

Секция “Аерокосмически системи за управление“

проф. д-р инж. Димо Иванов Зафиров

ИЗСЛЕДВАНИЯ ЗА КОНЦЕПТУАЛНО ПРОЕКТИРАНЕ НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

АВТОРЕФЕРАТ

на дисертация за присъждане на научната степен
„доктор на техническите науки“

Област на висше образование: 5. Технически науки
Направление: 5.5. Транспорт, авиация и корабоплаване
Научни специалности: "Проектиране на автоматични и пилотирувани
летателни апарати"
"Динамика, балистика и управление на полета на
летателни апарати"

Научно жури:

1. Чл.-кор. проф. д-р Петър Гецов
2. Проф. д-р Гаро Мардиросян
3. Проф. д-р Христо Христов
4. Проф. д-р Павел Пенев
5. Проф. д-р Георги Сотиров
6. Проф. д-р Огнян Стойков
7. Доц. д-р Светлозар Асенов

София, 2018 г.

Дисертационният труд е обсъден на разширен семинар на съвет на секция „Аерокосмически системи за управление“ с протокол от 25.09.2018 г., завършило с предложение за откриване на процедура за официална защита.

Предложението е утвърдено с решение на Научен съвет на ИКИТ - БАН с протокол №33/04.10.2018 г.

Материалите по защитата се намират в кабинета на секретарката на директора на ИКИТ – БАН, на адрес 1113 София, ул. Акад. Г. Бончев 1, корпус 1, ет. 4.

Научно жури:

1. Чл.-кор. проф. дтн Петър Гецов
2. Проф. дтн Гаро Мардиросян
3. Проф. дтн Христо Христов
4. Проф. двн Павел Пенев
5. Проф. дтн Георги Сотиров
6. Проф. д-р Огнян Стойков
7. Доц. д-р Светлозар Асенов

Дисертантът е професор в секция „Аерокосмически системи за управление“ на ИКИТ-БАН

Рецензенти: 1.
 2.
 3.

Автор: проф. д-р инж. Димо Иванов Зафиров

Заглавие: ИЗСЛЕДВАНИЯ ЗА КОНЦЕПТУАЛНО ПРОЕКТИРАНЕ
 НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ СЪС
 СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Тираж: ... броя

Обект и предмет на изследването

Дисертационният труд е от областта на научните специалности „Проектиране и конструиране на автоматични и пилотирани летателни апарати” и „Динамика, балистика и управление на полета на летателни апарати”.

Обект на изследването са самолетите със съчленено крило (ССК), а **предмет** е концептуалното проектиране на безпилотни летателни апарати със съчленено крило (БЛА СК).

АКТУАЛНОСТ НА ПРОБЛЕМА

Актуалността на темата за изследване на нови, неконвенционални схеми се определя от факта, че се поставят все по-високи изисквания към ефективността и екологичността на новосъздаваните самолети, които не могат да бъдат удовлетворени при използването на класическите схеми "нормална", "патица" и "летящо крило". Схемата "съчленено крило" има редица предимства пред тях, но не е изследвана достатъчно теоретично и експериментално, за да получи по-широко практическо приложение. Основните предимства на схемата: по-малки те собствено тегло и габаритни размери при едно и също излетно тегло, високата маневреност, както и подобрите възможности за реализиране на вертикално излитане и кацане, я посочват в прогнозите като една от основните схеми за бъдещите самолети.

ПРЕГЛЕД НА СЪСТОЯНИЕТО

Състоянието на изследванията на ССК е на сравнително начален етап, на който има още много нерешени проблеми свързани с аеродинамиката, динамиката на полета и якостта. Първите ССК са били създадени още в началото на миналия век, но не са получили развитие поради липсата на теоретични изследвания, които да позволяват проектирането на такива самолети с добри характеристики. През 1919 Munk, а през 1924 година Prandtl публикуват теоретични разработки, които доказват някои от предимствата им. По това време се използва по-добре изследваната класическа схема, която задоволявала изискванията на този етап. Като началото на системните изследвания върху тази схема се смятат публикациите на Wolkovitch направени в края на миналия век. Те посочват основните ѝ предимства и бележат нарастване на интереса към използването ѝ. Броят на публикациите, свързани с изследванията в тази област постоянно нараства и има реализирани пилотирани и безпилотни самолети с тази схема. Авторът работи по тематика, свързана със ССК от края на 90 години на миналия

век, ръководи проекти и докторанти в тази област. Публикувани са десетки негови статии и доклади и са извършени са голям обем теоретични и експериментални изследвания, които позволяват да се избират оптимални параметри на БЛА СК в процеса на концептуалното проектиране.

