

**Научна сесия «100 години българска бойна авиация»
Долна Митрополия 17.05.2012 г.
ЯКОСТНИ И ДЕФОРМАЦИОННИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА
СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО ЗА БЛА
Пламен Роглев**

**STRENGTH AND DEFORMATION STUDIES OF JOINED
WING FOR A UAV**

Plamen Roglev

***Abstract:** In the paper are presented the results of structural studies of different joined-wing/box wing aircraft configurations of a UAV. The investigation of their properties is done by computer simulation with the FEM. Their strength and deformation qualities are compared. The results can be used in the preliminary design of such airplanes.*

Keywords: joined wing, box wing, structure, stress, deformation

ВЪВЕДЕНИЕ

Пред новите пилотирани и безпилотни летателни апарати(БЛА) стоят големи предизвикателства.

Най-широко използваните БЛА са предназначени за разузнаване и наблюдение - според класификацията на NATO MALE(Medium Altitude Long Endurance) и HALE(High Altitude Long Endurance).При тях основното предизвикателство е увеличаването на продължителността на полета, с цел постигане на непрекъснато наблюдение. При микро БЛА(MAV - Micro Air Vehicles) целта е постигане на висока маневреност, включително вертикален полет, за да могат да действуват в тесни пространства – в сгради и др., което също изисква нови подходи. Пред транспортните самолети се поставят задачи за по-висока икономическа ефективност и екологичност. Това изисква създаването на апарати с максимално аеродинамично качество и минимално тегло.

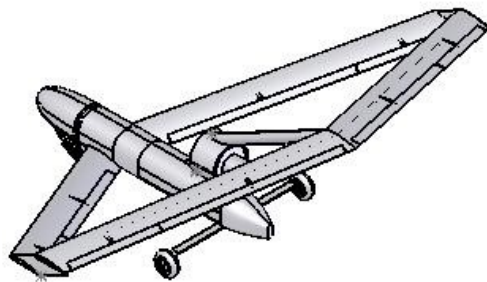
Една от обещаващите нови конструктивни схеми е тази на апаратите със съчленено крило (Joined Wing). Тя има предимства, като могат да съдействуват както за увеличаване на продължителността на полета, така и за повишаване на маневреността на самолетите, както посочва Зафиров в [4] и [6].

Схемата съчленено крило се дефинира като самолет с тандемни крила, съединени така че образуват ромбовидна форма при поглед в план и отпред. По този начин двете крила образуват пространствена силова

конструкция, подобна на бипланната кутия, но без да се използват допълнителни стойки и обтяжки. Съчлененото крило е конфигурация, явяваща се синтез на бипланната и тандемната схема, като се избягват или ограничават част от недостатъците им.

Самите крила в мястото на съчленяване могат да бъдат съединени непосредствено едно зад друго или посредством ротационни тела, поставени по течението (Joined wing) или чрез вертикални плоскости (Box wing). Предното и задното крила могат да имат различни ъгли на стреловидност или диедър. По този начин съществуват много конфигурации, притежаващи различни якостни и аеродинамични характеристики.

В настоящата работа са изследвани по метода на крайните елементи напреженията и деформациите възникващи при няколко възможни варианта на съчленено крило. Тя се явява част от работата по създаването на БЛА (Фиг. 1), реализиран по проект на ТУ София "Изследвания на безпилотен летателен апарат със съчленено крило и управляем вектор на тягата за реализация на автономен полет с автопилот".



Фигура 1. Общ вид на БЛА със съчленено крило

ЯКОСТНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА РАЗЛИЧНИ КОНФИГУРАЦИИ НА СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Изследвани модели

Всички изследвани модели имат следните основни геометрични и масови характеристики (Таблица 1)

Профилът на крилата е DAE-41 с относителна дебелина 11.7 %

Отделните модели имат следните характеристики:

Модел 1 - със стреловидни вертикални плоскости – крилата са съчленени чрез вертикални плоскости имащи стреловидност 62° V-образността на задното крило ψ_r е -11°

Модел 2 - с вертикални плоскости без стреловидност – крилата са съчленени чрез вертикални плоскости имащи стреловидност 0° V-образността на задното крило ψ_r е -11°

Модел 3 - без вертикални плоскости – се получава като транслираме задното крило вертикално до пресичането му с предното. Този начин на

свързване се предлага и от Wolkovitch[9]. В края на крилата поставяме вретеновидно тяло, осигуряващо достатъчно корава връзка между двете крила. V-образността на задното крило ψ_r е -11°

