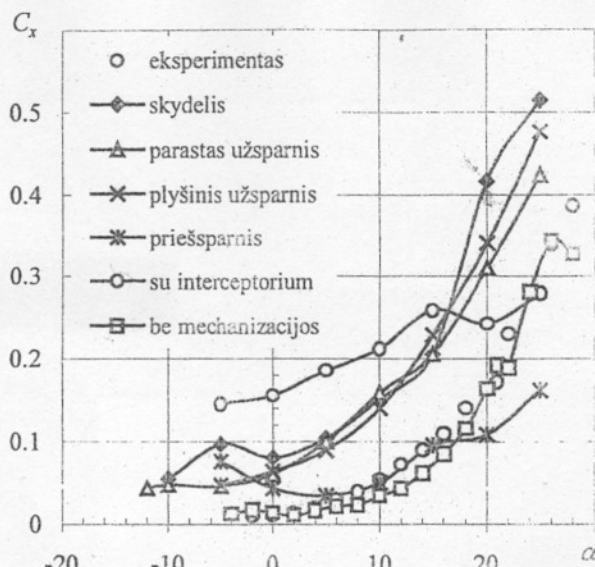
7 pav. NACA 2315 profilio su įvairia mechanizacija keliamosios jėgos koeficiento C_y priklausomybė nuo atakos kampo α

6. Tyrimo rezultatai

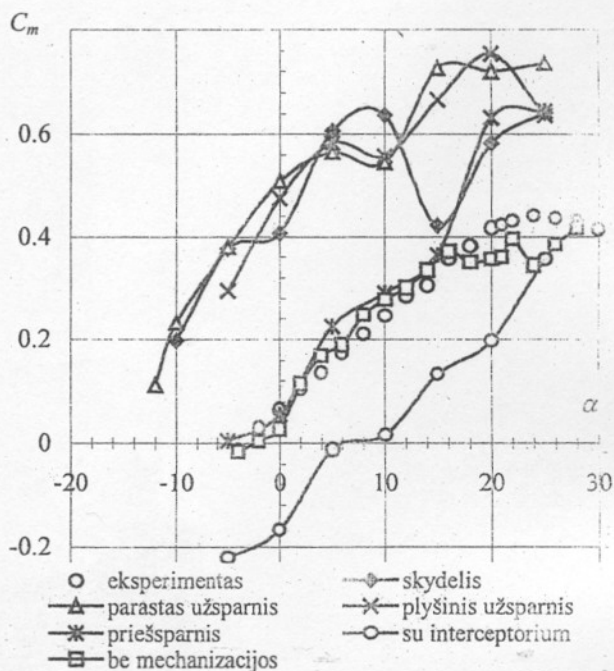
6.1. Aerodinaminio profilio NACA 2315 tyrimas

Aerodinaminio profilio pagrindinės geometrinės charakteristikos: stygos ilgis b – atstumas tarp dviejų labiausiai nutolusių profilio kontūro taškų; santykinis profilio aukštis C_{max} – didžiausias profilio storio ir stygos ilgio santykis (išreiškiamas procentais); storiausios profilio dalies padėtis priekinės briaunos atžvilgiu x_c ; santykinis profilio kreivumas f_{max} – didžiausio atstumo tarp profilio vidurio linijos santykis su stygos ilgiu.

Profilio NACA 2315 geometrinės charakteristikos: stygos ilgis $b = 1$ m, santykinis profilio aukštis $C_{max} = 15\%$, santykinis profilio kreivumas $f_{max} = 0.02$; profilio storiausios dalies padėtis priekinės briaunos atžvilgiu sudaro 30 % stygos ilgio. Pagrindinės profilio aerodinaminės charakteristikos yra keliamosios jėgos koeficientas C_y , pasipriešinimo jėgos koeficientas C_x , aerodinaminio sukimo momento koeficientas C_m . Šie koeficientai priklauso nuo daugelio veiksnių (atakos kampo, profilio geometrijos, Reynoldso skaičiaus, proilgio – sparno ilgio ir pločio san-



