

Факултет машиностроене и уредостроене Катедра Транспортна и авиационна техника и технологии

Маг. инж. Станимир Иванов Пенчев

ИЗСЛЕДВАНЕ НА АЕРОДИНАМИЧНИ ХАРАКТЕРИСТИКИ НА КРИЛА С КРАЙНИ АЕРОДИНАМИЧНИ ПОВЪРХНОСТИ

ΑΒΤΟΡΕΦΕΡΑΤ

на дисертация за придобиване на образователна и научна степен "ДОКТОР"

Област: 5. Технически науки

Професионално направление: 5.5. Транспорт, корабоплаване и авиация

Научна специалност: Проектиране и конструиране на автоматични и пилотирани летателни апарати

Научен ръководител: доц. д-р инж. Диан Гешев

Пловдив, 2018 г.

Дисертационният труд е обсъден и насочен за защита от Катедрения съвет на катедра "Транспортна и авиационна техника и технологии" към Факултет машиностроене и уредостроене на ТУ-София филиал Пловдив на редовно заседание, проведено на 25.04.2018 г.

Публичната защита на дисертационния труд ще се състои на 03.09.2018 г. от 11,00 часа в зала 4425 на IV корпус на Технически университет – София филиал Пловдив на открито заседание на научното жури, определено със заповед № ОЖ-137 / 30.04.2018 г. на Ректора на ТУ-София в състав:

1. Проф д-р инж. Добрин Сейзински – председател

2. Проф. д.т.н. инж. Борис Бонев

3. Доц. д-р инж. Диан Гешев – научен секретар

4. Доц. д-р инж. Атанас Хасъмски

5. Доц. д-р инж. Добрин Добрев

Рецензенти:

1. Проф д-р инж. Добрин Сейзински

2. Проф. д.т.н. инж. Борис Бонев

Материалите по защитата са на разположение на интересуващите се в канцеларията на Факултет машиностроене и уредостроене на ТУ-София филиал Пловдив, IV корпус, кабинет № 4239.

Дисертантът е задочен докторант към катедра "Транспортна и авиационна техника и технологии" на Факултет машиностроене и уредостроене. Изследванията по дисертационната разработка са направени от автора, като някои от тях са подкрепени от научноизследователски проекти.

Автор: маг. инж. Станимир Пенчев Заглавие: Изследване на аеродинамични характеристики на крила с крайни аеродинамични повърхности Тираж: 30 броя

І. ОБЩА ХАРАКТЕРИСТИКА НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Актуалност на проблема

Намаляването на индуктивното съпротивление е един от подходите за подобряване характеристиките на съвременните летателни апарати. Основно следствие от това е повишаването на далечината и продължителността на полета, скороподемността и далечината на планиране. Това е свързано с увеличените носеща способност и максимално аеродинамично качество, водещи до намаляване на разхода на гориво и вредните емисии. Един от начините за намаляване на индуктивното съпротивление е използването на крайни аеродинамични повърхности (КАП). Съществува голямо разнообразие от такива устройства, нови патенти и се провеждат интензивни научни изследвания в тази област.

Проектирането на крило с КАП е свързано с отчитането на много аеродинамични, енергетични, конструктивно-геометрични и експлоатационни характеристики. Изборът на оптималното проектно решение на КАП по критерия за аеродинамична ефективност за определен тип самолет е тясно свързан с тяхното аеродинамично проектиране. Това прави изследването на аеродинамичните характеристики на крила с КАП изключително актуално.

Цел на дисертационния труд, основни задачи и методи за изследване

Целта на настоящата работа е определяне на влиянието на крайните аеродинамични повърхности върху аеродинамични характеристики на крила в течение на несвиваем флуид.

За постигането на тази цел трябва да се решават следните изследователски задачи:

1. Да се извърши проучване и класификация на известни КАП и да се уточни тяхната терминология.

2. Да се определят особеностите на обтичане и влиянието им върху изменението на аеродинамичните характеристики на крила с КАП.

3. Да се разработи теоретичен модел на обтичането на крила с КАП и се изберат методи на изследване.

4. Да се разработи методика за експериментално изследване на аеродинамичните характеристики на крила с КАП.

5. Да се разработи експериментална уредба за изследване на физични модели на крила с КАП в аеродинамична тръба за малки дозвукови скорости.

6. Да се проведат експерименти с физичните модели в аеродинамична тръба за малки дозвукови скорости.

7. Да се извърши обработка и анализ на резултатите.

За извършване на изследванията са използвани методите на експерименталната аеродинамика. Създаването на физичните модели,

обработката и представянето на резултатите е направено в средата на програмните продукти SolidWorks, MS Excel и Matlab.

Научна новост

Изследване на влиянието на конструктивни параметри на крила с КАП върху изменението на аеродинамични характеристики. Използване на методите на експерименталната аеродинамика за определяне на аеродинамични характеристики на крила с КАП по параметрите на течението в следата.

Практическа приложимост

Получените резултати могат да се използват в процеса на проектиране на безпилотни летателни апарати. Със създадената система и методиката за определяне на аеродинамични характеристики чрез измерване на параметри на течението в следата на модел е допълнено оборудването и методическото осигуряване на аеродинамичния комплекс УЛАК-1. Данните от тези изследвания могат да послужат за изясняване на физическата картина на теченията, за верификация на математически модели и др.

Апробация

Материалите от разработката са докладвани на следните научни форуми: XV Международна научна конференция trans & MOTAUTO '08, 18-20 септември 2008, Созопол, България; VI Национална конференция за студенти, докторанти и млади учени 2015, 16 май 2015, Пловдив, България; Национална конференция по машиностроене и машинознание Варна 2015, 8-10 септември 2015, Варна, България; Младежки форум "Наука, технологии, иновации, бизнес – 2015", 15 октомври 2015, Пловдив, България; Международна научна конференция по авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии БулТранс 2017, 11-13 септември 2017, Созопол, България.

Публикации

Основните постижения и резултати от дисертационния труд са публикувани в 5 статии, от които 4 самостоятелни. Две от публикациите са в научни списания, а останалите в сборници с доклади от научни конференции.

Структура и обем на дисертационния труд

Дисертационният труд е в обем от 127 страници като включва увод, четири глави за решаване на формулираните основни задачи, заключение,

използвана литература, списък на основните приноси на дисертацията. Цитирани са общо 123 литературни източници, от които 106 са на латиница и 17 на кирилица. Работата включва общо 115 фигури и 6 таблици. Номерата на фигурите и таблиците в автореферата съответстват на тези в дисертационния труд.

II. СЪДЪРЖАНИЕ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ НА СЪСТОЯНИЕТО НА ПРОБЛЕМА

1.2. Крайни аеродинамични повърхности

1.2.1. Общи положения

Крайните аеродинамични повърхности са създадени и предназначени за подобряване на аеродинамичната ефективност на летателните апарати посредством намаляване на индуктивното съпротивление и интензивността на крайния вихър. КАП са прост и същевременно евтин начин за подобряване на икономическите показатели на самолета. Те служат за увеличаване на ефективното удължение на крилото, с което се намалява индуктивното съпротивление, създавано от откъсващите се от краищата на крилото вихри Окрайчването на крилото [1]. с използване на различни крайни аеродинамични повърхности създава неголям допълнителен огъващ момент на крилото, поради което относително лесно се използва за модификация на вече съществуващите крила, без да се нарушава тяхната изходна силова конструкция. Разбира се, принципно оптимално проектираното крило не се нуждае от КАП [109]. Но в процеса на разработката му при търсенето на компромис между множеството изисквания често пъти се използват КАП при създаването нови самолети.