Модел 4 - със съвпадащи краища на крилата - транслираме задното крило хоризонтално до съвпадането на крайните хорди на предното и задното крило. V-образността на задното крило ψ_r е -11°

Модел 5 - със задно крило без диедър – крилата са съчленени чрез вертикални плоскости имащи стреловидност 62° V-образността на задното крило ψ_r е 0°

Таблица 1. Геометрични и масови характеристики на изследваните модели

Характеристика	Озн.	Стойност
Излетна маса	$m_{и}$	7 kg
Маса на крилата	$m_{к}$	1 kg
Максимална скорост	$v_{не}$	50m/s
Максимален скоростен напор	q_{max}	1531 Pa
Разрушаващо претоварване	n_u	+6/-4
Разпереност	l	1,8 m
Площ на предното крило	S_f	0,261m ²
Площ на задното крило	S_r	0,239m ²
Обща площ на крилата	S	0,5 m ²
Перпендикулярна хорда	b	0,125 m
Площ на една от верт. плоскости	S_v	0,010 m ²
Стреловидност на пр. крило	χ_f	30°
Стреловидност на задното крило	χ_r	$-20,5^\circ$
V-образност на предното крило	ψ_f	17°

Натоварвания

За определяне на аеродинамичното натоварване използваме резултатите от работите на Зафиров и Панайотов [1], [2], [3] и [5]. Разпределението на коефициента на подъемна сила по разпереността на крилата е изчислено с програма Vortex Lattice Method Programme – VLMpc (Фиг. 2):

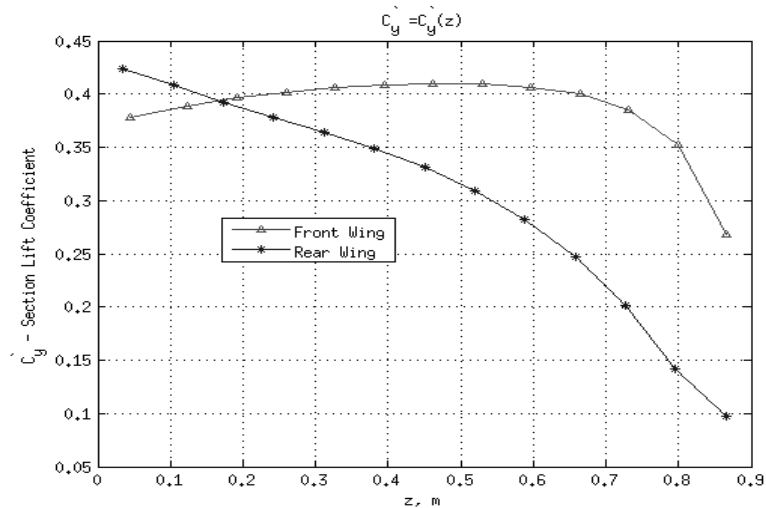
Тъй като симулирането на натоварването ще се извършва с програмата CosmosWorks където разпределението на силите се дава с полином от 2 степен, извършваме апроксимация на разпределението на подъемната сила с помощта на функцията POLYFIT на MatLab(Фиг. 3), при което се получават следните функции:

За предното крило:

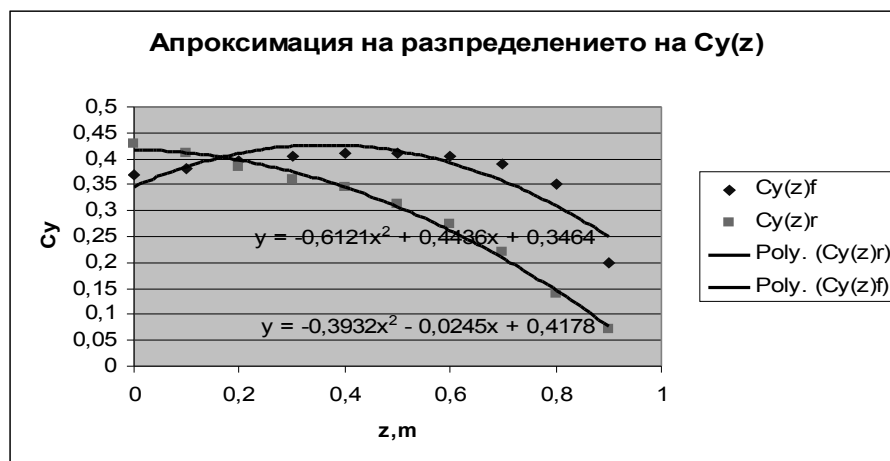
$$C_{y_f}(z) = -0,6121z^2 + 0,4436z + 0,3464 \quad (1)$$