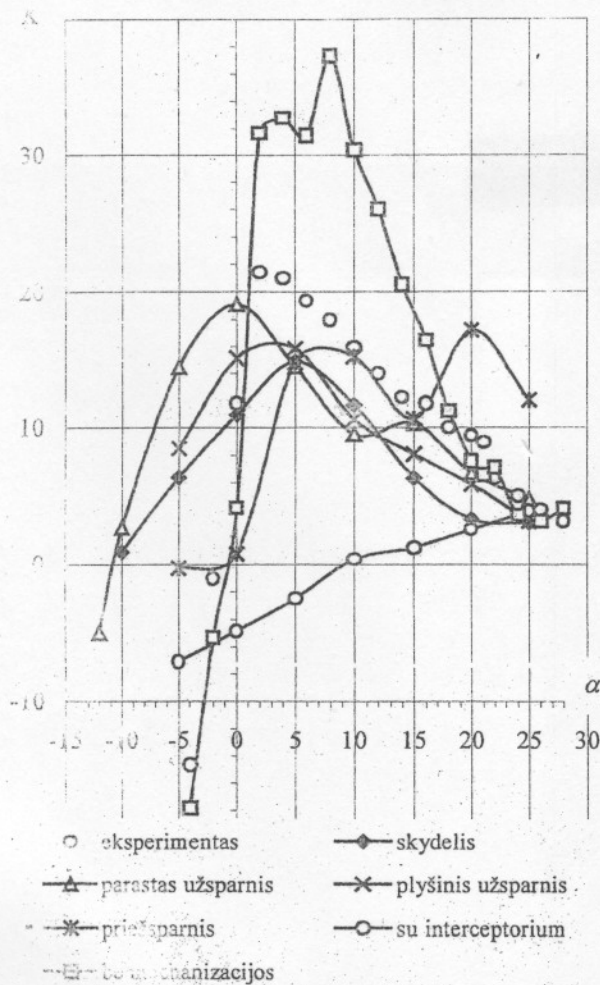
8 pav. NACA 2315 profilio su įvairia mechanizacija pasipriešinimo jėgos koeficiento C_x priklausomybė nuo atakos kampo α



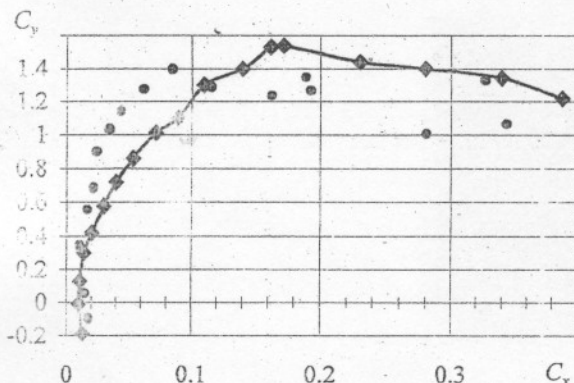
9 pav. NACA 2315 profilio su įvairia mechanizacija aerodinaminio sukimo momento koeficiento C_m priklausomybė nuo atakos kampo α

tykio ir kt.). Dažniausiai praktikoje profilio aerodinaminės charakteristikoms apibūdinti naudojama koeficientų C_y , C_x ir C_m priklausomybė nuo atakos kampo, esant tam tikram Reynoldso skaičiui.

Profilio NACA 2315 aerodinaminės charakteristikos: maksimalus keliamosios jėgos koeficientas $C_{y \max} = 1.62$; minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas $C_{x \min} = 0.0087$; sukimo momento koeficientas esant nuliniai keliamajai jėgai $C_{m0} = 0.034$; maksimali aerodinaminė kokybė $K = 22.6$. Įėjimo greitis $v_x = 21$ m/s, $v_y = 0$ m/s; išėjimo slėgis $p = 0$ Pa; Reynoldso skaičius $Re = 3060000$; tankis $\rho = 1.225$ kg/m³; pasienio sluoksnio konstanta $E_{EWIL} = 1$; pasienio sluoksnio storio koeficientas $y^+_{TRAN} = 1$ [3].

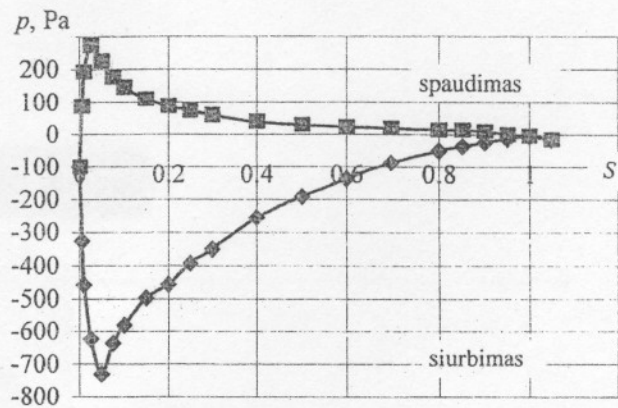


10 pav. NACA 2315 profilio su įvairia mechanizacija aerodinaminės kokybės K priklausomybė nuo atakos kampo α