В повечето случаи се използват крайни аеродинамични повърхности с един елемент. Ъгълът на атака на този елемент се подбира, така че максималният ефект се постига при крайцерски режим на полета. В практиката на самолетостроенето са разработени различни конструктивни мерки насочени за намаляване на индуктивното съпротивление, т.е. са разработени конструктивни елементи за намаляване загубите на енергия за образуване на крайните вихри.

1.2.3. Класификация на крайните аеродинамични повърхности

Крайните аеродинамични повърхности са разделени в три основни групи – плоски в равнината на крилото, плоски, под ъгъл с равнината на крилото и пространствени. Допълнителни признаци, които са използвани при направената класификация, са броя на аеродинамичните повърхности, формата в план, начина на свързване към основната носеща повърхност, възможността за прибиране на КАП в конструкцията на крилото.



Фиг. 1.15. Класификация на крайни аеродинамични повърхности

Изводи:

1. Съществува голямо разнообразие от различни видове крайни аеродинамични повърхности, но няма класификация, която да е направена по определени признаци. Например, много от тези устройства се разглеждат като някакъв вид уинглет.

2. Основните видове крайни аеродинамични повърхности, които са намерили приложение при съвременните транспортни самолети, са различни видове на КАП с уиглет и равнинни КАП с увеличена стреловидност.

3. При изследванията на крила с КАП се използват числени и експериментални методи като резултатите от последните са определящи за доказване на аеродинамичната им ефективност.

4. Липсва систематизирано експериментално изследване на различни конфигурации крила с КАП.

5. Методите за определяне на аеродинамичните характеристики по параметрите на следата са едни от основните, използвани при изследванията на крила с КАП и имат важна роля за изясняване на физичната картина на обтичане и оценка на дела на индуктивното съпротивление.

ГЛАВА 2. ТЕОРЕТИЧЕН МОДЕЛ НА ОБТИЧАНЕТО НА КРИЛА С КРАЙНИ АЕРОДИНАМИЧНИ ПОВЪРХНОСТИ

2.1. Теоретичен модел за определяне на аеродинамичните характеристики по параметрите на течението в следата

2.1.1. Определяне на аеродинамичните сили

При обтичане на тяло от въздушно течение по повърността му възникват нормални напрежения от разпределението на налягането и тангенциални напрежения (триене), вледствие на вискозитета на флуида. Основен метод за определяне на аеродинамичните сили е чрез интегриране на тези напрежения по повърхността (S_b) на обекта. Изразът за пълната аеродинамична сила е

$$\vec{R} = \int_{S_b} (-p.\vec{n} + \vec{\tau}.\vec{n}) dS.$$
 (2.1)

При определяне на аеродинамичните характеристики в АДТ с използване на везни, тази сила и нейните компоненти се получават директно. Изразът (2.1) се прилага при числени методи, когато е пресметнато разпределението на натоварването по повърхността на обекта. Използва се и при експериментални изследвания със специално изработени дренирани модели.

Теоретичният модел, описан в тази част, се основава на принципа на теоретичните съхранение на количеството на движение И на И експериментални разработки представени в [37, 43, 58, 61, 74, 82, 83, 93, 106, 115]. Разглежда се затворена контролна област (S_{cv}), която обхваща обекта на изследване (крило с КАП), и изменението на параметрите на течението по стените, ограничаващи тази област. Като се използва интегралната форма на уравнението за запазване на количеството на движение, за пълната аеродинамична сила се получава следният израз [61]:

$$\vec{R} = \int_{S_{cv}} \left[-p.\vec{n} - \rho(\vec{V}.\vec{n})\vec{V} + \vec{\tau}.\vec{n} \right] dS.$$
(2.2)

Ако означим с V_{∞} скоростта, а с p_{∞} - статичното налягане на несмутеното течение и се приложи принципа за запазване на масата, интегралът (2.2) ще приеме следната форма:

$$\vec{R} = \int_{S_{cv}} \left[-(p - p_{\infty})\vec{n} - \rho(\vec{V}.\vec{n})(\vec{V} - \vec{V}_{\infty}) + \vec{\tau}.\vec{n} \right] dS$$
(2.3)

В горните формули с ρ е означена масовата плътност на въздуха, с τ – тензора на напреженията, а \vec{n} е нормалата към повърхнината S_{cv} , обхващаща контролната област. Ако контролната област (фиг.2.1) и нейните размери се увеличат така, че измененията на параметрите на течението по входната повърхност (разположена пред крилото) и страничните повърхности станат пренебрежимо малки, подемната сила Y_a и челното съпротивление X_a се определят съответно по формули (2.4) и (2.5). Интегрирането се извършва в равнина (S_w), разположена зад крилото и перпендикулярна на несмутеното течение. Приема се, че тази равнина е на достатъчно голямо разстояние зад крилото, за да се пренебрегнат напреженията от вискозното триене, които участват в израза (2.3). Проекциите на скоростта в тази равнина са V_y и V_z . Координатната система, която се използва е показана на фиг. 3.14.

$$Y_a = -\iint\limits_{S} (\rho V_x V_y) dy dz \tag{2.4}$$

$$X_a = -\iint_{S_w} \left[(p - p_\infty) + \rho V_x (V_x - V_\infty) \right] dydz$$
(2.5)



Фиг. 2.1. Схема на контролната област около крилото и равниините, в които се определят аеродинамичните сили: 1 – равнина пред крилото; 2'-равнина близко зад крилото; 2 – равнина на разстояние от крилото

Уравнения (2.4) и (2.5) са основа за определяне на аеродинамичните сили по данните от експерименти, включващи измерване на параметрите на течението. Определянето на параметрите на течението се извършва в равнина зад крилото, която е перпендикулярна на направлението на несмутеното течение. Тази конфигурация е подходяща за използване в аеродинамични тръби.

За изходни данни при определяне на подемната сила и силата на челно съпротивление на крило с КАП се използват измерените стойности на компонентите на скоростта на течението в следата.

Както е показано в [37,61,72] силата на индуктивно съпротивление може да се представи и в следния вид

$$X_{a_i} = \frac{1}{2} \rho \iint_{c \pi e \partial a} \psi \zeta_x \, dy dz, \qquad (2.27)$$

където ψ е токовата функция в равнината на измерване, а ζ_x напрежението на вихровия слой в следата, което е равно на удвоената стойност на проекцията на ъгловата скорост на течението, перпендикулярно на равнината на измерване.

$$\zeta_x = \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z}$$
(2.28)

Тази форма на израза за индуктивното съпротивление е удобна, защото намалява областта на измерване и я ограничава само в рамките на вихровата следа зад крилото. Токовата функция се получава като се реши уравнението на Поасон

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} = -\zeta_x \tag{2.29}$$

Подемната сила също може да се изрази чрез характеристиките на вихровата следа [61, 115].

$$Ya \approx \rho_{\infty} V_{\infty} \iint (z\zeta_{x}) dy dz \qquad (2.30)$$

2.1.2. Приложение на теоретичния модел при обработване на данните от експеримент в аеродинамична тръба.