За задното крило:

$$C_{y_r}(z) = -0,3932z^2 + 0,0245z + 0,4178 \quad (2)$$



Фигура 2. Разпределение на коефициента на подъемна сила по размаха



Фигура 3. Апроксимация на разпределението на коефициента на подъемна сила по разпереността

Понеже крилата са стреловидни и имат диедър, е необходимо да приведем разпределението на натоварването по оста на крилата съответно z^*_f за предното и z^*_r за задното крило.

$$z^*_f = \frac{z}{\cos \chi_f \cos \Psi_f} = \frac{z}{0,828} = 1,207z \quad (3)$$

за модели 1-4:

$$z^*_r = \frac{z}{\cos \chi_r \cos \Psi_r} = \frac{z}{0,922} = 1,084z \quad (4)$$

За модел 5:

$$z^*_r = \frac{z}{\cos \chi_r \cos \Psi_r} = \frac{z}{0,94} = 1,064z \quad (5)$$

При което получаваме окончателно

За предното крило:

$$C_{y_f}(z^*_f) = -0,4196z^{*2}_f + 0,3673 z^*_f + 0,3464 \quad (6)$$

За задното крило за модели 1-4:

$$C_{y_r}(z^*_r) = -0,3342 z^*_r{}^2 + 0,0226 z^*_r + 0,4178 \quad (7)$$

За задното крило за модел 5:

$$C_{y_r}(z^*_r) = -0,347 z^*_r{}^2 + 0,023 z^*_r + 0,4178 \quad (8)$$

Определяме коефициентите на относително натоварване на предното и задното крило

$$\text{За предното крило} \quad Cl_f = \frac{C_{y_{\Sigma f}}}{C_{y_{\Sigma}}} = 0,5577 \quad (9)$$

$$\text{За задното крило} \quad Cl_r = \frac{C_{y_{\Sigma r}}}{C_{y_{\Sigma}}} = 0,4423 \quad (10)$$

Натоварване от собственото тегло на крилата

Приемаме, че масата на крилото е разпределена пропорционално на площта му.

Тегло на предното крило

$$G_f = g \cdot m_k S_f / S = 9,81 \cdot 1 \cdot 0,261 / 0,5 = 5,121 \text{ N} \quad (11)$$

Тегло на задното крило

$$G_r = g \cdot m_k S_r / S = 9,81 \cdot 1 \cdot 0,239 / 0,5 = 4,689 \text{ N} \quad (12)$$

Натоварването е определено за случай В(Condition III- Positive Low Angle of Attack)-криволинеен полет във вертикална равнина на малки ъгли на атака и максимално динамично налягане – тъй като той се явява определящ за якостното оразмеряване на крилата. Положението на центъра на налягане е:

$$\bar{x}_{Вци} = -\frac{C_m}{C_y} + 0,25 = -\frac{-0,07}{0,5} + 0,25 = 0,39 \quad (13)$$

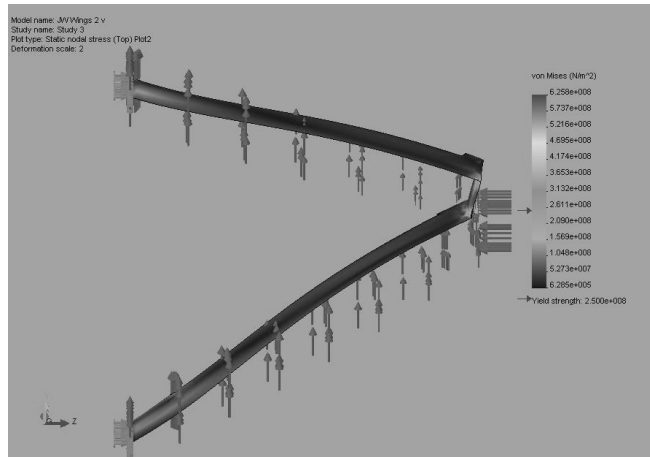
Приемаме разпределение на аеродинамичните сили между горната и долната повърхност на крилото в съотношение 2:1. За да симулираме преместването на центъра на налягане по хордата, разделяме силите на три зони по хордата на крилата и разделяме аеродинамичното натоварване в съответна пропорция. Натоварването от теглото на крилата разпределяме равномерно по площта му.

