

ИЗСЛЕДВАНЕ НА АЕРОДИНАМИКАТА НА БЕЗПИЛОТЕН САМОЛЕТ ЗА РЕАЛИЗАЦИЯ НА АВТОНОМЕН ПОЛЕТ

ХРИСТИАН ПАНАЙОТОВ
Технически университет – София,
филиал Пловдив
hristian@tu-plovdiv.bg

ЙОРДАН ХАДЖИЕВ
Технически университет – София,
филиал Пловдив

Abstract:

Предложен е аеродинамичен модел на безпилотен самолет със съчленено крило. Целта на изследването е да се определят необходимите аеродинамични характеристики за програмиране на автономен полет на самолета заедно със системата за управление на полета - *Piccolo II*. За целта са използвани панелните методи и софтуерният продукт AVL. Представените резултати са използвани за симулиране на автономен полет на самолета както и за първоначална оценка при подготовката на експериментални полети с *Piccolo II*.

Keywords: аеродинамика, безпилотен самолет, автономен полет.

1. Увод

Реализацията на автономен полет с безпилотен летателен апарат (БЛА) изисква висока степен на интеграция на неговите системи – предимно планер, силова установка, система за автоматично управление на полета, полезни товари и др. Може да се твърди с основание, че „мозъкът“ на такъв БЛА е интелигентна системата за управление на полета, която за краткост ще наричаме автопилот.

Част от интеграцията на тези системи е задачата за съгласуване на аеродинамичните характеристики на БЛА и автопилота.



Фиг. 1. Автопилот *Piccolo II*

По-надолу е разгледано определянето на аеродинамичните характеристики на безпилотен самолет със съчленено крило, необходими за реализация на автономен полет с автопилот *Piccolo II* (фиг. 1) на Cloud Cap Technology, САЩ.

Настоящата работа е част от дейностите по изпълнение на втория етап на проект 102ни067-24 “Изследвания на безпилотен летателен апарат със съчленено крило и управляем вектор на тягата за реализация на автономен полет с автопилот” на Технически университет – София.

2. Обект и методология на изследването

С цел проверка на точността на изчисленията за обект на изследване е избран безпилотният самолет на Air Force Research Laboratory (AFRL) VA-1 (фиг. 2).

В достъпната литература [1] се намират достатъчно подробни данни, касаещи геометрията, аеродинамиката и масовите характеристики на този БЛА.

Основните геометрични характеристики на VA-1 са дадени в табл. 1.

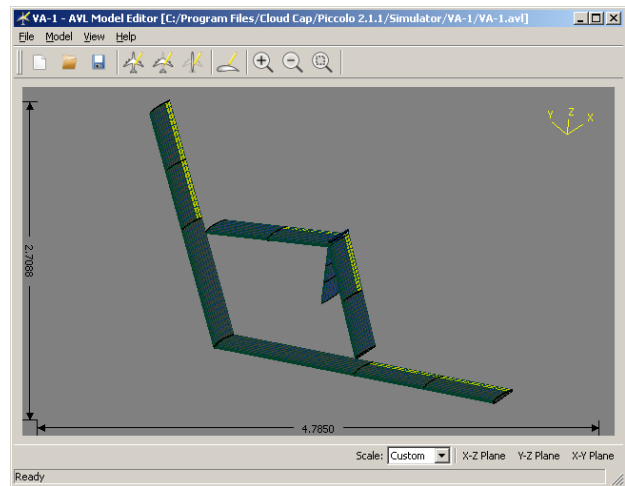
Аеродинамичните кормила на самолета са както следва (фиг. 3):

- кормила за височина (к.в.) – разположени в корена на задното крило;

- елерони (ел.) – разположени на вътрешната секция на предното крило;
- елевони (елев.) – разположени на външната секция на предното крило;
- кормило за направление (к.н.) – разположено на вертикалния стабилизатор.



Фиг. 2. Безпилотен самолет VA-1



Фиг. 3. Модел VA-1 в VLA

Таблица 1

Геометрични параметри	Стойност
Площ на крилото в план	1,41 m ²
Разпереност	4,27 m.
Ъгъл на стреловидност на предното крило	30 ⁰
Ъгъл на стреловидност на задното крило	-30 ⁰
Ъгъл на V-образност на предното крило	7,5 ⁰
Ъгъл на V-образност на задното крило	-15 ⁰
Положение на точката на съчленяване	54%
Отношение на площите $S_{зад}/S_{пр}$	0,44
Профил на крилото	XF 60-100

За изчисляване на аеродинамичните характеристики на безпилотния самолет е използван софтуер AVL 3.30, разработен от Марк Дрела от MIT. AVL използва съвременни приложения на метода на дискретните вихри за носещи повърхнини. Продуктът позволява да се моделира обтичане при различни ъгли на атака и плъзгане, ъглови скорости около центъра на масите и при отклонения на аеродинамични кормила.