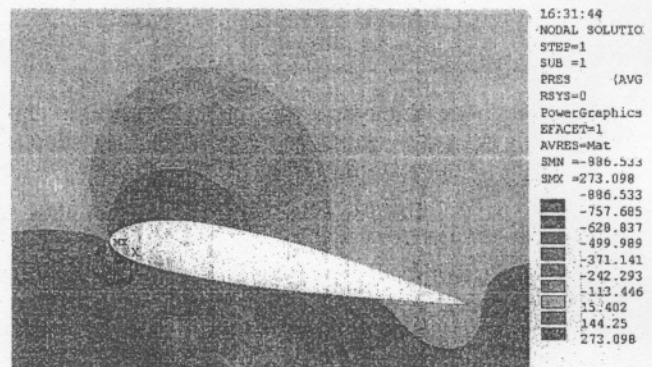


11 pav. NACA 2315 profilio Lilientalio poliarė. • - baigtinių elementų metodo skaičiavimų rezultatai; ◇ - eksperimento duomenys

Naudojant baigtinių elementų metodu pagrįstą kompiuterinę programą ANSYS/FLOTRAN, gauti šie rezultatai: keliamosios jėgos koeficiento C_y priklausomybė nuo atakos kampo α (7 pav.), pasipriešinimo jėgos koeficiento C_x priklausomybė nuo atakos kampo α (8 pav.), aerodinaminio sukimo momento C_m priklausomybė nuo atakos kampo α (9 pav.), aerodinaminės kokybės K priklausomybė nuo atakos kampo α (10 pav.), profilio Lilientalio poliarė (11 pav.) ir slėgio bei slėgio laukų pasiskirstymas profilio paviršiuje esant atakos kampui 10° (12 ir 13 pav.).



12 pav. Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio paviršiuje, kai atakos kampas $\alpha = 10^\circ$



13 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas profilio NACA 2315 aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 10^\circ$

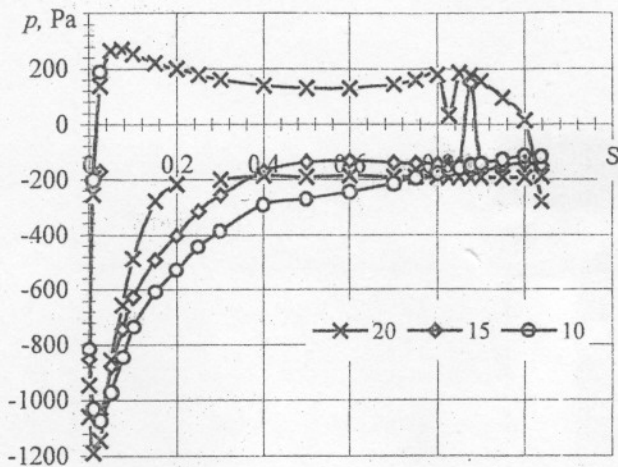
Palyginus baigtinių elementų metodu gautus C_x ir C_y rezultatus su eksperimento duomenimis, matyti, kad jie gana gerai sutampa [8]. 11 pav. pavaizduotos Lilientalio poliarės gautos naudojant baigtinių elementų metodą ir eksperimento duomenis.

6.2. NACA 2315 profilio su tūpimo skydeliu aptekėjimo tyrimas

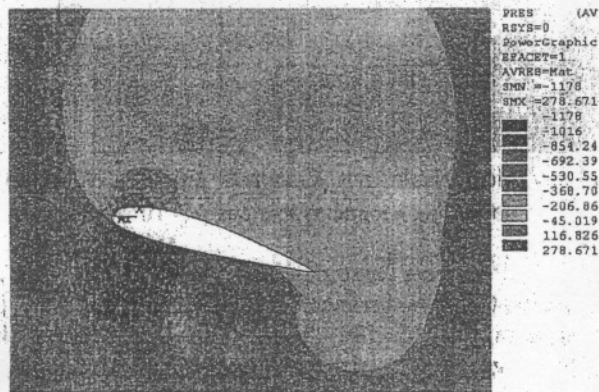
Tūpimo skydelis naudojamas keliamosios jėgos koeficiento C_y padidimui. Keliamoji jėga padidėja dėl santykinio profilio kreivumo padidėjimo pakreipus skydelį tam tikru kampu δ žemyn. Dėl to taip pat padidėja bendras profilio pasipriešinimo koeficientas C_x ir sukimo momento koeficientas C_m . Maksimali aerodinaminė kokybė sumažėja. Kritinis atakos kampas sumažėja. Tyrimas buvo atliktas esant tai pačiai profilio geometrijai kaip ir NACA 2315 profilio. Tūpimo skydelio ilgis 20% profilio chordos ilgio, skydelio atsilenkimo kampas $\delta = 30^\circ$. Kraštinės aptekėjimo sąlygos tokios pat kaip ir tiriant profilio NACA 2315 aptekėjimą.

