

ПРЕДВАРИТЕЛНО АЕРОДИНАМИЧНО ПРОЕКТИРАНЕ НА АКРОБАТИЧЕН САМОЛЕТ ЗА ОБУЧЕНИЕ НА ПИЛОТИ

Преслав Ст. Георгиев¹, Петър Орл. Тодоров²

¹preslav.s.georgiev@gmail.com

²petar.o.todorov@gmail.com

PRELIMINARY AERODYNAMIC DESIGN FOR AN AEROBATIC AIRCRAFT USED FOR PILOT TRAINING

Preslav S. Georgiev, Petar O. Todorov

ABSTRACT: This paper presents an approach in preliminary aerodynamic design of an aerobatic aircraft, used for pilot training. This is the first step, where the main geometric and performance characteristics are determined. They include gross mass, wing and tail dimensions, aerodynamic coefficients, etc. The designed aircraft can be used both for civil and military pilot training.

KEY WORDS: aerobatic, aerodynamics, training, student

УВОД

Уменията да се изпълняват фигури от сложния пилотаж доскоро се изискваха най-вече от военните летци. През 2018 г. „Европейската агенция за авиационна безопасност“ въведе нов курс за обучение на бъдещите професионални пилоти наречен „Upset Prevention and Recovery Training“, чиято цел е да ги запознае с основните техники на акробатичното пилотиране. Този доклад представя подход за проектиране на учебен акробатичен самолет, чрез използването на методики от „системно проектиране“ и „еволюционен подход“. Намират се основни геометрични и летателно-технически величини на летателния апарат, например: максимална маса, основни геометрични размери, аеродинамични коефициенти, въздушни скорости и др. Самолетът може да се използва за обучение на бъдещи граждански и военни пилоти.

ИЗГОТВЯНЕ НА ТЕХНИЧЕСКО ЗАДАНИЕ

Проектирането на един летателен апарат започва с изследване на характеристиките на вече съществуващи самолети от съответния тип. Избират се „САР 222“, „СR 100“ и „Extra 300“ [3]. Техните геометрични, летателно-технически и експлоатационни характеристики най-много се доближават до представата за крайния проект. И трите са двуместни акробатични и се използват за обучение. След като се оценят предимствата и недостатъците на всяко едно от въздухоплавателите средства, се изготвя „Техническо задание“ (Фиг. 1). То задава основните ограничения, с които конструкторът трябва да се съобразява през целия етап на проектирането. Допълнително се вземат предвид ограниченията, описани в нормите за летателна годност „СS-23“ [2].

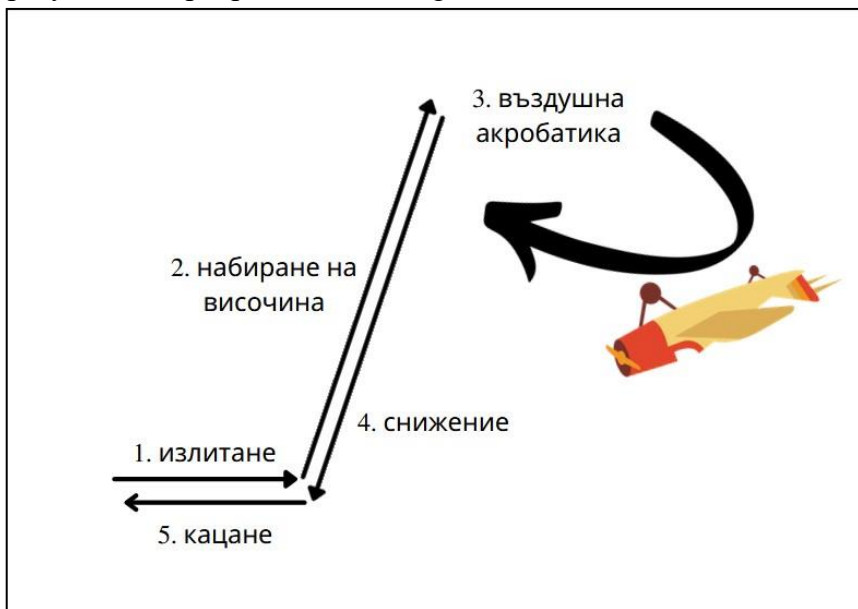
Предназначение	учебен акробатичен
Екипаж	двама души (допуска се един)
Полезен товар	не се предвижда
Условия на ПИК	сух асфалт, трева
Крилна механизация	не се предвижда
Приборно оборудване	основно, акселерометър
Колесник	триопорна схема, задна опора
Сривна скорост	$V_s \leq 31.81$ [m/s]
Височина на полета	$H \leq 3500$ [m]
Скороподемност	от 15 [m/s] до 25 [m/s]
Експл. претоварване	от -3 до +6
Двиг. установка и гориво	ДВГ, Avgas 100LL