За извършване на обстойно литературно проучване на съвременното ниво от решаващо значение е членството на автора в най-голямата и авторитетна професионална организация на авиационните специалисти - Американския институт на инженерите по аеронавтика и астронавтика (AIAA), участието му в организирани от него и от Съвета на европейските аерокосмически организации (CEAS) конференции и семинари, както и ползването на богатите информационни и електронни фондове от научна литература на Масачузетския технологичен институт (MIT). Направената литературна справка е базирана на 198 литературни източници, от които 62 на кирилица, а останалите 136 – на латиница. При обстойния анализ на състоянието на проблема е дефинирана главната цел и са формулирани основните задачи пред дисертацията.

ЦЕЛ И ОСНОВНИ ЗАДАЧИ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Хипотезата, целта и задачите на дисертационната работа, формулирани на база на анализите, извършени в Глава I, са:

Хипотеза

Балансировъчната схема съчленено крило може да бъде използвана за създаване на ЛА от различни класове, превъзхождащи съществуващите, като предоставя значителни предимства при VTOL БЛА.

Цел: Целта на дисертационният труд е да се проведат изследвания за концептуално проектиране на безпилотни самолети със съчленено крило.

Задачи:

1. Да се направи анализ на състоянието на изследванията на ЛА със съчленено крило и VTOL самолетите.
2. Да се разработи обща методика за изследването на БЛА със съчленено крило.
3. Да се разработят математически модели за теоретични изследвания на БЛА със съчленено крило.
4. Да се предложи метод за реализиране на управление на БЛА със съчленено крило посредством управляващи двигатели.
5. Да се направят експериментални изследвания за апробиране на теоретичните резултати.

6. Да се извърши оценка на получените резултати от изследванията на БЛА със съчленено крило.

7. Да се разработи методика за концептуално проектиране на на БЛА със съчленено крило.

RESEARCH FOR CONCEPTUAL DESIGN OF JOINED WING UNMANNED AERIAL VEHICLES

Prof. eng. Dimo Zafirov PhD

Abstract

Requirements that are placed on future planes sharp increase their efficiency and reduce their harmful impact on the environment can't be achieved with the currently used schemes and are looking for new, unconventional solutions. Finding answers to the question what will be the future aircraft and what are their characteristics motivate the author and the team that manages to do research on unconventional scheme for creating competitive aircraft. The actuality of the topic to explore new , unconventional schemes is determined by the fact that it is placing increasing demands on the efficiency and environmental performance of the newly planes that can't be satisfied when using the classical approach "normal", "duck" and "flying wing".

The "joined wing" has a number of advantages over them, but not enough studied theoretically and experimentally in order to obtain a wide practical application. The main advantages of the scheme: less dead weight and dimensions at the same takeoff weight, high maneuverability, and better opportunities for the realization of vertical takeoff and landing her projections indicate one of the main schemes for future aircraft. The state of research aircraft with joined wing is a relatively early stage where there are many unresolved issues relating to aerodynamics, flight dynamics and strength. Scientific and theoretical significance of the research results is determined by the creation and use of mathematical models of the original aircraft with vertical takeoff and landing with a "joined wing" that have been validated and verified by simulations and experiments , as well as methods for their conceptual design . The scientific novelty of the dissertation work is evidenced by the issuance of a patent BG65998 B1 "Joined Wing Aircraft".

The practical significance of the results is demonstrated by creating and testing a technology demonstrator, which showed several advantages over previously used schemes and the results were used in its design and generate variants of UAV target.

Described in detail the development and current state of theoretical and experimental studies with joined wing UAV (UAV JW) of VTOL aircraft and their prospects for use. Viewed a common methodology of research, the methods used and tools. Given by the author are made theoretical studies of aircraft with joined wing. Described are mathematical models of the dynamics of flight criteria optimization algorithm for conceptual design of aircraft with joined wing. A method is proposed for the management of UAV SC with guided propulsors.

Discusses experimental studies of UAV JW. Described is a program and methodology for conducting simulations , blown in wind tunnel and flight tests. An analysis and evaluation of results from the study and how they might be used in the conceptual design of UAV JW. Described by the author developed a methodology for conceptual design of VTOL UAV JW. It was concluded the advantages of UAV JW and perspective for their use in performing various missions. Guidance is given for future research.