Kai tūpimo skydelis atlenktas $\delta = 30^\circ$, palyginti su paprastu profiliu be tūpimo skydelio, aerodinaminės charakteristikos pasikeičia taip: maksimalus keliamosios jėgos koeficientas C_y padidėja nuo 1.54 iki 1.75 (13.6%) (7 pav.); minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas C_x padidėja 12.3% - nuo 0.01 iki 0.081 (8 pav.); lenkimo momento C_m reikšmė esant nuliui keliamajai jėgai padidėja 17% - nuo 0.034 iki 0.2 (9 pav.). Maksimali aerodinaminė kokybė K sumažėja 30.7% - nuo 21.5 iki 14.9 (10 pav.). Kritinis atakos kampas sumažėja nuo 21° iki 10° .

Slėgio pasiskirstymas profilio kontūre, esant atakos kampams 10° , 15° ir 20° pavaizduotas 14 pav. Slėgio laukai profilio aplinkoje atvaizduoti 15 pav.



14 pav. Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio su tūpimo skydeliu paviršiuje esant skirtingiems atakos kampams α : 10° , 15° , 20°

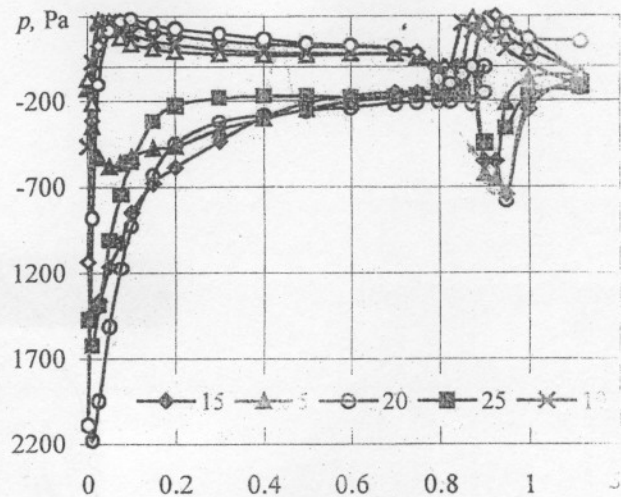


15 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas profilio NACA 2315 su pakreiptu $\delta = 30^\circ$ tūpimo skydeliu aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 15^\circ$

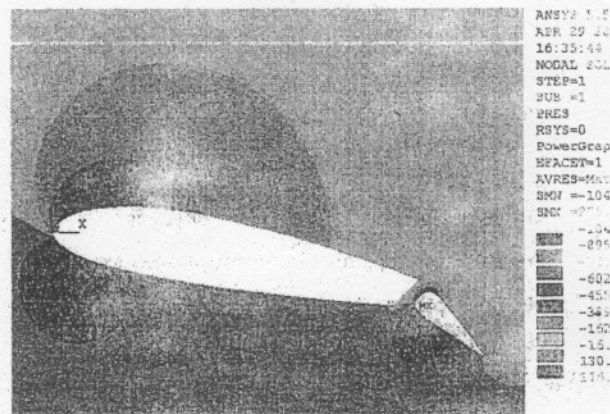
6.3. NACA 2315 profilio su plyšiniu užsparniu aptekėjimo tyrimas

Plyšinis užsparnis skirtas padidinti bendram profilio keliamosios jėgos koeficientui C_y . Jis padidėja pakreipus užsparnį tam tikru kampu δ , dėl to padidėja santykinis profilio kreivumas, o pro tarp sparno ir užsparnio susidariusį plyšį pratekantis oro srautas uždelsia pasienio sluoksnio atitrūkimą. Dėl to padidėja kritinis atakos kampas, bendras profilio pasipriešinimas C_x ir aerodinaminis sukimo momentas C_m padidėja, aerodinaminė kokybė K sumažėja.