Конструкция и свойства на материала

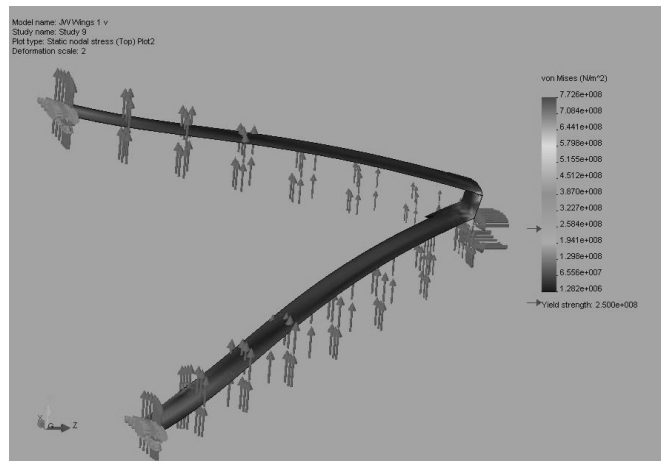
Конструкцията на крилата симулираме като черупка с дебелина 0,3 mm . За модул на Юнг на материала избираме 29 GPa , коефициент на Поасон 0,3, което съответствува на псевдоизотропен стъклопласт изработен от триаксиален плат от Е-стъкло и епоксидна смола по метода на вакуумно формоване с обемно съдържание на усилващите влакна 50%. [8]

Симулации

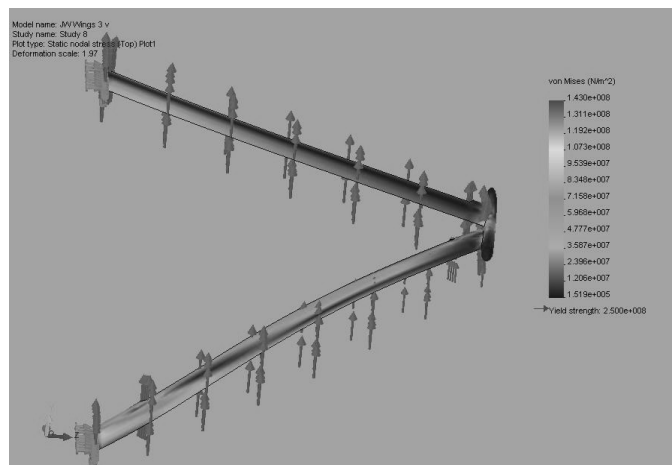
Симулирането на натоварването се извършва с програмата CosmosWorks. Показаните (Фиг.4 -8) напрежения са еквивалентни напрежения по 4-та якостна теория за изчислителен случай В



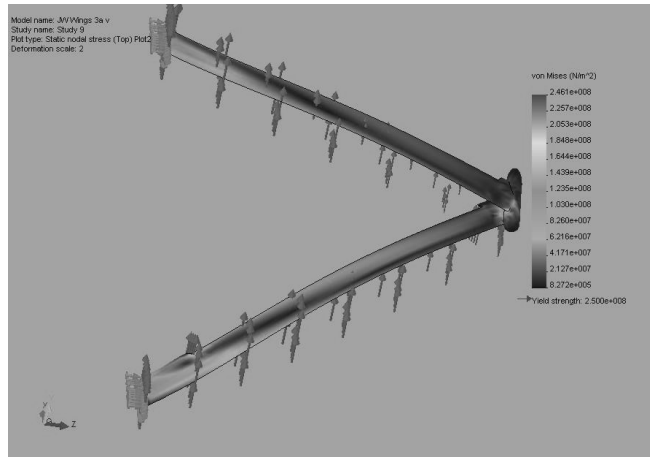
Фигура 4. Напряжения в Модел 1 – със стреловидни вертикални плоскости



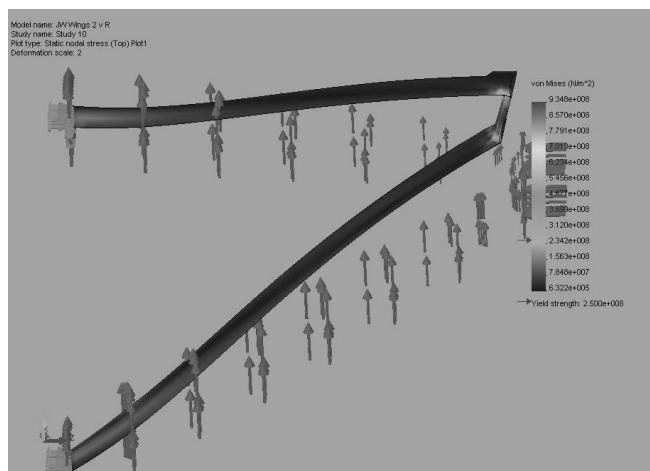
Фигура 5. Напряжения в Модел 2 – с вертикални плоскости без стреловидност