Фиг. 1. Техническо задание

ОПРЕДЕЛЯНЕ НА МАКСИМАЛНАТА МАСА В ПЪРВО ПРИБЛИЖЕНИЕ

За изчисляването на масата в първо приближение се използват две методики. Първата [4] залага на системен подход, чрез който се пресмятат теглата на основните елементи. Определящ фактор е и предназначението на самолета, тъй като методиката изследва отношението на теглата в различните етапи на полета (Фиг. 2). Достига се до решаването на система линейни уравнения, от които се

изчислява максималното излетно тегло. След това полученият резултат се превръща в маса [kg].



Фиг. 2. Етапи на полета

За да се увеличи точността на изследването, допълнително се използва и друг подход [7]. Чрез емпирични зависимости и статистически определени относителни маси на отделите части на самолета, се определя масата на летателния апарат в първо приближение.

Получените по двата метода маси се сравняват, както помежду си, така и с направената статистика. Избира се максимална излетна маса в първо приближение:

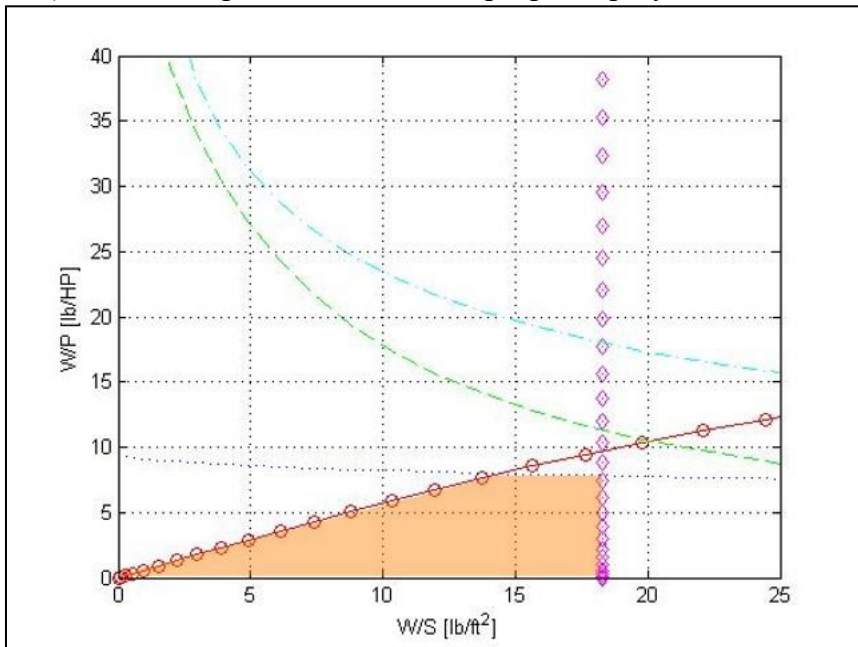
$$(1) \quad (m_{\max})_I = 800 \text{ [kg]}$$

ГЕОМЕТРИЧНИ РАЗМЕРИ НА НОСЕЩИТЕ ПОВЪРХНОСТИ

За намирането им се използват пет уравнения, всяко едно от които е функция на различни параметри: срична и максимална скорост, таван на полета и др. Чрез графиките на тези функции се построява т.н. „Диаграма на допустимите стойности“ (Фиг. 3). От нея се определя „проектна точка“ на самолета, чиято стойност се замества в уравнение (2), за да се получи площта на изолираното крило в план [4]:

$$(2) \quad S_{\text{кр}} = [W_{\text{ТО}} / (W/S)_d] 0.0929 = 9 \text{ [m}^2\text{]}$$

където: $W_{ТО}$ – макс. излетно тегло, $(W/S)_d$ – проектна точка от (Фиг. 3), коефициентът 0.0929 превръща резултата в $[m^2]$.