При изследването на характеристиките на течението след крилото се получава разпределението на компонентите на скоростта в равнината, в която се извършва измерването. Обикновено точките, в които се извършва измерването образуват правоъгълна структурирана мрежа, която може да е с еднаква или променлива стъпка по двете координати.

За определяне на стойността на индуктивното съпротивление се извършва числено решаване на интеграла (2.27). За целта напрежението на вихровия слой се представя чрез циркулацията на скоростта около съответната клетка от изчислителната мрежа

$$\zeta_{k+1/2, j+1/2} = \Gamma_{k+1/2, j+1/2} / \Delta y \Delta z$$
(2.31)

В горния израз с Δy и Δz са означени стъпките на мрежата във вертикално и хоризонтално направления. Циркулацията на скоростта около дадена изчислителна клетка се пресмята по следния начин [61]

$$\Gamma_{k+1/2, j+1/2} = 0.5(V_{y_{k,j}} + V_{y_{k+1,j}}) \Delta y + 0.5(V_{z_{k+1,j}} + V_{z_{k+1,j+1}}) \Delta z - -0.5(V_{y_{k,j+1}} + V_{y_{k+1,j+1}}) \Delta y - 0.5(V_{z_{k,j+1}} + V_{z_{k+1,j+1}}) \Delta z$$
(2.32)

Токовата функция се определя от получената интензивност на вихровия слой по следната зависимост [59, 84]

$$\psi(y,z) = -\frac{1}{4\pi} \iint_{c\pi e\partial a} \zeta_x(y_0,z_0) \ln[(y-y_0)^2 + (z-z_0)^2] dy_0 dz_0$$
(2.33)

$$\psi_{k,j} = -\frac{1}{4\pi} \sum_{k_0, j_0} \Gamma_{k_0 + 1/2, j_0 + 1/2} \ln\left[\left(k_0 + \frac{1}{2} - k \right)^2 \Delta y^2 + \left(j_0 + \frac{1}{2} - j \right)^2 \Delta z^2 \right]$$
(2.34)

След това се определя стойността на силата на индуктивно съпротивление

$$X_{a_i} = \frac{1}{2} \rho \sum_{k,j} \frac{1}{4} (\psi_{k,j} + \psi_{k+1,j} + \psi_{k,j+1} + \psi_{k+1,j+1}) \Gamma_{k+1/2,j+1/2}$$
(2.35)

Подемната сила се изчислява с използване на пресметнатите стойности на циркулацията на скоростта за клетките от изчислителната мрежа

$$Y_a \approx \rho V_{\infty} \sum_{k, j} \frac{1}{4} \Big(z_{k, j} + z_{k+1, j} + z_{k, j+1} + z_{k+1, j+1} \Big) \cdot \Gamma_{k+1/2, j+1/2}$$
(2.36)

ГЛАВА 3. МЕТОДИКА ЗА ПРОВЕЖДАНЕ НА ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА КРИЛА С КРАЙНИ АЕРОДИНАМИЧНИ ПОВЪРХНОСТИ

3.2. Методика за определяне на интегралните характеристики при изпитване на модел в аеродинамична тръба.

3.2.1. Обект на изпитването

Наименование на изделието – модели на крила с различни компоновки на крайни аеродинамични повърхности.

Комплектност на изделието

Натурен модел на летателен апарат, имащ различни аеродинамични компоновки на крила с КАП, със следните геометрични ограничения: разпереност – до 400 *mm*; дължина – до 400 *mm*; площ на миделното сечение – до 4 800 *mm*².

Моделът за изпитване е съставен от отделни елементи, които позволяват да се конфигурира носеща повърхност с КАП с различни геометрични параметри. Това се осъществява като на съществуващото тяло на летателен апарат, което е закрепено към тензовезната, се монтират конзолите на полукрилата, а към тях се поставят допълнителни елементи (фиг. 3.4). По този начин се получават различни компоновки на крила – базово трапецовидно крило и крила с КАП от тип "уинглет" или с увеличена стреловидност и стеснение в краищата.



Фиг.3.4. Схема на модела за изпитване:

1 – централна част на тялото; 2 – конзоли на полукрилата; 3 – предна част на тялото; 4 – щифт; 5 – винт; 6 – сменяеми крайни елементи на полукрилата; 7 – винт.

3.3. Методика за експериментално изследване на аеродинамични характеристики на крила с крайни аеродинамични повърхности по параметрите на течението в следата.

3.3.1. Система за определяне на параметрите на течението

За определяне на параметрите на течението (статично налягане, пълно налягане, големина и направление на скоростта) в работната част на комплекса УЛАК – 1 е проектирана и изработена експериментална уредба. Основните елементи, които включва разработената лабораторна уредба са:

• аеродинамична тръба УТ-1;

• механизъм за позициониране на модела (α-β механизъм);

• двукоординатен стенд за преместване и позициониране на пространствена петотворна скоростомерна тръба;

• сервозадвижване със стъпкови двигатели и СNС управление;

• модул за определяне на пълното налягане, скоростта и ъглите на скос на течението с използване на пространствена скоростомерна тръба и пет датчика за диференциално налягане 24PC;

• измервателна и управляваща апаратура, базирана на персонален компютър с използване на модули NI cDAQ – 9174, NI 9237, NI USB – 6211;

• специализиран софтуер за обработка на резултатите от измерванията в средата на LabView.

В механичната част са използвани сачмено-винтови двойки, цилиндрични направляващи и сачмени втулки. Положението на сондата в равнината се отчита от датчици за положение ELPT. При извършване на експеримент се измерват и атмосферното налягане p_a , надналягането във форкамерата на аеродинамичната тръба p_f , стойностите на наляганията $p_1 - p_5$ от пространствената скоростомерна тръба, положението на модела – ъглите на атака α и плъзгане β . Стойностите се записват във файл. Управлението на модулите NI cDAQ – 9174, NI 9237, NI USB – 6211 се осъществява от програмно осигуряване, разработено в средата на LabView.



Фиг. 3.9. Структурна схема на системата.

Разработеното програмно осигуряване позволява автоматизация на измерванията при провеждане на експеримента. За целта зададения профил на движение на приемника на налягане се изпълнява от цифрово – програмното управление на координатни стенд. Програмният модул, който отчита и записва във файл резултатите от измерванията, е синхронизиран с движението на координатния стенд чрез датчиците за положение ELPT. Отчитането на стойностите на наляганията става през определена стъпка на траекторията на движение, която е зададена предварително в програмния модул.

3.3.2. Методика за провеждане на измерванията

В процеса на експеримента се осъществяват:

• автоматизирано управление по зададена програма на преместването на пространствената скоростомерна тръба в равнина, разположена зад модела;

• автоматизирано извеждане на информация от датчиците за налягане, свързани към пространствената скоростомерна тръба, от датчика на температурата на потока, от датчиците за измерване на статичното налягане във форкамерата на АДТ и на диференциалното налягане между форкамерата и работната част, от датчиците за положение на координатния стенд;

• обработка и документиране на информацията в хода на експеримента;

• контрол върху хода на експеримента.

Променливи в хода на експеримента могат да бъдат следните параметри:

• положение по хоризонталната ос на движение *z* на координатния модул;

• положение по вертикалната ос на движение у на координатния модул;

Последователност на извършване на експеримента

1. Стартира се програмния модул на системата за определяне на параметрите на течението.

2. Стартира се програмното осигуряване на координатния модул и пространствената скоростомерна тръба се извежда в начално положение в равнината на измерване.