Фигура 6. Напряжения в Модел 3 – без вертикални плоскости



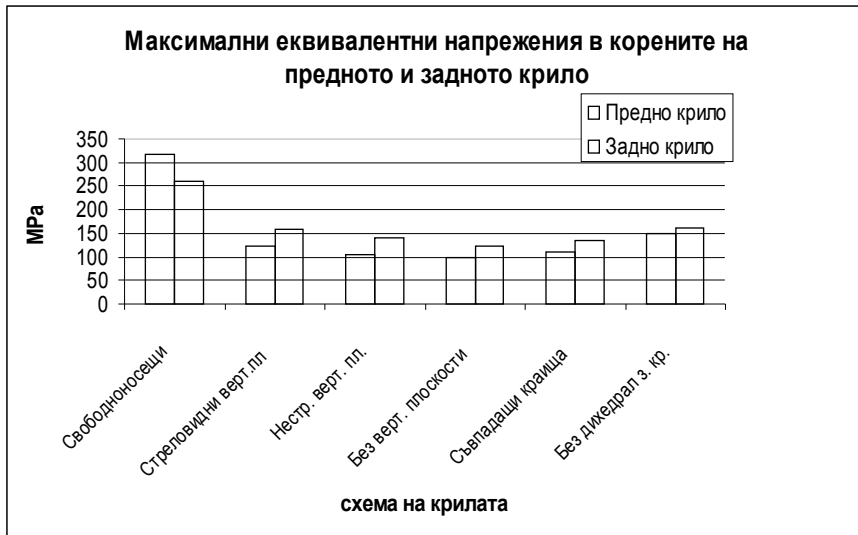
Фигура 7. Напрежения в Модел 4 – със съвпадащи краища на крилата



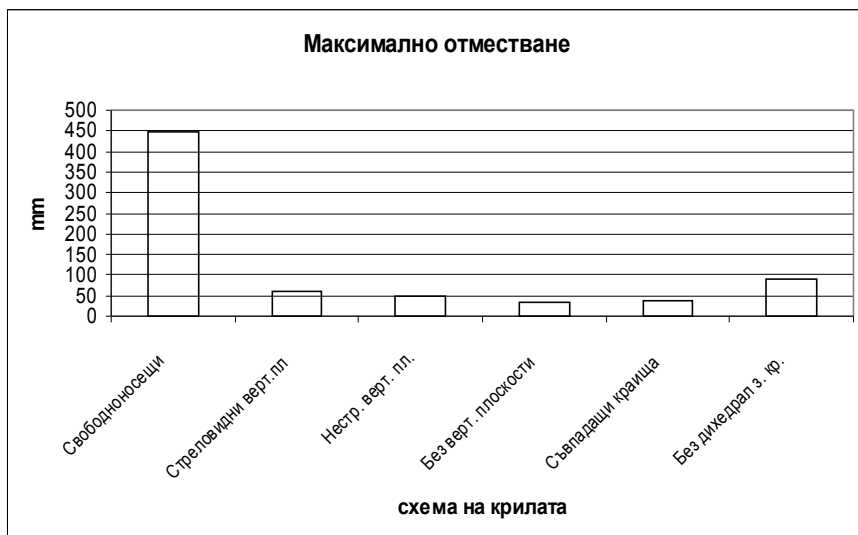
Фигура 8. Напрежения в Модел 5 – със задно крило без дихедрал