На фиг. 3 е показан модел на VA-1, създаден в AVL.

3. Резултати

След проведените изчисления се получават резултатите, представени в табл. 2, колона „AVL”. В колоната „AFRL” са дадени резултатите за сравнение от [1]. Изполваната координатна система OXYZ е както следва (фиг. 3): начало на координатната система в центъра на масите на самолета; ос X – по оста на тялото, положителната посока е назад; ос Y – перпендикулярна на равнината OXZ, положителната посока е по дясното полукрило; ос Z – перпендикулярна на оста X, лежи в равнината на симетрия, положителната посока е нагоре. В табл. 2 са ползвани следните означения:

- c - коефициент на съответната аеродинамична сила или момент;
- α, β - съответно ъгъл на атака и плъзгане;
- L - подъемна сила;
- D - челно съпротивление;
- X, Y, Z - съответно проекциите на пълната аеродинамична сила по осите на координатната система;
- l, m, n - съответно проекциите на пълния аеродинамичен момент по осите на координатната система;
- $\bar{p}, \bar{q}, \bar{r}$ - съответно обезразмерени ъглови скорости по осите на координатната система ($\bar{p} = \omega_x l / 2V$, $\bar{q} = \omega_y b_A / 2V$, $\bar{r} = \omega_z l / 2V$. Тук b_A е средната аеродинамична хорда и l е разпереността на крилото);
- δ - ъгъл на отклонение на съответното кормило.

Таблица 2

Характеристика	AFRL	AVL
C_{D0}	0,0190	0,0196
$A (c_{Di} = Ac_L^2)$	0,035	0,030
$C_{L\alpha}$	4,40	4,54
$C_{m\alpha}$	- 0,40	- 0,42
$C_{Y\beta}$	- 0,10	- 0,14
$C_{L\delta_{елев}}$	0,17	0,18
$C_{L\delta_{к.в.}}$	0,24	0,20
$C_{l\delta_{ел}}$	0,075	0,072
$C_{l\delta_{елев}}$	0,070	0,070
$C_{m\delta_{елев}}$	- 0,29	- 0,28
$C_{m\delta_{к.в.}}$	- 0,42	- 0,38
C_{mq}	- 22,0	- 23,0
C_{lp}	- 0,60	- 0,51
C_{np}	- 0,01	- 0,07
C_{lr}	0,13	0,14
C_{nr}	- 0,021	- 0,028
$C_{Y\delta_{к.н.}}$	-	-0,092
$C_{n\delta_{к.н.}}$	0,014	0,012

Анализът на резултатите от табл. 2 показва задоволителна точност. Най-голяма е грешката при производната на коефициента на попятния момент по ъгловата скорост по ос „X” - C_{np} , което насочва към необходимостта от по-детайлно изследване на спиралната устойчивост на съчлененото крило като цяло.

Получените в табл. 2 аеродинамични коефициенти и производни освен за настройване на автопилота могат да се използват и за симулации на полета на БЛА в реално време чрез симулатора, включен в състава на комплекта за

разработки на Piccolo II (Piccolo Development Kit).

Съществена особености и ценност на съчлененото крило е възможността за разполагане на голям брой аеродинамични управляващи повърхности по предното и задното крило. Това предимство пред конвенционалните крила предполага прилагането на нетрадиционни закони на управление. Така например, ако се разположат кормила по предното и задното крило, които да служат за управление и стабилизация в надлъжното движение (кормила за височина), такъв самолет със съчленено крило може да се балансира при една и съща скорост на различни ъгли на атака в зависимост от взаимното отклонение на кормилата [4]. Такъв е случаят с VA-1, при който на задното крило са разположени кормила за височина, а на предното – елевони, които също участват в надлъжната балансировка и управление.

Известно е, че при малки ъгли отклонения на кормилата може да се използва линеен модел за движението на самолета. Следователно въздействието на комбинация от отклонения на аеродинамични кормила може да се оцени като се използват производните от табл. 2 и принципа на суперпозицията.