3. Нулира се показанието на датчика за диференциално налягане и отчитаната стойност за скоростта на течението.

4. Включва се захранването на вентилаторната уредба на АДТ и се установява избрана стойност на средна скорост на течението в работната част като се следи показанието от програмния модул.

5. Избира се дискретен режим на измерване на наляганията, отчитани от пространствената скоростомерна тръба.

6. Стартира се програмното осигуряване на координатния модул и се привежда в изпълнение предварително зададен профил на движение в равнината на измерване.

7. В автоматичен режим се извършва отчитане на положението на точките на измерване, стойностите на наляганията в точките на измерване, стойностите на пълното налягане, динамичното налягане и средната скорост на течението на входа в работната част на АДТ.

8. След изпълнение на зададения профил на движение се намаляват до нула оборотите на вентилатора на АДТ и се изключва захранването.

9. Записват се във файл резултатите от измерванията, които се използват за последваща обработка.



Фиг. 3.14. Схема на разположение на модела и равнината на измерване

3.3.3. Методика за обработка на резултатите

Стойностите на измерените величини са получени във възлите на правоъгълна мрежа, които се определят от координатите *z* и *y* в равнината на измерване (фиг. 3.14).

Обработката на резултатите от експеримента се извършва в следната последователност:

1. За всяко положение (z, y) се определят стойностите на коефициентите на налягане $C_{p,\alpha}$ и $C_{p,\beta}$ от измерените стойности на наляганията $p_1 - p_5$ въз основа на зависимостите (3.26) – (3.29).

2. Като се използват тарировъчните зависимости и определените коефициенти на налягане се определят местните ъгли на течението α и β в равнината на измерване.

3. Пресмятат се стойностите на скоростта *V* и нейните компоненти в равнината на измерване с използване на следните зависимости

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_1 - \overline{p})(1 - C_{p,t} + C_{p,st})}, \qquad (3.30)$$

$$V_{\chi} = V.\cos\alpha.\cos\beta,\tag{3.31}$$

$$V_{v} = V. \sin\alpha. \cos\beta, \qquad (3.32)$$

$$V_z = V.\sin\beta. \tag{3.33}$$

4. Представя се графично скоростното поле в равнината на измерване и се определят формата и разположението на вихровата следа.

5. Определят се радиусът на ядрото на крайния вихър и разстоянието от центъра му до равнината на симетрия на модела. За получаване на тези характеристики на следата се използват резултатите за разпределението на хоризонталната и вертикалната проекции на скоростта в равнината на измерване. Данните се отчитат от графичното представяне на резултатите в зоните, в които се получава изменение от максимални положителни до максимални отрицателни стойности на съответните величини (проекции на скоростта). 6. Определя се осевата компонента на напрежението на вихровата следа ζ_x .

$$\zeta_x = \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z}.$$
(3.34)

7. Определят се стойностите на токовата функция *у*. За това е необходимо да се реши частното диференциално уравнение

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} = -\zeta_x. \tag{3.35}$$

8. Определя се коефициентът на подемна сила като се пресметне числено следния интеграл

$$c_{ya} = \frac{2}{V_{\infty}.S} \iint_{c_{ne}\partial a} z.\zeta_x.dydz$$
(3.36)

9. Определя се коефициентът на индуктивно челно съпротивление

$$c_{xa_i} = \frac{1}{V_{\infty}^2 . S} \iint_{c_{ne}\partial a} \psi . \zeta_x . dy dz$$
(3.37)

ГЛАВА 4. РЕЗУЛТАТИ ОТ ИЗСЛЕДВАНЕТО НА АЕРОДИНАМИЧНИ ХАРАКТЕРИСТИКИ НА КРИЛА С КРАЙНИ АЕРОДИНАМИЧНИ ПОВЪРХНОСТИ

4.1. Резултати от изследването на интегралните аеродинамични характеристики на крила с КАП.

4.1.1. Проектиране и изработване на моделите на крилата с КАП.

Обект на изследването са два вида крайни аеродинамични повърхности – КАП от тип уинглет и такива с равнинна форма, с увеличени стеснение и стреловидност по праволинейния преден или заден ръбове. Изследвани са и равнинни КАП с елиптична форма на предния и/или задния ръб. При изследването се прави сравнение на аеродинамичните характеристики на крила с КАП и право трапецовидно крило. Изработените допълнителни аеродинамични повърхности се монтират към конзолите на полукрилата на съставния модел и по този начин се получават различни конфигурации на крило с КАП. Триизмерните модели са проектирани в средата на програмния продукт SolidWorks.

Моделите за изследване в аеродинамичната тръба се изработват по технологията за бързо прототипиране Fused Deposition Modeling (FDM), която използва полимери (ABS), подходящи както за прототипи, така и за крайни продукти. Преди изпитването изработените детайли преминават допълнителна обработка с цел подобряване на качеството на повърхността им и получаване на необходимата гладкост.

Базово крило

Базовото крило е с трапецовидна форма в план, с разпереност 400 mm, основна хорда 60 mm, крайна хорда 40 mm, средна геометрична хорда 50 mm, стеснение 1,5, удължение 8, площ на крилото в план 0,02 m², без геометрично усукване. Сеченията на крилото и на КАП са изградени от профили NACA0012. Диаметърът на тялото на модела (фиг. 3.4) е 53,5 mm, а дължината е 384 mm.

Крила с КАП от тип уинглет

Изборът на геометричните характеристики се основава на анализа на съществуващите конструкции [121, 65, 66] и физичната картина на обтичане и отчита следните основни ограничения. КАП се получават като към базовото крило се добавя една допълнителна профилирана повърхност със съответната геометрия (фиг. 4.2). Различните конфигурации са с ъгли на V– образност от 60° до 90° (вертикален уинглет). Основната хорда на допълнителната повърхност е по – малка от крайната хорда на крилото, като задните им ръбове съвпадат. Предният ръб на профила в основното сечение на КАП е разположен близо до положението на максималната дебелина на профила на крайното сечение на базовото крило, което е на разстояние 12 mm от предната точка. Площта на обтичаната повърхност е приблизително еднаква. Между базовата и допълнителната аеродинамични повърхности има плавен профилиран цилиндричен преход с радиус на кривина $r_w = 6$ mm. Тази стойност е избрана в съответствие със зависимост представена в [65].







Фиг.4.2. Схема на геометрията на уинглета



Фиг. 4.3. Схема на ъгъла на поставяне на КАП

С отчитане на тези ограничения са проектирани две конфигурации, геометричните характеристики, на които са описани в Таблица 4.1. Използването на симетрични профили и отсъствието на геометрично усукване позволява по-лесно конфигуриране на моделите за изпитване на крила с КАП с положителна или отрицателна V-образност. Основните разлики между конфигурациите са увеличената разпереност l_w и по-малките хорди на тази от втория тип. Също така началото на основната хорда на КАП тип 2 е зад положението на максималната дебелина на профила в крайното сечение на базовото крило. С *S*['] и *l*['] са означени съответно площта на проекцията в план и разпереността на крилото с КАП.