Резултати и дискусия

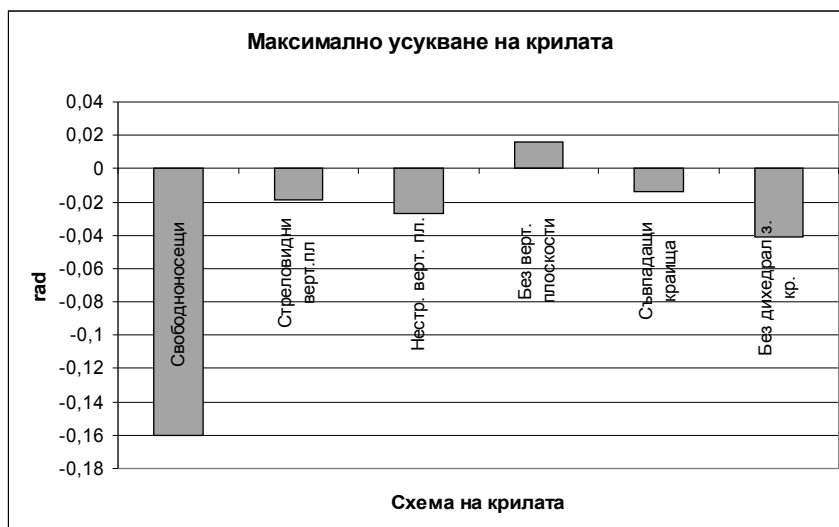
По-долу са дадени графики (Фиг. 9-11)сравняващи деформациите и напреженията при различните схеми на съчленяване на крилата и свободноносещи крила със същата геометрия. Както ясно личи от тях, съчлененото крило във всички варианти осигурява съществено по-висока коравина и по-ниски напрежения от свободноносещите крила. Само в мястото на свързване на крилата се забелязва значителна концентрация на напреженията- до 3 пъти спрямо тези в корена на крилата при схемите с вертикални плоскости. Но тази зона е малка и необходимото локално усилване не би утежило съществено конструкцията. Най-ефективна от якостна гледна точка се явява схемата на съчленяване без вертикални плоскости, предложена от Wolkovitch. Но тази схема води до усукване на крилата в посока на увеличаване на ъгъла на атака при повишаване на натоварването(Фиг. 11), което би се явило като причина за поява на дивергенция. Следователно, тази схема не трябва да се използва.



Фигура 9. Напрежения в корените на крилата



Фигура 10. Максимално отместване на крилата



Фигура 11. Максимално усукване на крилата

Схемата със съвпадащи краища на крилата е следващата по отношение на якостните и деформационните качества. В този случай обаче очевидно ще се увеличи влиянието на предното крило върху обтичането на задното крило и ще се повиши съпротивлението от интерференцията между тях.

Схемите с вертикални плоскости (Box wing) имат малко по-ниски якостни и деформационни качества от тези с непосредствено съчленяване на крилата (Joined wing). Но при тях могат да се очакват значителни аеродинамични преимущества като понижаване на индуктивното съпротивление [7] и намаляването на влиянието на скосяването на потока от предното крило върху задното.

Наличието на дихедрал на задното крило значително подобрява якостта и коравината на конструкцията на крилата.

За да може да бъде сравнявана ефективността на различните схеми на съчленяване е необходимо да се изследват и аеродинамичните ефекти.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В резултат от направените компютърни симулации са получени данни сравняващи якостните и деформационни характеристики на различни схеми на съединяване на крилата при самолети със съчленено крило. Получените данни могат да се ползват на етапа на предварителното проектиране на летателни апарати от този тип. Необходимо е да се извършат моделни експерименти за потвърждаване на резултатите от симулациите. Трябва да се изследват и аеродинамичните ефекти от различните схеми на съчленяване.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Зафиров, Д., Панайотов, Х. - Изследване на аеродинамични характеристики на съчленено крило по метода на дискретните вихри ЮНС "10 години катедра Въздушен транспорт" 01-03 октомври 2003

[2] Зафиров, Д., Панайотов, Х., - Методика за изследване зависимостта на аеродинамичните характеристики на съчленено крило от някои геометрични параметри чрез построяване на повърхнина на отклика, ЮНС, Д. Митрополия 22-23 април 2004

[3] Зафиров, Д., Панайотов, Х., Стоянов П. - Изчисляване на аеродинамичните коефициенти и производни на самолет със съчленено крило в надлъжното движение SENS 09, София, 2009

[4] Зафиров Д. И. Високоманеврен самолет със съчленено крило. Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications", Vol. 14, 2009,

[5] Зафиров, Д., Панайотов, Х., - Методика за определяне на аеродинамичните коефициенти на безпилотен самолет, Бултранс 2010, Созопол

[6] Зафиров Д. - Автономен безпилотен летателен апарат, TechSys 2011

[7] Kroo I. – Nonplanar Wing Concepts for Increased Aircraft Efficiency - 2005.

[8] Quinn - Composites Design Manual, 3 ed, 2002.

[9] Wolkovitch J. - The Joined Wing – an Overview, AIAA, 1985.

*Адрес за контакт: маг. инж. Пламен Маринов Роглев
гр. Пловдив, ул. „Георги Икономов” №65, тел. 0897837473, e-mail:
plroglev@mail.bg*