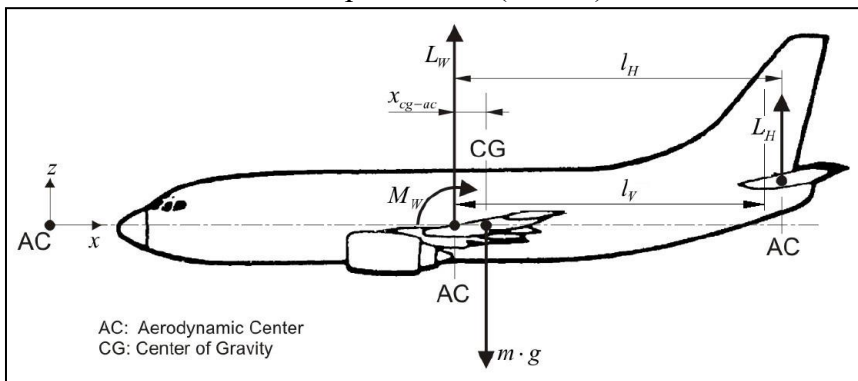
Фиг. 3. Диаграма на допустимите стойности

Използвайки получената площ на крилото от формула (2), се намират площите и на изолираните хоризонтална и вертикална плоскост [6]:

$$(3) \quad S_{\text{хоп}} = c_{\text{хоп}} S_{\text{кр}} M A C_{\text{кр}} / l_{\text{хоп}} = 1.9 [m^2]$$

$$(4) \quad S_{\text{воп}} = c_{\text{воп}} S_{\text{кр}} b_{\text{кр}} / l_{\text{воп}} = 1.22 [m^2]$$

където: $l_{\text{хоп}}$ и $l_{\text{воп}}$ се определят от (Фиг. 4).



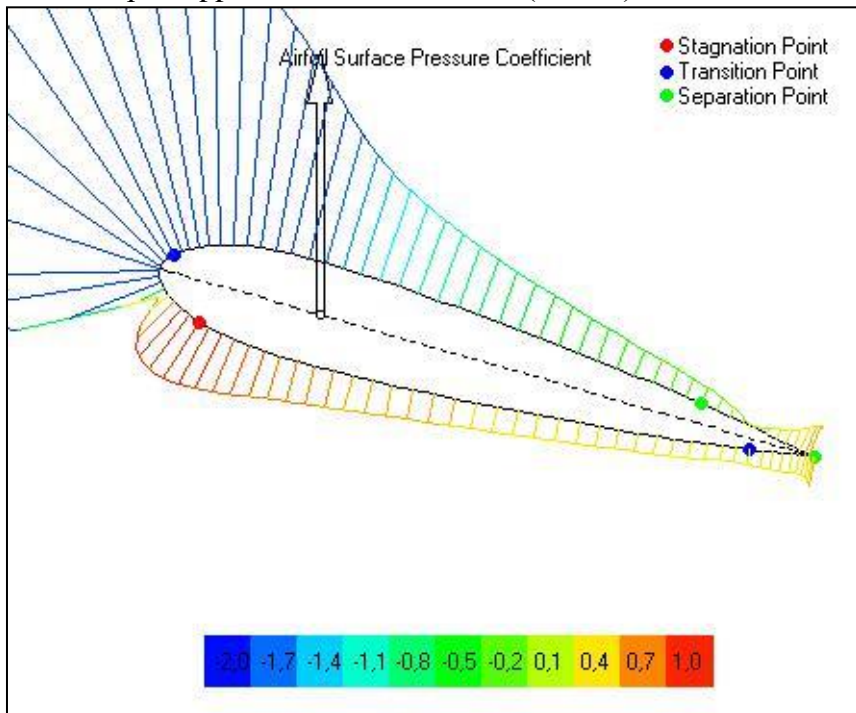
Фиг. 4. Определяне на характерните дължини $l_{\text{хоп}}$ и $l_{\text{воп}}$

ХАРАКТЕРНИ СКОРОСТИ И ИЗБИРАНЕ НА КРИЛЕН ПРОФИЛ. МАСА И ЦЕНТРОВКА НА ЛА.