Разработени са и са изпитани и КАП с различен ъгъл на поставяне на уинглета. За база е използвана КАП с означение w1_75. При положителни стойности на ъгъла на поставяне носовата част на допълнителната аеродинамична повърхност е завъртяна в посока на равнината на симетрия на модела и обратно (фиг. 4.3).

| Модел на крило | l_w, mm | b_{w0}, mm | \boldsymbol{b}_{wk}, mm | $\psi_{\scriptscriptstyle W},^{\circ}$ | S'/S | 1'/l | Код |
|--|-----------|--------------|---------------------------|--|-------|--------|--|
| 10 | | | | 90 | 1,017 | 1,030 | w1_90+ |
| Крило с | | | | 75 | 1,029 | 1,056 | w1_75+ |
| KAIIOT | 20 | 20 15 | 60 | 1,040 | 1,080 | w1_60+ | |
| ТИП | 20 | 30 | 15 | -90 | 1,017 | 1,030 | w1_90- |
| уинглет вариант 1 | | | | -75 | 1,029 | 1,056 | w1_75- |
| | | | | -60 | 1,040 | 1,080 | w1_60- |
| | | | | 90 | 1,014 | 1,030 | w2_90+ |
| Крило с КАП от тип уинглет вариант 2 | | | | 75 | 1,027 | 1,069 | w2_75+ |
| | 20 | 25 | 10.5 | 60 | 1,040 | 1,105 | w2_60+ |
| | 30 | 25 | 12,5 | -90 | 1,014 | 1,030 | w2_90- |
| | | | | -75 | 1,027 | 1,069 | w1_90+ w1_75+ w1_60+ w1_90- w1_75- w1_60- w2_90+ w2_75+ w2_60+ w2_90- w2_75- w2_60- |
| | | | | -60 | 1,040 | 1,105 | w2_60- |

Таблица 4.1. Геометрични характеристики на моделите на крилата с КАП

| Таблица 4.2. Геометрични характеристики на моделите с различен ъ | гъл на |
|--|--------|
| поставяне на уинглета | |

| Код | l_w ,mm | $b_{w\theta}$,mm | $\boldsymbol{b}_{wk},$ mm | ψ_w , deg | φ_w , deg |
|-----------|-----------|-------------------|---------------------------|----------------|-------------------|
| w1_75+_5+ | | | | 75 | 5 |
| w1_75+_2+ | | | | 75 | 2 |
| w1_75+_0 | | | | 75 | 0 |
| w1_75+_2- | | 20 15 | 75 | -2 | |
| w1_75+_5- | 20 | | 15 | 75 | -5 |
| w1_755+ | 20 | 30 | 15 | -75 | 5 |
| w1_752+ | | | | -75 | 2 |
| w1_750 | | | | -75 | 0 |
| w1_752- | | | | -75 | -2 |
| w1_755- | | | | -75 | -5 |

Крила с КАП с равннина форма

Тези конфигурации са получени с добавяне на допълнителна повърхност с увеличени стеснение (намаляване на хордата в крайното сечение b_k в сравнение с тази на базовото крило) и стреловидност, без да имат ъгъл на V – образност.

Така са получени различни форми в план на носещата повърхност, показани на фиг. 4.4. Те са разделени в три категории – с праволинеен заден ръб, с праволинеен преден ръб и с елиптично разпределение на хордите в краищата на крилото. За разлика от моделите на крилата с уинглет, при тези конфигурации се намалява повърхността на обтичане при една и съща разпереност с тази на базовото крило (Таблица 4.3). КАП заемат 15 % от полуразпереността на носещата повърхност. Площта в план на конфигурациите е означена с S'. Тези модели дават възможност за изследване на влиянието на формата на ръбовете върху обтичането на крила с КАП.



Фиг. 4.4. Схеми в план на полукрила с равнинни КАП: а) с увеличена стреловидност по предния ръб; б) с увеличена стреловидност по задния ръб; в) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен преден ръб; г) с елиптично разпределение на хордите и криволинейни преден и заден ръбове; д) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен заден ръбове; д) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен заден ръбове; д) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен заден ръбове; д) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен заден ръбове; д) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен заден ръбове; д) с елиптично разпределение на хордите и криволинеен заден ръб; е) геометрични характеристики.

| Модел на крило | \boldsymbol{b}_k, mm | $\chi_{le},^{\circ}$ | $\chi_{te},^{\circ}$ | S'/S | Код |
|------------------------------|------------------------|----------------------|----------------------|-------|-----------|
| | 30 | 19,7 | - 4,3 | 0,985 | rwt_le_1 |
| крило с равнинни кап със | 20 | 34,7 | - 4,3 | 0,970 | rwt_le_2 |
| стреловидност по предния рьо | 10 | 45,7 | - 4,3 | 0,955 | rwt_le_3 |
| | 30 | 1,4 | - 22,2 | 0,985 | rwt_te_1 |
| крило с равнинни каптсьс | 20 | 1,4 | - 36,6 | 0,970 | rwt_te_2 |
| стреловидност по задния рьо | 10 | 1,4 | - 47,1 | 0,955 | rwt_te_3 |
| Крило с равнинни КАП с | 0 | var | - 4,3 | 0,9 | rwt_el_le |
| елиптично разпределение на | 0 | var | var | 0,9 | rwt_el |
| хордите | 0 | 1,4 | var | 0,9 | rwt_el_te |

Таблица 4.3. Геометрични характеристики на равнинни КАП

*var – криволинеен преден или заден ръб

След извършване на изследванията на описаните модели с КАП тип уинглет и равнини модели, и обработка на резултатите, е разработен трети вид модел (фиг. 4.5). За целта към крило с равнинен КАП със стреловидност по предния ръб и хорда в крайното сечение 30 mm е добавен уинглет с геометрични характеристики като тези на конструкцията w1_75. Означението на този модел при представяне на резултатите е w1r_75.



Фиг. 4.5. Модел на КАП w1r_75.

4.1.2. Резултати от изследването на крила с КАП от тип уинглет.

Условията, при които са проведени изпитванията в АДТ за първата група модели, описани в Таблица 4.1, са постоянна скорост на течението 30m/s и промяна на ъгъла на атака от 2° до 14° със стъпка 2°. Тези условия съответстват на числа на Рейнолдс около 100000, пресметнати с използване на средната хорда на базовото крило. Ефективното число на Рейнолдс е 215000. При експериментите са определени аеродинамичните сили и момент в равнината на симетрия на модела. Началото на свързаната координатна система на модела съвпада с началото на основната хорда на крилото, която е разположена на 0,02 m пред началото на КС на везната.

За получаване на коефициентите на аеродинамичните сили и момент са използвани геометричните характеристики на базовото крило – площ на крилото в план $S = 0.02 \text{ m}^2$, средна аеродинамична хорда $b_A = 0.05 \text{ m}$ и разпереност l = 0.4 m. Извършени са по три измервания за всяка конфигурация и получените данни са усреднени. Резултатите са коригирани с

внасянето на поправка, отчитаща скоса на течението в работната част на АДТ. Ъгълът на скос на течението във вертикалната равнина е -1,2 градуса. Данните от изследванията са представени в графичен вид.

4.1.3. Резултати от изследването на крила с равнинни КАП

Условията за провеждане на експериментите и обработка на резултатите са същите както за КАП с уинглет. Разликата е в диапазона на изменение на ъгъла на атака, който е от -2° до 12°, а стъпката е 1°.