От решаващо значение за правилното програмиране на автопилота Piccolo II е точното дефиниране на аеродинамични характеристики, които служат за изчисляване на коефициентите на усилване в обратните връзки на контурите за стабилизация. Тези характеристики са упоменати в потребителското ръководство на Piccolo II [3].

Търсените аеродинамични характеристики са:

- Elevator Power (мощност на кормилото за височина) - изменение на коефициента на надлъжния момент при отклонение на кормилото за височина. Съответства на стойността на $C_{m\delta_{к.в.}}$ от табл. 2.
- Elevator effectiveness (ефективност на кормилото за височина) – сумарно изменение на коефициента на подемна сила на целия самолет за единица отклонение на к.в. при установен полет, в т.ч. от отклонението на к.в. и резултантното изменение на ъгъла на атака. Изчислява се по формулата

$$\sum C_{L\delta_{к.в.}} = C_{L\delta_{к.в.}} + C_{L\alpha} \frac{C_{m\delta_{к.в.}}}{C_{m\alpha}}; \quad (1)$$

- Aileron effectiveness (ефективност на елероните) – изменение на безразмерна ъглова скорост за единица ъглово отклонение на елероните. Пресмята се по

формулата

$$\bar{p}_{\delta_{el.}} = \frac{\partial \bar{p}}{\partial \delta_{el.}} = \frac{\partial c_l / \partial \delta_{el.}}{\partial c_l / \partial \bar{p}} = \frac{c_{l\delta_{el.}}}{c_{lp}}; \quad (2)$$

- Rudder power (мощност на кормилото за направление) - изменение на коефициента на попятния момент за единица ъглово отклонение на к.н. Съответства на $c_{n\delta_{к.н.}}$ от табл. 2.
- Rudder effectiveness (ефективност на кормилото за направление) - изменение на ъгъла на плъзгане при единица ъглово изменение на к.в. Изчислява се по формулата

$$\beta_{\delta_{к.н.}} = \frac{\partial \beta}{\partial \delta_{к.н.}} = \frac{\partial c_Y / \partial \delta_{к.н.}}{\partial c_Y / \partial \beta} = \frac{c_{Y\delta_{к.н.}}}{c_{Y\beta}}; \quad (3)$$

- Sideslip effect (странична сила) - Изменение на страничната сила при промяна на ъгъла на плъзгане. Съответства на $c_{Y\beta}$ от табл. 2.

В табл. 3 са дадени търсените, за програмиране на автопилота, аеродинамични характеристики при схема на управление, когато елевоните са извън контура на управление, а табл. 4 показва същите при участието на елевоните в надлъжното и напречно управление.

Таблица 3

$c_{m\delta_{к.в.}}$	$\sum c_{L\delta_{к.в.}}$	$\bar{p}_{\delta_{el.}}$
-0,38	-4,31	0,28
$c_{n\delta_{к.н.}}$	$\beta_{\delta_{к.н.}}$	$c_{Y\beta}$
0,012	0,65	-0,14

Таблица 4

$c_{m\delta_{к.в.}}$	$\sum c_{L\delta_{к.в.+елев}}$	$\bar{p}_{\delta_{el.+елев}}$
-0,38	-7,51	0,56
$c_{n\delta_{к.н.}}$	$\beta_{\delta_{к.н.}}$	$c_{Y\beta}$
0,012	0,65	-0,14

4. Заключение

В доклада е представен аеродинамичен модел на безпилотен самолет със съчленено крило. Изчислени са необходимите аеродинамични характеристики на самолета. Получените резултати могат да се използват за програмиране на автономен полет съвместно с автопилот Piccolo II и симулации на полета в реално време.

Литература

- [1] B. Maxwell et al, A Joined-Wing Flight Experiment, AFRL-RB-WP-TR-2008-3101, 2008.
- [2] M. Drela, H. Youngren, AVL 3.30 User Primer, MIT Aero & Astro, 2010
- [3] B. Vaglienti, R. Hoag, M. Niculescu, Piccolo User's Guide v2.1.1, Cloud Cap Technology, 2010.
- [4] X. Панайотов, П. Стоянов, Д. Зафиров, Определяне на балансировъчните отклонения на аеродинамичните кормила на самолет със съчленено крило в надлъжното движение, SENS 09, София, 2009