Tirtas profilis NACA 2315 su plyšiniu užsparniu, esant šiems geometriniais parametrams: profilio chordos ilgis $l = 1$ m; užsparnio ilgis 20% profilio chordos ilgio; užsparnio atilenkimo kampas $\delta = 30^\circ$. Kiti geometriniai duomenys ir kraštinės sąlygos tokie pat kaip ir tiriant profilio NACA 2315 aptekėjimą. Kai plyšinis užsparnis pakreiptas $\delta = 30^\circ$ kampu, palyginti su profiliu be užsparnio, maksimalus keliamosios jėgos koeficientas C_y padidėja 12.9%; nuo 1.54 iki 2.0 (7 pav.). Minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas C_x , esant atlenktam užsparniui padidėja 20%, nuo 0.01 iki 0.05 (8 pav.). Aerodinaminio sukimo



16 pav. Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio su plyšiniu užsparniu paviršiuje, esant įvairiems atakos kampams α



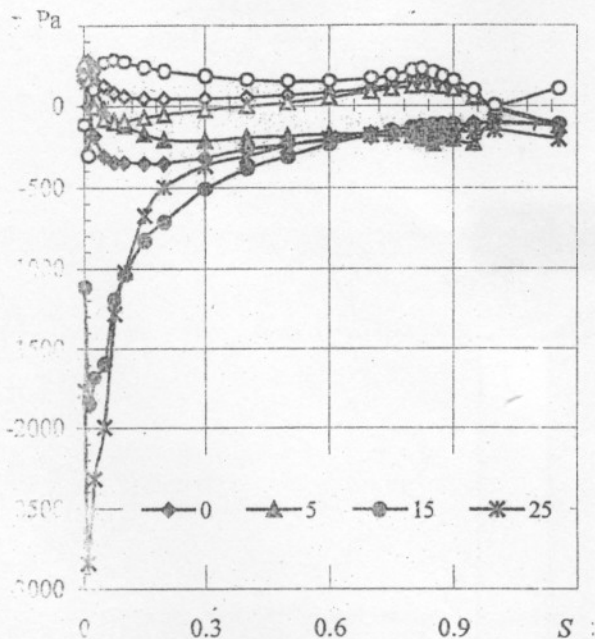
17 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas profilio NACA 2315 su $\delta = 30^\circ$ kampu pakreiptu plyšiniu užsparniu aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 10^\circ$

momento koeficiento C_m priklausomybė nuo atakos kampo pavaizduota 9 paveiksle. Maksimali aerodinaminė kokybė profilio su plyšiniu užsparniu sumažėja 13.6%; nuo 21.5 iki 15.8 (10 pav.). Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio su plyšiniu užsparniu paviršiuje esant skirtingiems atakos kampams, atvaizduota 16 pav., o slėgio laukų išsidėstymas profilio aplinkoje - 17 pav.

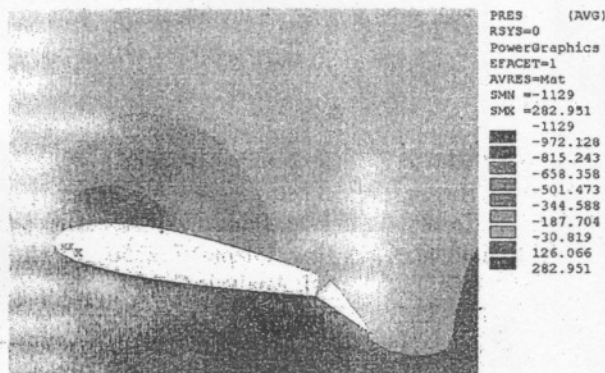
6.4. NACA 2315 profilio su paprastu užsparniu aptekėjimo tyrimas

Paprastas užsparnis naudojamas sparno profilio keliamosios jėgos koeficientui C_y padidinti. C_y padidėjimas pasiekiamas pakreipiant profilio galinę dalį tam tikru kampu δ žemyn. Pakreipus paprastą užsparnį, padidėja bendras profilio kreivumas ir ties užsparniu susidaro išretėjimo zona. Koeficientas C_y padidėja, o pasipriešinimo jėgos koeficientas C_x sumažėja lyginant su tūpimo skydeliu.