4.2. Анализ на резултатите от изследване на интегралните характеристики за крила с КАП.

| Код | K _{max} | Cya max | C_{ya}^{α} | $m_z^{C_y}$ |
|-----------------|-------------------------|---------|-------------------|-------------|
| базово крило | 11,32 | 0,73 | 4,52 | -0,12 |
| w1_90+ | 10,91 | 0,79 | 4,95 | -0,10 |
| w1_75+ | 11,28 | 0,79 | 4,89 | -0,15 |
| w1_60+ | 11,88 | 0,78 | 4,89 | -0,14 |
| w1_90- | 11,21 | 0,78 | 4,75 | -0,12 |
| w1_75- | 11,75 | 0,77 | 4,77 | -0,14 |
| w1_60- | 11,73 | 0,77 | 4,66 | -0,11 |
| w2_90+ | 10,91 | 0,78 | 4,95 | -0,13 |
| w2_75+ | 11,11 | 0,76 | 4,79 | -0,15 |
| w2_60+ | 10,89 | 0,76 | 4,79 | -0,14 |
| w2_90- | 11,13 | 0,77 | 4,78 | -0,14 |
| w2_75- | 11,27 | 0,78 | 4,83 | -0,17 |
| w2_60- | 11,35 | 0,77 | 4,76 | -0,13 |
| w1_75+_5+ | 11,81 | 0,81 | 4,98 | -0,15 |
| w1_75+_2+ | 11,79 | 0,81 | 4,91 | -0,16 |
| w1_75+_2- | 12,02 | 0,80 | 4,94 | -0,18 |
| w1_75+_5- | 11,73 | 0,79 | 5,05 | -0,21 |
| w1_755+ | 11,60 | 0,77 | 4,84 | -0,17 |
| w1_752+ | 11,77 | 0,78 | 4,82 | -0,16 |
| w1_752- | 12,02 | 0,80 | 4,79 | -0,19 |
| w1_755- | 11,60 | 0,80 | 4,79 | -0,12 |

Таблица 4.4. Резултати за крила с КАП от тип уинглет

Обработката на резултатите от изследванията, които са представени в предния раздел, се състои в получаването на максималното аеродинамично качество, максималния коефициент на подемна сила $C_{ya\ max}$, производната на коефициента на подемна сила от ъгъла на атака C_{ya}^{α} и производната на надлъжния момент от коефициента на подемната сила $m_z^{C_y}$ за изследваните конфигурации. За част от изследваните модели, които имат високи стойности на K_{max} са определени и максималните стойности на коефициентите $(C_{ya})^{1.5}/C_{xa}$ и $C_{ya}^{0.5}/C_{xa}$. Тези стойности са означени съответно с K1 и K2. Пресмятането на тези стойности дава възможност за оценка на аеродинамичната ефективност на изследваните крила с КАП в по–голям диапазон от ъгли на атака.

Производната на коефициента на подемна сила от ъгъла на атака се определя от наклона на кривата за областта на линейно изменение. За същия диапазон се определя $m_z^{C_y}$ по данните получени за надлъжния момент. Резултатите от тази обработка са представени в табличен вид.

От анализа на графиките и данните за крила с КАП с уинглет, представени в горната таблица, могат да се направят следните изводи:

• всички изследвани конфигурации имат по-висока носеща способност (нарастване до 9 %) и максимален коефициент на подемна сила от базовото крило;

• критичният ъгъл на атака е еднакъв с базовото крило и е приблизително равен на 9°;

• по-високи стойности на максималното аеродинамично качество, спрямо тези на базовото крило, се наблюдават само за една част от конфигурациите от тип 1;

• изменението на надлъжния момент при по-голямата част от конфигурациите е до 5 % и води до нарастване на статичната устойчивост;

• предимствата от използването на КАП с уинглет се проявяват при повисоки стойности на коефициента на подемна сила, което предполага намаляване на индуктивното съпротивление;

• крила с КАП с уинглет тип 1 като цяло са с по-добри характеристики;

• конфигурации с уинглет насочен надолу имат по-ниска носеща способност $(C_{va}^{\alpha});$

• най–голяма носеща способност имат крила с КАП с вертикален уинглет насочен нагоре (фиг. 4.38).

На фиг. 4.39. е представено сравнение на максималното аеродинамично качество, отнесено към това на базовото крило. Вижда се, че по-високи стойности на този параметър имат конфигурациите от първия тип, които са с ъгъл на V-образност 60°. Повишението е с 3-5%. Конфигурация с ъгъл на V-образност 75° насочен надолу също има повишение от 3%. За

конфигурациите от втория тип тези с отрицателна V-образност имат повисоки стойности.



Фиг. 4.38. Сравнение на стойностите на производната на коефициента на подемна сила



Фиг. 4.39. Сравнение на стойностите на максималното аеродинамично качество

Предимствата на КАП с уинглет се проявяват на големи ъгли на атака, което може да се види от горната диаграма. Това се отнася за почти всички конфигурации от първия тип. При малки ъгли на атака единствено КАП с ъгъл на V-образност 60° е с по-добри характеристики от базовото крило.

Като основен извод се налага, че единствено конфигурациите от първия тип с ъгъл на V-образност 60° като цяло имат предимства пред базовото крило.



Фиг. 4.40. Сравнение на стойностите на коефициента $((C_{ya})^{1,5} / C_{xa})_{max}$



Фиг. 4.41. Сравнение на стойностите на коефициента $(C_{ya}^{0,5} / C_{xa})_{max}$

От изследването на КАП с уинглет и различен с ъгъл на поставяне се вижда, че най-добри характеристики се получават при стойност на ъгъла -2°. Нарастването на аеродинамичното качество при тази конфигурация е с 6%.

Намаляването на индуктивното съпротивление при КАП с уинглет се компенсира от увеличеното профилно съпротивление (увеличена площ на обтичане и интерференция в мястото на свързване), което не позволява да се получи съществено нарастване на аеродинамичното качество. Това се забелязва най-вече при крилата с вертикални КАП, които имат най-голяма носеща способност. Предимства на КАП са също така по-големия диапазон с

високи стойности на *К* и по-плавното развитие на откъсването на течението при големи ъгли на атака.

Най–големи стойности на максималния коефициент на подемна сила имат конфигурациите с елиптично разпределение на хордите в края на крилото и увеличението е с 16%. Тези крила с КАП имат и най–голяма носеща способност – увеличението е с 10% и почти същите стойности на производната на надлъжния момент.

Най–големи стойности на *К_{тах}* имат крила с КАП и стреловиден преден ръб. Най–голямото увеличение е с около 5%. Всички останали конфигурации имат по–малки стойности на максималното аеродинамично качество.

Намаляването на хордите в крайното сечение на този вид КАП води до намаляване на максималното аеродинамично качество, увеличаване на носещата способност и $m_z^{C_y}$, и не се отразява съществено на максималния коефициент на подемна сила.