ИЗСЛЕДВАНИЯ ЗА КОНЦЕПТУАЛНО ПРОЕКТИРАНЕ НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

проф. д-р инж. Димо Зафиров

Резюме

Изискванията, които са поставени към бъдещите самолети за рязко повишаване на ефективността им и намаляване на вредното им влияние върху околната среда не могат да бъдат постигнати с досега използваните схеми и се търсят нови, неконвенционални решения. Намирането на отговори на въпросите какви ще бъдат бъдещите самолети и какви ще са техните характеристики, **мотивира** автора и екипа, който ръководи да направят изследвания на неконвенционална схема за създаване на конкурентоспособни летателни апарати. **Актуалността на темата** за изследване на нови, неконвенционални схеми се определя от факта, че се поставят все по-високи изисквания към ефективността и екологичността на новосъздаваните самолети, които не могат да бъдат удовлетворени при използването на класическите схеми "нормална", "патица" и "лятащо крило". Схемата "съчленено крило" има редица предимства пред тях, но не изследвана достатъчно теоретично и експериментално, за да получи по-широко практическо приложение. Основните предимства на схемата: по-малките собствено тегло и габаритни размери при едно и също излетно тегло, високата маневреност, както и по-добрите възможности за реализиране на вертикално излитане и кацане, я посочват в прогнозите като една от основните схеми за бъдещите самолети. **Състоянието на изследванията** на самолети със съчленено крило е на сравнително начален етап, на който има още много нерешени проблеми свързани с аеродинамиката, динамиката на полета и якостта. **Научната и теоретичната значимост на резултатите от изследването** се определя от създаването и използването на оригинални математически модели на самолети с вертикално излитане и кацане със схема "съчленено крило", които са валидирани и верифицирани чрез симулации и експерименти, както и на методика за концептуалното им проектиране. **Научната новост** на дисертационната работа е доказана чрез издаването на патент BG65998 B1 "Самолет със съчленено крило". **Практическата значимост на получените резултати** е доказана чрез създаване и изпитване на технологичен демонстратор, който показва редица предимства пред използваните досега схеми и резултатите са били използвани при проектирането му и при генериране на варианти на БЛА-мишена. Описано е подробно развитието и съвременното състояние на теоретичните и експериментални изследвания на БЛА със съчленено крило (БЛА СК), на VTOL ЛА и на перспективите им за използване. Разгледана е обща методика на изследванията, използваните в нея методи и инструменти. Дадени са направените от автора теоретични изследвания на самолети със съчленено крило. Описани са математически модели на динамиката на полета, на критерии за оптимизация и на алгоритъм за концептуално проектиране на самолети със съчленено крило. Предложен е метод за управление на БЛА СК с управляващи двигатели. Разгледани са експерименталните изследвания на БЛА СК. Описана е програма и методика за провеждане на симулации, продухвания в аеродинамичен канал и за полетни изпитвания. Направен е анализ и оценка на получените при изследванията резултати и на възможността те да бъдат използвани при концептуалното проектиране на БЛА СК. Описана разработена от автора методика за концептуално проектиране на VTOL БЛА СК. Направено е заключение за предимствата на БЛА СК и перспективността им за използване при изпълнение на различни мисии. Дадени са насоки за бъдещи изследвания.

ГЛАВА 1

СЪСТОЯНИЕ НА ИЗСЛЕДВАНИЯТА НА САМОЛЕТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО И С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ

1.1. САМОЛЕТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Схемата съчленено крило е вид балансирувеща схема за самолети с две основни носещи повърхности, които са свързани една с друга. Съществуват голям брой варианти на тази схема в зависимост от мястото на съединяване на повърхостите, относителните им размери, разположението им по вертикалната и хоризонталната оси на свързаната координатна система.

Поради факта, че тя притежава някои очевидни предимства, като голяма коравина и малки габаритни размери, още в зората на авиацията са правени опити за реализиране на самолети с такава схема. Липсата на задълбочени изследвания на аеродинамиката, якостта и динамиката на полета на такива самолети обаче е причина тези опити да са определено несполучливи и масово да започне използването на биплани, а по-късно и моноплани с нормална балансирувеща схема.

Съчлененото крило е частен случай на крилото със затворен контур, при което краищата на двете крила, долно и горно са съединени. През 1919 Munk [136], а след това през 1924 г. и Prandtl [135] теоретично доказаха предимствата на кутиеобразно крило, един от вариантите на съчлененото крило. Според Prandtl носеща система с минимално индуктивно съпротивление е кутиеобразно крило (наречено „най-добрата крилна система“), при която са изпълнени следните условия:

- едно и също разпределение на подемната сила по разпереността на горното и долното крило;
- подемната сила по хоризонталните части на крилата има разпределение, което може да се представи като сума от елиптично и постоянно разпределение, а на вертикалните части разпределението на подемната сила се изменя по линеен закон.