Tyrimai buvo atliekami su NACA 2315 profiliu ir 20% stygos ilgio užsparniu, pakreipimo kampas $\delta = 30^\circ$. Kiti geometriniai duomenys ir kraštinės sąlygos tokios pačios kaip ir NACA 2315 tyrimo atveju. Gautas profilio NACA 2315 su paprastu užsparniu aerodinaminės charakteristikos: maksimalus keliamosios jėgos koeficientas $C_y = 2.1$ padidėjo 13.6%; palyginant su profiliu be užsparnio



18 pav. Slėgio pasiskirstymas profilio paviršiuje NACA 2315 su pakreiptu $\delta = 30^\circ$ paprastu užsparniu, esant įvairiems atakos kampams α



19 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas profilio NACA 2315 su pakreiptu $\delta = 30^\circ$ paprastu užsparniu aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 10^\circ$

(7 pav.), minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas $C_x = 0.046$ padidėjo 21.8% (8 pav.); aerodinaminis sukimo momento koeficientas esant nulinei keliamajai jėgai $C_{m0} = 0.19$, padidėjo 19 kartų (9 pav.), maksimali aerodinaminė profilio kokybė $K=19.1$, (sumažėjo 11.2%) (10 pav.); kritinis atakos kampas sumažėjo 23.8% ($\alpha_{kr} = 16^\circ$). Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio paviršiuje su paprastu užsparniu, esant įvairiems atakos kampams, pavaizduota 18 pav., slėgio laukų išsidėstymas pavaizduotas 19 pav.

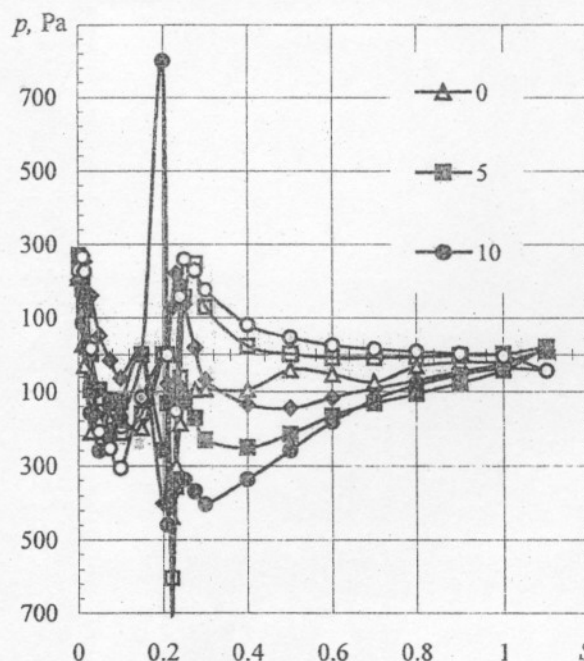
6.5. NACA 2315 profilio su priešsparniu aptekėjimo tyrimas

Priešsparnis – tai profilio formos elementas, esantis prieš sparno priekinę briauną. Priešsparnis naudojamas kritiniam profilio atakos kampui padidinti, ko pasekoje išauga maksimali aerodinaminė keliamoji jėga. Oro srautas, pratekantis pro tarp priešsparnio ir sparno esantį siaurėjantį plyšį, padidina pasienio sluoksnio kinetinę energiją ir atitolina pasienio sluoksnio atitrūkimo tašką priekinės briaunos link. Be to, pats priešsparnis, aptekamas

kaip atskiras sparnas, sukuria papildomą keliamąją jėgą, todėl pasikeičia viso sparno aerodinaminės charakteristikos.

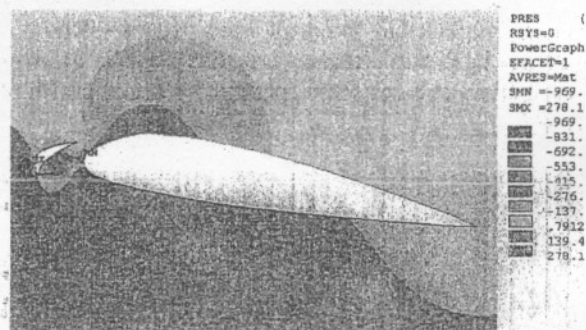


20 pav. Priešsparnio padėties parametrai profilio atžvilgiu: $a = 80$ mm, $B = 20$ mm, $C = 40$ mm.



