ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА АЕРОДИНАМИКАТА НА КРИЛО С PIV МЕТОДИ

БОРЯНА САРАНДАЛИЕВА, ДОЦ. Д-Р ИНЖ. ХРИСТИАН ПАНАЙОТОВ

ТУ-София, филиал Пловдив, ТУ-София, филиал Пловдив boryana.sarandalieva92@gmail.com, hristian@tu-plovdiv.bg

Резюме: В настоящия доклад са представени експериментални изследвания на модел на крило на безпилотен летателен апарат TERES 02 в аеродинамичен комплекс УЛАК-1. Получени са резултати за скоростното поле и деформациите в три равнини по полуразпереността на крилото, успоредни на равнината на симетрия на летателния апарат посредством оптичен метод PIV (Particle Image Velocimetry). Ключови думи: PIV, digital image correlation, аероеластично подобие

EXPERIMENTAL RESEARCH ON WING AERODYNAMICS USING PARTICLE IMAGE VELOCIMETRY

BORYANA SARANDALIEVA, ASSOC. PROF. HRISTIAN PANAYOTOV, PhD

Technical University of Sofia, Plovdiv Branch, Technical University of Sofia, Plovdiv Branch boryana.sarandalieva92@gmail.com, hristian@tu-plovdiv.bg

Abstract: This report presents experimental research on aerodynamic characteristics of a TERES 02 UAV model conducted in the Aerodynamics laboratory of the Technical University of Sofia, Plovdiv Branch. The data obtained using particle image velocimetry include velocity field and deformation in three different planes of the semi-span of the wing parallel to plane of symmetry.

Key words: particle image velocimetry, digital image correlation, aeroelastic similitude

1. Въведение

Изследването на аероеластични модели в аеродинамични тръби e един от найдостоверните, а в някой случай единственият възможен начин за определяне на аероеластичните характеристики на конструкцията на ЛА при различни режими на полета.

За изследване на аероеластичните явления в лабораторни условия с помощта на аеродинамични тръби се прилага методът на моделирането. При него се използват модели на реалния ЛА, които трябва да отговарят на определени критерии за динамично подобие.

2. Теоретична част

2.1. Аероеластично подобие

Създаването на динамично подобни модели, предназначени за изследване в аеродинамични тръби на възникващите аероеластични явления, е сложна задача, тъй като освен геометрично подобни по форма и размери, моделът и реалният ЛА трябва да са подобни по масови и инерционни характеристики, както и по коравина на конструкцията.

Проектирането на динамично подобни модели се основава на закона на Нютон за механично подобие и теорията на размерностите, съгласно които две механични системи са динамично подобни, когато са геометрично подобни и едната система копира движенията на другата. Следователно критериите на подобие имат едни и същи стойности за модела и реалния ЛА.

2.2. Оптични методи за измерване на параметрите на въздушни течения

Particle image velocimetry (PIV) е оптичен метод за визуализация на течението и изследване на динамиката на флуидите. PIV осигурява детайлни измервания на големината на скоростта, векторите на скоростта и свързаните с тях свойства на флуидите. Във флуида се добавят "индикаторни" частици, които са достатъчно малки и се приема, че точно следват динамиката на течението. След това флуидът и частиците се осветяват така, че частиците да станат видими, като движението им се използва за определяне на скоростта и направлението (скоростното поле) на изследваното течение.

PIV Лабораторната установка за експеримент обикновено се състои от една или две цифрови CCD или CMOS камери; лазер с оптично устройство за ограничаване на осветяваната област – цилиндрична леща, която светлинния преобразува лъч в равнина; синхронизатор, който да действа като външен тригер за управление на камерата, лазера, устройството, разпръскващо частиците, И изследвания флуид. За допълнително обработване на получените изображенията се използва специализиран PIV софтуер.

2.2.1. 2D PIV

2D PIV е метод за визуализиране на двумерни векторни скоростни полета на флуидно течение чрез обработка на цифрови изображения на добавените във флуидното течение "индикаторни" частици. Информацията за скоростта на частиците се получава като се измерва тяхното преместване за даден интервал от време.