Едно сравнение между изследваните КАП показва, че по-добри аеродинамични характеристики имат тези, на които задният ръб е праволинеен. Това се потвърждава и от данните за КАП с елиптично разпределение на хордите.

| Код | K _{max} | Cya max | C_{ya}^{α} | $m_z^{C_y}$ |
|-----------------|------------------|---------|-------------------|-------------|
| базово крило | 11,32 | 0,73 | 4,45 | -0,12 |
| rwt_le_1 | 11,87 | 0,75 | 4,37 | -0,16 |
| rwt_le_2 | 11,60 | 0,77 | 4,49 | -0,23 |
| rwt_le_3 | 11,44 | 0,78 | 4,58 | -0,21 |
| rwt_te_1 | 10,80 | 0,78 | 4,46 | -0,10 |
| rwt_te_2 | 10,75 | 0,78 | 4,44 | -0,09 |
| rwt_te_3 | 10,54 | 0,79 | 4,54 | -0,10 |
| rwt_el_le | 10,97 | 0,85 | 5,01 | -0,12 |
| rwt_el | 10,57 | 0,85 | 4,97 | -0,13 |
| rwt_el_te | 10,48 | 0,84 | 4,85 | -0,10 |
| w1r_75+ | 11,69 | 0,82 | 4,89 | -0,20 |
| w1r_75- | 11,41 | 0,80 | 4,71 | -0,14 |

Таблица 4.5. Резултати за крила с равнинни КАП

Използването на допълнителна повърхност от тип уинглет в края на крилото, както е при крило с КАП w1r_75, не води до допълнително повишаване на аеродинамичното качество, а напротив.



Фиг. 4.42. Сравнение на стойностите на производната на коефициента на подемна сила



Фиг. 4.44. Сравнение на стойностите на коефициента $((C_{ya})^{1,5} / C_{xa})_{max}$



Фиг. 4.43. Сравнение на стойностите на максималното аеродинамично качество



Фиг. 4.45. Сравнение на стойностите на отношението $((C_{ya})^{0,5} / C_{xa})_{max}$

От данните представени на фиг.4.43–4.45 се вижда, че крило с КАП rwt_le_1 показва увеличаване на аеродинамичната ефективност в голям диапазон от ъгли на атака. Тази конфигурация превъзхожда базовото крило в целия диапазон на изменение на ъглите на атака. От особен интерес е увеличението на отношението $((C_{ya})^{0,5}/C_{xa})_{max}$ с над 6 %, което заедно с

голямата стойност на максималното аеродинамично качество я прави конфигурацията с най-добри аеродинамични характеристики от всички изследвани.

4.3. Резултати от изследването на параметри на течението в следата на крила с КАП.

Обект на изследването е модел на крило с равнинни КАП и означение rwt_le_1, с геометрични характеристики, описани в Таблица 4.3.

Изследванията на параметрите на течението в следата са извършени при скорост на несмутеното течение 20 m/s и два ъгъла на атака на модела – $\alpha =$ 6° и $\alpha = 10^{\circ}$. При тези ъгли се получават съответно най – високата стойност аеродинамичното качество и на максималната подемна на сила. Измерванията са извършени в две равнини. Едната е разположена на разстояние 150 mm (Равнина 2), а другата на разстояние 300 mm (Равнина 1) от изходящият ръб на крайното сечение на крилото. Зоната на измерване е разположена в следата на дясното полукрило. Стъпката на измерване е 10 mm. Резултатите за скоростното поле са представени в зависимост от относителните координати 2y/l и 2z/l. Оста Ох на координатната система съвпада с оста на работната част на АДТ (фиг. 3.14). Скоростното поле се получава като се обработят резултатите за измерените налягания от пространствената скоростомерна тръба в съответствие с представената в Глава 3 метолика.

На следващите графики резултатите са представени чрез контурни линии, които позволяват да се онагледят зоните на промяна на знака на вертикалната и хоризонталната проекции на скоростта, а също и тези с повишени стойности на пълната проекция на скоростта в равнината на измерване.



Резултати от измерванията в равнина 1

Фиг. 4.46. Разпределение на вертикалната проекция V_v в равнина 1 при $\alpha = 6^\circ$.



Фиг. 4.47. Разпределение на хоризонталната проекция V_z в равнина 1 при $\alpha = 6^{\circ}$.

4.4. Анализ на резултатите от изследването на параметрите на течението в следата

Анализът на резултатите от изследването на параметрите на течението в следата се извършва в съответствие с методиката представена в Глава 3. Реализирането на числената обработка на резултатите е в средата на програмния продукт Matlab, който се използва и за графичното им представяне.

На фиг. 4.52 е дадено във векторен вид полето на скоростта в зоната на крайния вихър за модел на крило с равнинни КАП **rwt_le_1**. Измерването на параметрите на течението е извършено в равнина 1, при ъгъл на атака 10° и стъпка 2 mm. След анализ на тази диаграма е определено положението на центъра на крайния вихров елемент, който е с приблизителни координати (-0.95; -0.05). За областта около този център на фиг.4.61 е представено изменението на вертикалната проекция на скоростта при три стойности на координатата 2y/l, която е параметър за кривите, а на фиг.4.62 – изменението на хоризонталната проекция на скоростта при три стойности на координатата 2z/l.



Фиг. 4.61. Разпределение на вертикалната проекция Vy в крайния вихър при α = 10°.



Фиг. 4.62. Разпределение на хоризонталната проекция Vz в крайния вихър при α = 10°.

Данните, представени на тези диаграми, позволяват да се уточни положението на центъра на крайния вихър и да се получи приблизителна стойност за диаметъра, който е в рамките на 18 – 20 mm, което съответства на относителен радиус на ядрото от 5 %.

На следващите диаграми са представени резултатите получени за напрежението на вихровия слой и токовата функция в двете равнини на измерване за двата ъгъла на атака на модела **rwt_le_1**. От тях може да се определят стойностите на коефициентите на индуктивното челно съпротивление и на подемната сила.



Фиг. 4.63. Напрежение на вихровия слой ζ_x в равнина 2 при $\alpha = 6^\circ$.



Фиг. 4.64. Напрежение на вихровия слой ζ_x в равнина 1 при $\alpha = 6^\circ$.



Фиг. 4.66. Напрежение на вихровия слой ζ_x в равнина 1 при $\alpha = 10^\circ$.

След като са получени стойностите на напрежението на вихровия слой се определя токовата функция в съответствие с методиката за обработка. Резултатите са представени на следващите фигури.



Фиг. 4.67. Токова функция ψ в равнина 2 при $\alpha = 6^{\circ}$.

В съответствие с методиката е извършена обработка и на резултатите за скоростното поле за базовото крило и за модел $w1r_75$. Измерванията са извършени в равнина 1.

След обработка на данните от проведените експерименти при ъгъл на атака $\alpha = 6^{\circ}$ са получени стойностите на коефициента на подемна сила $c_{ya,cn}$. и коефициента на индуктивно съпротивление $c_{xai,cn}$. Тези стойности са сравнени с резултатите от определянето на интегрални аеродинамични характеристики (означени с индекс "инт.х.") за съответните модели на крила (таблица 4.6). При пресмятане на аеродинамичните характеристики по параметрите на следата са използвани две гранични стойности на циркулацията на скоростта, които определят дали данните от дадена клетка от изчислителната мрежа са част от изчислителния процес или не. Тези стойности са 1.10^{-4} m²/s и 5.10^{-4} m²/s. Първият ред данни за всеки от моделите в таблица 4.6 е изчислен с използване на по-малката гранична стойност на циркулацията на скоростта.

| Модел | Равнина | С _{уа, инт.х.} | $(c_{xa}-c_{xa0})_{uhm.x.}$ | С _{уа, сл.} | С _{хаі, сл.} |
|----------|---------|-------------------------|-----------------------------|----------------------|---|
| Базово | 1 | 0.526 | 0.0129 | 0,525 | 0,0141 |
| крило | 1 | 0,550 | 0,0128 | 0,490 | 0,0132 |
| w1r_75 | 1 | 0,565 | 0,0132 | 0,570 | 0,0149 |
| | | | | 0,534 | 0,0139 |
| rwt_le_1 | 1 | 0,514 | 0,0123 | 0,508 | 0,0137 |
| | 1 | | | 0,474 | 0,0128 |
| rwt_le_1 | 2 | 0.514 | 0.0123 | 0,482 | <i>с_{хаі, сл.}</i> 0,0141 0,0132 0,0149 0,0139 0,0137 0,0128 0,0098 0,0089 |
| | 2 | 0,314 | 0,0125 | 0,438 | 0,0089 |

Таблица 4.6. Резултати за аеродинамични характеристики на моделите при $\alpha = 6^{\circ}$.