21 pav. Slėgio pasiskirstymas profilio paviršiuje NACA 2315 su priešsparniu, esant įvairiems atakos kampams α

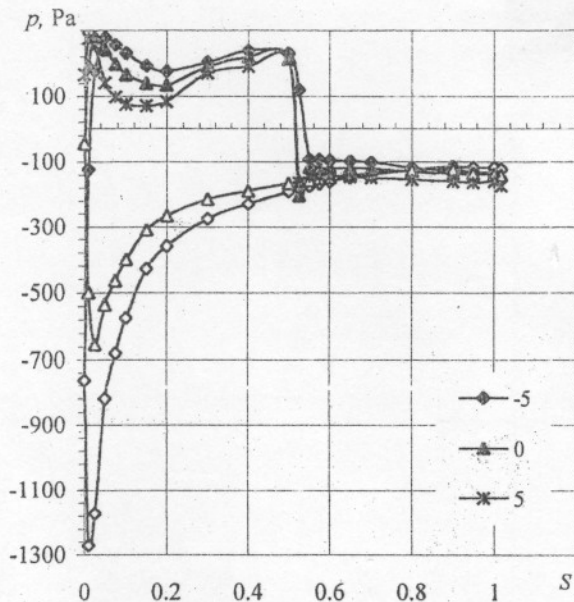
Priekinė priešsparnio dalis tokia pati, kaip ir NACA 2315 profilio. Priešsparnio padėties parametrai profilio atžvilgiu pavaizduoti 20 paveiksle. Profilio geometrija ir kraštinės sąlygos tokios pat kaip ir tiriant NACA 2315 profilio.



22 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas profilio NACA 2315 su priešsparniu aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 10^\circ$

Gautos profilio NACA 2315 su priešsparniu aerodinaminės charakteristikos: maksimalus keliamosios jėgos koeficientas $C_y = 1.94$ (padidėjo 25.9% palyginant su profiliu be priešsparnio) (7 pav.), minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas $C_{x,min} = 0.035$ (padidėjo 21.8%) (8 pav.), aerodinaminis sukimo momento koeficientas C_m esant nu-

linei keliamajai jėgai $C_{m0} = 0.035$ (padidėjo 35 % lyginant su profiliu be priešsparnio) (9 pav.); maksimali aerodinaminė profilio kokybė $K = 19.1$ (sumažėjo 11.2 %) (10 pav.), kritinis atakos kampas $\alpha_{kr} = 26^\circ$ (padidėjo 23.8%). Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio paviršiuje su priešsparniu, esant įvairiems atakos kampams, pavaizduota 21 pav., slėgio laukų išsidėstymas profilio aplinkoje pavaizduota 22 pav.

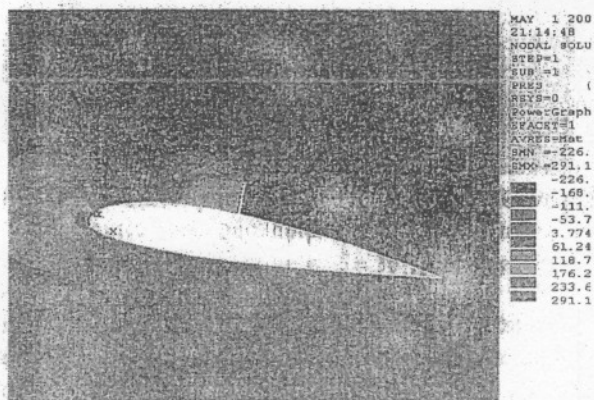


23 pav. Slėgio pasiskirstymas profilio NACA 2315 su interseptorium paviršiuje, esant įvairiems atakos kampams α

6.6. NACA 2315 profilio su interseptoriumi aptekėjimo tyrimas

Interseptorius yra sparno elementas, statmena oro srautui plokštelė, skirta bendram profilio pasipriešinimo koeficientui žymiai padidinti, kartu sumažinti profilio aerodinaminei kokybei. Interseptoriaus efektyvumas daugiausia priklauso nuo jo ploto ir padėties profilio stygos atžvilgiu.

Atliekant tyrimus interseptoriaus aukštis sudarė 50% profilio aukščio, interseptoriaus padėtis – 50% profilio stygos ilgio nuo priekinės briaunos. Profilio geometrija ir aptekėjimo sąlygos tokios pat kaip ir tiriant profilį NACA 2315.