Преместването на частиците се изчислява за определена област от течението, която се осветява от лазер. Местоположението на осветените частици във флуидното течение се заснема от цифрова камера, като оптичната ос на обектива ѝ е разположена перпендикулярно на равнината на лазерното излъчване. Апертурата на камерата е настроена така, че на черен фон да се виждат само частиците в потока във вид на светли петна. Също така лазерът и камерата са синхронизирани с помощта на специализиран синхронизиращ модул така че частиците, осветени в момента на импулс 1, са заснети на изображение 1, а частиците, осветени в момента на импулс 2, са заснети на изображение 2. При последващата цифрова обработка на получените данни, снимките се разделят на зони на интерес с размери MxN пиксела. Всяка от тези зони се корелира от изображение 1 и изображение 2, за да се получи векторът на средното преместване на частиците. По този начин се получава векторна карта на средното преместване на частиците за всяка област на интерес. Преместванията на частиците, измервани в пиксели, се преобразуват във физична величина - дължини в mm. Те се разделят на времето, измервано в секунди, между две заснети изображения. По този начин векторите на преместването се конвертират в карта на гаwвектори на скоростта (raw velocity vectors). След това, с цел подобряване на качеството на получените резултати от проведеното PIV измерване, към получената векторна карта се прилагат специални алгоритми за валидиране, които откриват, премахват или по възможност модифицират/възстановяват грешни вектори съгласно различни цифрови подходи.



Фиг. 1 - Схема на 2D PIV измерване



Фиг. 2 - Примерна векторна карта

2.2.2. Stereo PIV

В конфигурацията на стерео PIV системата, за разлика от двумерната, влизат две CCD или CMOS цифрови камери, като всяка камера "вижда" флуидното течение под различен ъгъл.

На фиг. 3 и 4 схематично са показани два варианта на разположение на камерите при стерео PIV измервания.





Стерео измерванията започват със стандартна PIV обработка PIV 2D на изображенията, записани едновременно от двете камери. В резултат на това се получават две 2D векторни карти, представящи полето на течението в даден момент без да е извършена корекция по зрителен ъгъл, т.е. както се "вижда" Използвайки от камерите. предварително получени калибровъчни изчисления, двете 2D векторни карти се обединяват в една стерео векторна карта (фиг. 5).



В границите на областта на припокриване се избират области на интерес под формата на правоъгълна мрежа.

В триизмерната векторна карта третата координата на скоростта, която e перпендикулярна на равнината на лазерното излъчване, е представена в определен цвят на фона, който съответства на определен скоростен диапзон.



Фиг. 6 - 3D векторна карта на скоростите във флуидно течение

3. Опитна постановка

За провеждането на експеримента е проектиран умален модел на реалния БЛА в мащаб 1:10. Мащабът се обуславя от напречното сечение на работната част на аеродинамичната тръба – максимално допустимата разпереност на модела е 400 mm, а максималната площ на напречното сечение е 1800 mm². За да се осигури належлното закрепване на модела към вътрешните аеродинамични везни е проектирана специална опора. Основните изисквания към опората са: минимално вредно съпротивление; минимална интерференция с модела; минимално напречно сечение; максимална здравина и якост.

Изработеният модел е на БЛА и опората са показани на фиг. 7.



Експериментът ce провежла в аеродинамична тръба УЛАК-1 с открита работна част и изследователска станция със затворен цикъл на работа.

Максималната скорост на въздушния която може да се постигне в поток, аеродинамичната тръба, е 50 m/s. Размерите на напречното сечение на работната част са 600х400 mm. Аеродинамичните сили и моменти се измерват с помощта на шесткомпонентни тензометрични аеродинамични везни. Ъгълът на атака и ъгълът на плъзгане се контролират с α-β механизъм. Контролирането на експеримента и измерването на силите и моментите е напълно автоматизирано.

4. Експериментални резултати

R настоящия експеримент аеродинамичните характеристики в равнината на симетрия са анализирани в зависимост от ъгъла на атака α при определено число на Рейнолдс Re.

 $\{L, D, M, C_L, C_D, C_M\}^T = f(\alpha, Re),$ (1) където: L – подемна сила; D – челно съпротивление; М – огъващ момент; С_L, С_D, С_M – аеродинамични коефициенти на споменатите три величини.