Разликите В стойностите на аеродинамичните характеристики пресметнати по данните за параметрите на течението в следата и тези, определени по другия метод, е до 10 %. Използването на по – малката гранична стойност на циркулацията на скоростта намалява разликите при коефициентите на подемна сила и увеличава разликите при коефициентите на индуктивно съпротивление. Пресмятането на аеродинамични характеристики в равнината 2, разположена по-близо до задния ръб на модел на крило с КАП rwt le 1, е по-неточно.

Данните от таблица 4.6 показват, че математичният модел и методиката за определяне на аеродинамични характеристики по параметрите на следата са работоспособни и с достатъчна точност могат да се използват за количествена оценка на тези величини. Намаляването на стъпката на мрежата, която се използва за измерване и за обработка на резултатите, би повишило точността. Това е свързано с увеличаване на времетраенето на експеримента, което е един от недостатъщите при този подход за определяне на аеродинамични характеристики при изследвания на модели в АДТ.

ОБЩИ ИЗВОДИ

1. Предложената класификация на КАП на крила на основата на техните аеродинамични характеристики и конструктивни – геометрични параметри позволява да се открият нови възможни варианти на техните конструкции, отговарящи най – пълно на условията на експлоатация на транспортните самолети в процеса на пътническите превози.

2. Разработеният математичен модел за определяне на аеродинамичните характеристики по параметрите на течението в следата на крило с КАП позволява с висока точност да се определят подемната сила и индуктивното съпротивление.

3. Разработената методика, съвместно със системата за определяне на аеродинамичните характеристики по параметрите на течението на следата на крило с КАП в УЛАК – 1, представлява нов инструментариум за измерване на аеродинамични характеристики с точност от 80% до 95% в зависимост от областта и стъпката.

4. Използването на КАП от тип уинглет повишава носещата способност до 9% и има по – високо аеродинамично качеството при големи ъгли на атака от това на базовото крило, което предполага намаляване на индуктивното съпротивление.

5. Конфигурациите на КАП с унглет насочен нагоре като цяло имат по – добри аеродинамични характеристики от тези с уинглет насочен надолу.

6. Увеличаване на максималното аеродинамично качество в сравнение с базовото крило имат само крила с КАП от тип уинглет с ъгъл на V – образност 60° - нарастване до 5%. Намаляването на индуктивното съпротивление при КАП с уинглет се компенсира от увеличеното профилно съпротивление, дължащо се на увеличена площ на обтичане и

интерференцията в мястото на свързване, и това не позволява да се получи съществено нарастване на аеродинамичното качество.

7. Резултатите от изследването на крила с равнини КАП показват, че най-добри аеродинамични характеристики имат тези, при които задния ръб е праволинеен. Крило с равнинни КАП rwt_le_1 има с 6-8% по – високо аеродинамично качество от това на базовото крило в широк диапазон на изменение на ъглите на атака и е с най – добри аеродинамични характеристики от всички изследвани конфигурации.

8. Изследванията на аеродинамичните характеристики по параметрите на течението позволяват да се определи формата и разпределението на вихровата следа.

9. Получените резултати за аеродинамични характеристики на крила с КАП за транспортни самолети могат да се използват при аеродинамично проектиране и на малогабаритни безпилотни летателни апарати от самолетен тип.

НАУЧНОПРИЛОЖНИ И ПРИЛОЖНИ ПРИНОСИ

Научноприложни приноси:

1. Съставена е класификация на КАП и е изяснена тяхната терминология.

2. Разработен е математичен модел за определяне на аеродинамични характеристики по параметрите на течението на несвиваем флуид с отчитане на особеностите на АДТ.

3. Разработена е методика за определяне на интегралните аеродинамични характеристики в аеродинамичната тръба УЛАК – 1.

4. Разработена е методика за изследване на аеродинамични характеристики по параметрите на течението около крило с КАП.

5. Определени са зависимостите на влияние на параметри на КАП върху интегралните аеродинамични характеристики.

6. Определени са аеродинамични характеристики на крила с КАП чрез измерване на параметрите на течението на несвиваем флуид.

Приложни:

1. Проектирана е и е изработена система за експериментално изследване на параметрите на течението на несвиваем флуид в работната част на АДТ.

2. Допълнено е методическото и програмно осигуряване за провеждане на експерименти в АДТ УЛАК – 1.

3. Разработени са с нова технология (3D - принтиране) физични модели на крила с КАП.

СПИСЪК НА ПУБЛИКАЦИИТЕ ПО ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

1. Пенчев, С., Приложение на различни вихрови модели при определяне на индуктивното съпротивление на крило. *сп.* "*Машини, технологии, материали*", бр. 8-9, 2008, стр. 57-60, ISSN 1313 – 0226.

2. Пенчев, С. Система за измерване на параметри на течението в аеродинамична тръба. Сб. доклади на VI национална научна конференция 2015 за студенти, докторанти и млади учени, 16 май 2015 г., Пловдив, стр. 105-110, ISSN 1314 – 9547.

3. Пенчев, С. Експериментално изследване на крило с крайни аеродинамични повърхности. Сб. доклади на Младежки форуми "Наука, иновации, технологии, бизнес – 2015", 15 октомври 2015 г., Пловдив, стр. 106 – 109, ISSN 2367 – 8569.

4. Пенчев, С. Изследване на крило с уинглет в аеродинамична тръба. *сп. "Топлотехника"*, бр. 11(1), 2016, стр. 37 – 40, ISSN 1314 – 2550.

5. Пенчев, С., Х. Панайотов. Експериментално изследване на вихровата следа на крило. Сб. доклади на Научна конференция с международно участие "Авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии" БулТранс 2017, 11 – 13 септември 2017 г., Созопол, стр. 40-43, ISSN 1313-955Х.

SUMMARY

STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF WINGS WITH WINGTIP DEVICES

Eng. Stanimir Ivanov Penchev, MSc

The present dissertation is both a theoretical and an experimental work that consists of introduction, four chapters, conclusion and list of literature.

In the first chapter the current status of the problem is analyzed. Different types of wingtip devices are presented and classification is made, based on the geometrical and structural data. Also results from different theoretical and experimental research are presented and discussed.

The foundation of the theoretical model and its mathematical representation for determination of aerodynamic characteristics using the measured wing wake parameters are presented in the second part of the work. Two vortex models for determination of wake characteristics are also included.

In chapter three a methodology for determination of integral aerodynamic characteristics of investigated models in wind tunnel is presented. In addition the developed system for vortex wake survey and methodology for obtaining the vortex wake characteristics are discussed.

The geometrical characteristics of developed physical models of wing with winglets and raked wingtips are described in chapter four. The results from the study of integral aerodynamic characteristics of wing with wingtip devices and from wake survey are presented. Data from experiments are discussed and conclusions are made.