Следвайки нормите за летателна годност [2], се намират характерните скорости на въздухоплавателното средство. Този процес започва от определянето на скоростта на сваляне. Както бе отбелязано в „Техническо задание“, самолетът няма крилна механизация. Следователно, може да се приемат скоростите на сваляне в конфигурация за кацане и скоростта на сваляне в определена конфигурация за равни:

$$(5) \quad V_{S0} = V_{S1} \rightarrow V_S = 31.38 \text{ [m/s]}$$

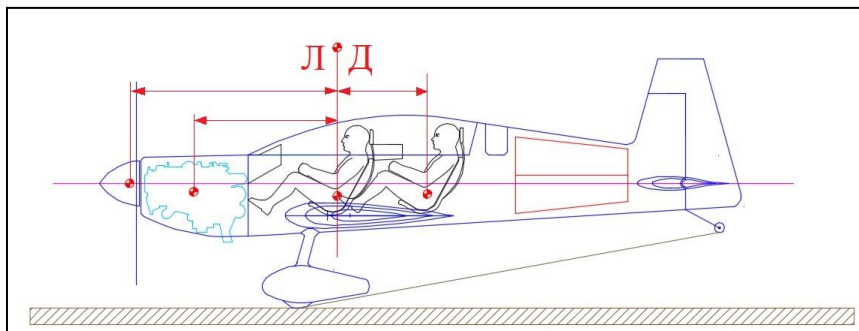
За избора на крилен профил се разглеждат симетрични такива. Целта е да се обезпечат сравнително еднакви аеродинамични характеристики и при „гръбен“ полет. Използва се софтуерен продукт „VisualFoil“ за изследване на различни модели симетрични профили. Като най-подходящ се подбира „Eppler E475“, показан на (Фиг. 5).



Фиг. 5. Разпределение на коефициента на налягане по профил „Eppler E475“, при $\alpha = 16^\circ$

Разполагайки с профила и геометричните размери на носещите повърхности, се изработва чертеж на летателния апарат. Неговото изготвяне е процес, който протича

успоредно с определянето на максималната маса във второ приближение и центровка на летателния апарат. Тя трябва да е така изпълнена, че да запази надлъжна балансировка и при управление на самолета само с един пилот. Това се постига, като разположим центъра на тежест на първия (обучаем) пилот да съвпада с центъра на тежест на цялото въздухоплавателно средство (Фиг. 6).



Фиг. 6. Центровка на летателния апарат

За максимална маса във второ приближение се получава:

$$(6) \quad (m_{\max})_{II} = 796 \text{ [kg]}$$

ИЗЧИСЛЯВАНЕ НА АЕРОДИНАМИЧНИТЕ КОЕФИЦИЕНТИ НА САМОЛЕТА. V-n ДИАГРАМА.

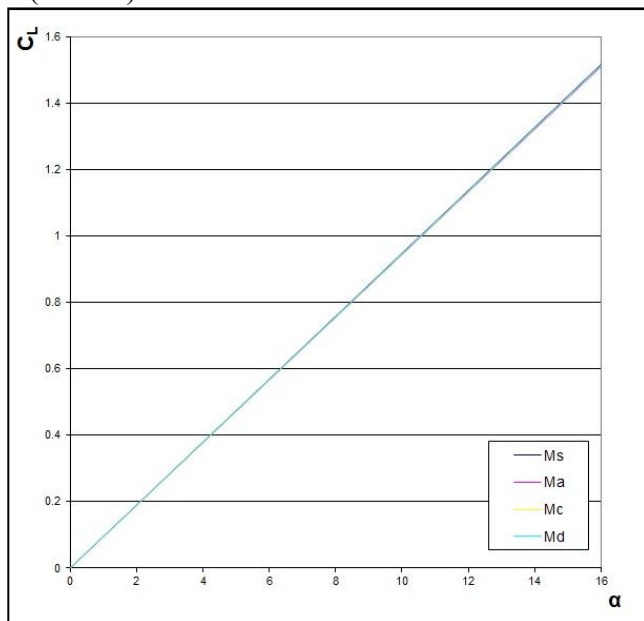
Използвайки методики [1] и [5], се получават производната на подемната сила по ъгъла на атака C_L^α и коефициента на челно съпротивление при нулева подемна сила C_{D0} . Чрез тях се построяват полярите на самолета, които графично изобразяват аеродинамичните показатели на въздухоплавателното средство. За да се определят, се отчита влиянето на носещите повърхности, тялото на летателния апарат, интерференцията между тях и др. Важен фактор е и забавянето на въздушния поток, което се получава при преминаването му през въздушните отвори, намиращи се пред двигателя. Това забавяне може да се изрази като коефициент на съпротивление, което се нарича „от охлаждане на двигателя“ [5]. Коефициентът на подемна сила и челно съпротивление се намират по следния начин:

$$(7) \quad C_L = C_L^\alpha(\alpha - \alpha_0)$$

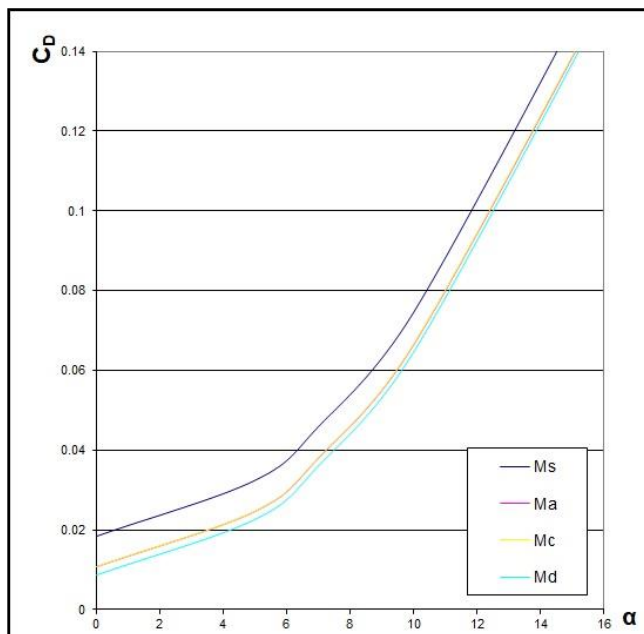
$$(8) \quad C_D = C_{D0} + A_i C_L^2$$

където: α – ъгъл на атака, α_0 – ъгъл на атака при нулева подемна сила, A_i – коефициент на индуктивност.

От получените стойности в уравнения (7) и (8) се построяват графики на техните зависимости при различни ъгли на атака и за характерни числа на Мах. Показани са на (Фиг. 7) и (Фиг. 8).

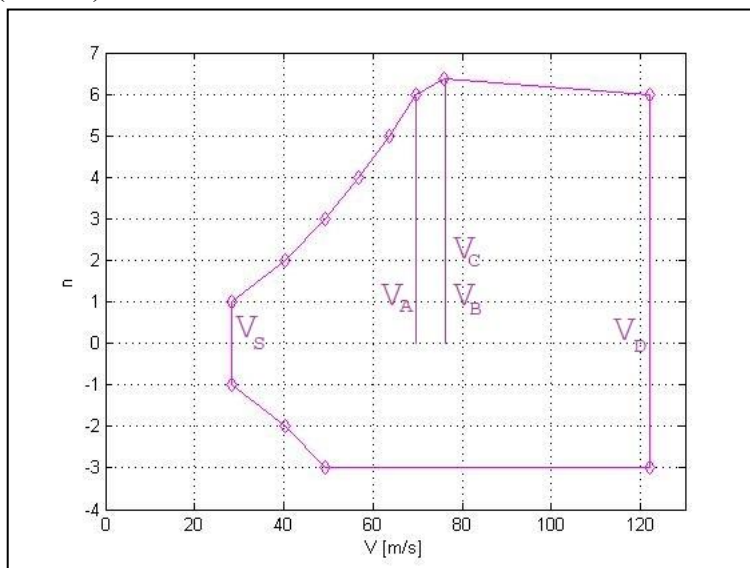


Фиг. 7. Зависимост $C_L(\alpha)$



Фиг. 8. Зависимост $C_D(\alpha)$

От характерните скорости и зададените в „Техническо задание“ експлоатационни претоварвания се построява „Дијаграма скорост-претоварване“ (V - n дијаграма), показана на (Фиг. 9).



Фиг. 9. Дијаграма скорост-претоварване

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изследваният подход предлага добра основа за предварително проектиране на акробатичен учебен самолет. Обект на бъдещи изследвания е доразвиването на проекта, за да се намерят якостните характеристики на конструкцията, както и изследването на модел в аеродинамичен тунел.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гешев Д. Н., Аеродинамика на летателните апарати, София 2014
2. CS-23, EASA, Amendment 4, 15 July 2015
3. Jackson P., Jane's ALL THE WORLD'S AIRCRAFT
4. Sadraey M. H., AIRCRAFT DESIGN
5. Sadraey M. H., Aircraft drag modeling
6. Scholz D., Empennage sizing, Hamburg 2021
7. Егер С. М., Проектирование самолетов, Москва 1983
8. Тодоров П., Георгиев Пр., Предварително проектиране на акробатичен самолет, Дипломна работа, ТУ-София, 2022