Аеродинамичните везни измерват директно силите и моментите, въздействащи върху координатната система свързана към тях, а именно силата на челно съпротивление Х, нормалната сила Z и огъващия момент Му. Аеродинамичните коефициенти В тази

координатна система се изчисляват посредством следните зависимости:

$$C_X = \frac{D}{q.S}; \ C_Z = \frac{Z}{q.S}; \ C_{M_y} = \frac{M_y}{q.S.c},$$
 (2)

където: S – референтната площ; с – референтната дължина (средната аеродинамична хорда); $q = \frac{\rho V_{\infty}^2}{2}$ – динамичното налягане (V_∞ е скорост на несмутеното течение, а ρ е плътността на въздуха).

Вече пресметнатите аеродинамични коефициенти могат да бъдат трансформирани в коефициенти от скоростната кооридинатна система с помощта на следните превръщания:

$$C_{D} = C_{X} \cos \alpha + C_{Z} \sin \alpha, \quad (3)$$

$$C_{L} = C_{Z} \cos \alpha + C_{X} \sin \alpha, \quad (4)$$

$$C_{M} = C_{M_{y}} + \frac{(z_{0} - z_{G})C_{X}}{c} - \frac{(x_{0} - x_{G})C_{Z}}{c}, \quad (5)$$

където индексите "0" и "G" се използват, за да укажат координатите на моментния център на везните и респективно на модела на БЛА.

След получаване на резултатите от проведения аеродинамичен експеримент е необходимо те да бъдат коригирани, за да се елиминират различните източници на грешки. Най-значимите корекции, които е необходимо да се направят при експерименти с аеродинамична тръба УЛАК-1, са корекция на турбулентния фактор /TF/ и корекция от скоса на течението в работната част.

Първата поправка определя съотношението интензивността между на турбулентността в работната част и на турбулентността в свободната атмосфера. При експерименти, направени предишни в аеродинамичната тръба УЛАК-1, е установено, че турбулентният фактор е TF = 2,14. Следователно измереното Рейнолдсово число трябва да бъде коригирано, за да се получи ефективното число на Рейнолдс:

$$Re_{eff} = TF.Re$$
, (6)

Втората поправка елиминира влиянието от скоса на течението в работната част. Различни методи са използвани, за да се установи ъгълът на скос на течението в работната част. В настоящия експеримент моделът на БЛА е тестван в две различни конфигурации при различни ъгли на атака – при нормален и при обърнат (гръбен) полет.

В случай че ъгълът на скос на течението в работната част е равен на 0, резултатите, измерени при двете конфигурации на полет, ще бъдат еднакви. В противен случай ще имаме различни резултати за конкретните ъгли на атака, като по този начин ъгълът на атака при нулева подемна сила при нормален и обърнат полет ще бъде различен. В крайна сметка ъгълът на скос на течението в работната част ще бъде:

$$\varepsilon_{TA} = \frac{\alpha_{0_{nor}} - \alpha_{0_{inv}}}{2}, \quad (7)$$

Реалният ъгъл на атака в работната част ще бъде:

$$\alpha_{true} = \alpha - \varepsilon_{TA}, \quad (8)$$

Аеродинамичните коефициенти могат да бъдат коригирани със следните зависимости:

$$C_{D_{true}} = C_D \cos \varepsilon_{TA} + C_L \sin \varepsilon_{TA}, \quad (9)$$

$$C_{L_{true}} = C_L \cos \varepsilon_{TA} - C_D \sin \varepsilon_{TA}, \quad (10)$$

5. Анализ на резултатите

Извършени са три отделни опита според гореспоменатата методология: нормален полет и гръбен полет, за да се определи ъгълът на скос на течението в работната част и да се измери съпротивлението на опората, поддържаща модела на БЛА. Съпротивлението на опората е взето предвид и е извадено от общото съпротивление на двойката "БЛА-поддържаща опора". Съпротивлението от интерференцията между БЛА и опората е пренебрегнато. Измерените коефициенти на подемна сила и съпротивление в зависимост от ъгъла на атака на опората са следните:

Таблица 1

a [deg]	C_D	C_L
- 7,91	0,0072	- 0,0049
- 5,91	0,0070	- 0,0051
- 3,92	0,0068	- 0,0054
- 1,91	0,0065	- 0,0055
0,08	0,0061	0,0059
2,08	0,0079	0,0056
4,08	0,0065	0,0054
6,07	0,0067	0,0052
8,07	0,0082	0,0105
10,06	0,0110	0,0158
12,06	0,0102	0,0210
14,05	0,0126	0,0207
16,04	0,0147	0,0258
18,04	0,0156	0,0254

За всички проведени опити референтната площ на модела и референтната дължина са съответно: $S = 0,018 m^2$; c = 0,053 m. Плътността на въздуха е $\rho = 1,1652 kg/m^3$. Ефективното число на Рейнолдс, базирано на средната аеродинамична хорда c, е равно на $Re_{eff} = 190 000$. Изчисленият ъгъл на скос на течението в работната част е $\varepsilon_{TA} = 1,2^\circ$, като той остава постоянен при всички тестове, извършвани в аеродинамичната тръба УЛАК-1.

На фиг. 8 е показано съотношението на коефициентите на подемна сила и челно съпротивление спрямо ъгъла на атака. Както се

вижда от графиката, кривата на коефициента на подемна сила не е достигнала своя максимум и респективно не можем да определим критичния ъгъл на атака на БЛА. Това се дължи на факта, че максималният ъгъл на атака, който може да постигнем в аеродинамичната тръба УЛАК-1 е 18°, но като го редуцираме с ъгъла на скос на течението в работната част, става дори по-малък. Също така стреловидните крила имат висок критичен ъгъл на атака и за да успеем да го постигнем е необходимо да се изработи нова опора за закрепване на модела. Минималният коефициент на челно съпротивление е С_D = 0,0407, като за "чистата" конфигурация на самолета, той е доста по-висок, но в случая може да се обясни с ниското Рейнолдсово число. Относително високият коефициент на челно съпротивление пък влияе върху стойностите на аеродинамичното качество, показано на фиг. 9. Максималната стойност на аеродинамичното качество е около 12 при ъгъл на атака $\alpha = 7^{\circ}$.



Фиг. 8 - Коефициент на подемна сила и челно съпротивление в зависимост от ъгъла на атака



Фиг. 9 - Аеродинамично качество на БЛА в зависимост от ъгъла на атака



Фиг. 10 - Експериментална поляра на БЛА

6. Резултати от PIV измерванията

В резултат от проведените измервания с описаната PIV система са получени следните резултати за векторното поле на модела и завихреността в три сечения спрямо полуразпереността на крилото: 0,3 (фиг. 11, 12 и 13); 0,6 (фиг. 14, 15 и 16); 0,9 (фиг. 17, 18 и 19).



Фиг. 11 - Снимка на индикаторни частици в сечение 0,3 от полуразпереността на крилото



Фиг. 12 - Скоростно поле в сечение 0,3 от полуразпереността на крилото



Фиг. 13 - Завихреност на скоростното поле в сечение 0,3 от полуразпереността на крилото



Фиг. 14 - Снимка на индикаторни частици в сечение 0,6 от полуразпереността на крилото



Фиг. 15 - Скоростно поле в сечение 0,6 от полуразпереността на крилото



Фиг. 16 - Завихреност на скоростното поле в сечение 0,6 от полуразпереността на крилото



Фиг. 17 - Снимка на индикаторни частици в сечение 0,9 от полуразпереността на крилото



Фиг. 18 - Скоростно поле в сечение 0,9 от полуразпереността на крилото



Фиг. 19 - Скоростно поле в сечение 0,9 от полуразпереността на крилото

ЛИТЕРАТУРА

- Barlow, J., Rae, Jr., W., Pope, A. Low-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., 1999
- Raffel, M., Willert, C., Werely, C., Kompenhans, J. Particle Image Velocimetry. A Practical Guide, Springer, 2007
- Schroeder, A., Willert, C., Particle Image Velocimetry. New Developments and Recent Applications, Springer, 2008
- 4. Wolowicz, C., Bowman, Jr., J., Gilbert, W. Similitude Requirements and Scaling Relationships as Applied to Model Testing, NASA Technical Paper 1435
- 5. Азаров, Ю., Черноволов, Р. Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах, Труды МАИ, Выпуск № 97