24 pav. Slėgio laukų pasiskirstymas profilio NACA 2315 su interseptorium aplinkoje, kai atakos kampas $\alpha = 10^\circ$

Gautos profilio NACA 2315 su interseptoriumi aerodinaminės charakteristikos: maksimalus keliamosios jėgos koeficientas $C_y = 1.1$ sumažėjo 28.6% palyginant su profiliu be interseptoriaus (7 pav.); minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas $C_x = 0.145$ (8 pav.); aerodinaminis sukimo momento koeficientas, esant nulinei keliamajai jėgai, $C_{m0} = 0.01$ (9 pav.); maksimali aerodinaminė profilio kokybė $K = 3.9$ – sumažėjo 81.9% (10 pav.). Slėgio pasiskirstymas NACA 2315 profilio paviršiuje su interseptoriumi, esant įvairiems atakos kampams, atvaizduota 23 pav., slėgio laukai pavaizduoti 24 pav.

7. Išvados

1. Atlikta analizė parodė, kad gautos aerodinaminės charakteristikos gerai atitinka eksperimento aerodinaminiam vamzdyje rezultatus.

2. Pastebėti šie baigtinių elementų metodo pranašumai, palyginti su analitiniais metodais: galima tirti sudėtingos geometrijos profilių aptekėjimą, įvertinamas pasienio sluoksnio efektas, srauto atitrūkimas, galimybė tirti procesus profilio aplinkoje ("aerodinaminio šešėlio" ataka interferencija, ekrano efektas).

3. Tyrimo metu pastebėtas didelis rezultatų jautrumas elementų esančių pasienio sluoksnio zonoje diskretizacijai. Didėja skaičiavimo laiko sąnaudos (apie 12-18 val.).

Literatūra

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - Москва: Наука, 1978.-178с.
2. ANSYS Theory Reference, Fluid Flow Fundamentals, Eighth Edition, SAS IP Inc. Chapter 7.-285p.
3. ANSYS CDF FLOTTRAN, Analysis Guide, 3rd Edition. SAS IP Inc.-75p.
4. Седов Л.И. Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики. -Москва: МАИ. 1980.-163с.
5. Erkki Seinné, Validation of Navier - Stokes Computation and a Transition Model.-XXVI OSTIV Congress - Bayreuth, Germany, 1995, p.1-10.
6. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. -Москва: Наука, 1976.-100с.
7. Характеристики авиационных профилей.-Москва: ЦАГИ, 1936.-238с.
8. Нугманов Х. Численные методы расчета обтекания профили несжимаемым потоком.-Казань: КАЗАНЬ, 1986.-3с.

A. Šulskis, R. Barauskas

KLAMPAUS NESPŪDAUS PLOKŠČIOJO SRAUTO TEKĖJIMO APIE AERODINAMINIUS NACA 2315 PROFILIUS ANALIZĖ BAIGTINIŲ ELEMENTŲ METODU

Reziumė

Straipsnyje pateikta aerodinaminių profilių aptekamų klampaus nespūdaus srauto charakteristikų analizė naudojant baigtinių elementų metodo pagrindu sudarytą skaitinį modelį naudojantis ANSYS 5.5 programų paketo priedą FLOTTRAN. Turbulentinis srautas aprašomas stan-

modeliu. Modelis patikrintas palyginus plokščios plokštės aerodinamines charakteristikas (keliamosios, pasipriešinimo jėgų bei aerodinaminio sukimo momento koeficientai) su charakteristikomis aerodinaminiam vamzdyje. Gauti rezultatai gerai atitinka eksperimento reikšmes.

A. Šulskis, R. Barauskas

FINITE ELEMENT ANALYSIS NON COMPRESSIBLE TURBULENT FLOW AROUND AIRFOLS

Summary

This paper deals with the airfoils analysis using finite element method. The utilized ANSYS/FLOTRAN code solves the two-dimensional viscous non-compressible flow round flapped airfoil. The turbulent boundary layer effect is appreciated. Standard $k-\epsilon$ turbulence model was employed in the computations. Verification of the calculation was carried out by the comparison of rectangle plate aero dynamical characteristic with wind tunnel data. The computed lift, drag and pitching moment coefficients are compared with existing wind tunnel data.

The lift, drag and pitching moment coefficients matched well the experiments data.

A. Шулскис, Р. Бараускас

АНАЛИЗ ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ ВЯЗКИМ НЕСЖИМАЕМЫМ ПОТОКОМ ИСПОЛЬЗУЯ МЕТОД КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Резюме

В работе рассматриваются расчет и анализ характеристик аэродинамических профилей. В расчетах использована численная модель на основе метода конечных элементов (программный пакет ANSYS/FLOTRAN). Правдивость модели проверена сравнив расчетные результаты с данными экспериментов в аэродинамической трубе. Анализ показал, что результаты, полученные используя метод конечных элементов, совпадают с экспериментальными данными.

Įteikta 2000 11 27