Ефективността на тази крилна система се увеличава с увеличаване на относителното разстояние между крилата. Съотношението между индуктивните съпротивления на кутиеобразното крило и на оптимален моноплан с еднаква подемна сила и разпределение по разпереността е изчислено през 1920 г. и публикувано в NASA TN 182 през 1924 [135]. Там Prandtl използва приблизителна процедура, а точно решение се дава от Frediani и Montanari, през 1999 г. [87]. То потвърждава, че резултатите на Prandtl, за стойности на относителното разстояние между крилата 10-20 % са верни (индуктивното съпротивление се намалява с 20% - 30%). Теоремата на Мънк, дава основание да се очаква, че кутиеобразното крило може да се използва и за трансзвукови транспортни самолети.

Frediani посочва [87], че кутиеобразното крило може да се използва както за големи самолети, които при съществуващите размери на пистите да могат да носят много по-голям полезен товар от A380, така и за малки самолети и безпилотни летателни апарати.

Съвременната схема на съчленено крило е разработена основно от Julian Wolkovitch [157-165]. През 1976 г. той патентова самолет със съчленено крило, при който крилото представлява пространствена силова рамка, която създава подемна сила и балансира самолета [164]. На крилото се намират и плоскости за управление на самолета.

Може да се приеме, че схемите известни под имената "съчленено крило", "кутиеобразно крило", "Prandtl самолет" и "крило с подпори" са частни случаи на крило със затворен контур.

Балансировъчната схема „съчленено крило“ заема водещо място сред проучваните неконвенционални схеми за нови самолети. Тя притежава предимства пред останалите както по летателни характеристики, така и по габаритни размери.

В публикуваните материали [65, 67, 69, 72, 74, 77, 83, 88, 90, 91, 92, 98, 99, 100, 103, 104, 111, 112, 115, 121, 123, 125-128, 132, 137-138, 142-145, 147, 150, 153-163, 167-172] са се наложили следните твърдения относно предимствата на съчлененото крило:

- по-малко тегло на конструкцията на крилото;
- по-голяма коравина на конструкцията на крилото;
- по-ниско, в сравнение с еквивалентно свободноносещо крило, индуктивно съпротивление;
- сравнително добро разпределение на налягането в трансзвуковия диапазон;
- сравнително високи стойности на коефициента $C_{y_{a\ max}}$;
- редуцирана обтекаема площ и намалено паразитно съпротивление;
- възможност за непосредствено управление на подемната сила;
- възможност за непосредствено управление на страничната сила;
- сравнително добра устойчивост и управляемост.

Тези твърдения са подкрепени от независими анализи, проектни изследвания и експерименти в аеродинамични тръби.

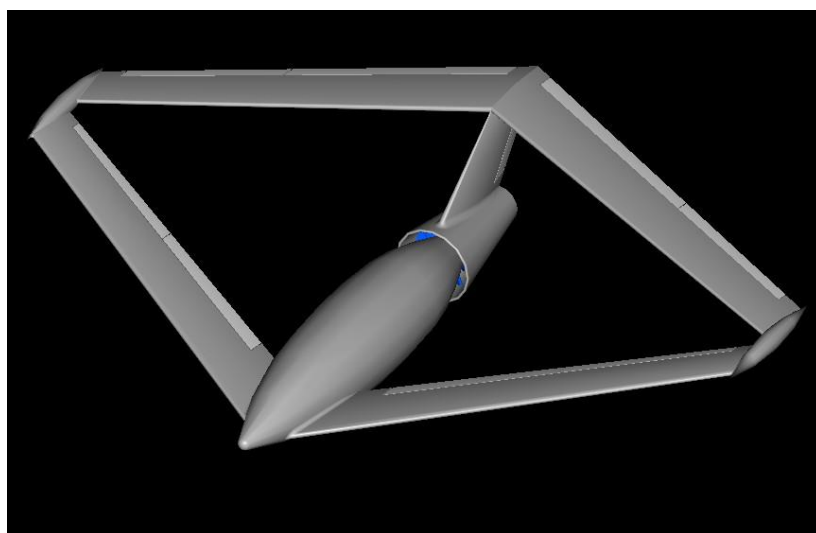
Посочените предимства правят аеродинамичната схема съчленено крило особено привлекателна при проектирането на различни типове ЛА.

При тази схема създателите на новия самолет могат да вариат с много по-голям брой параметри в сравнение с конвенционалните схеми. Това им осигурява много по-голяма свобода и гъвкавост за постигане на изискванията на заданието, но в същото време усложнява избора на комбинация от параметри за оптималния вариант на самолета.

Варирането на основните параметри оказва влияние едновременно върху аеродинамичните, динамичните, аероеластичните, якостните и масови характеристики на самолета, което налага при избора на оптимална тяхна комбинация да се използва мултидисциплинарна оптимизация [73, 75, 93, 96, 107, 108, 116].

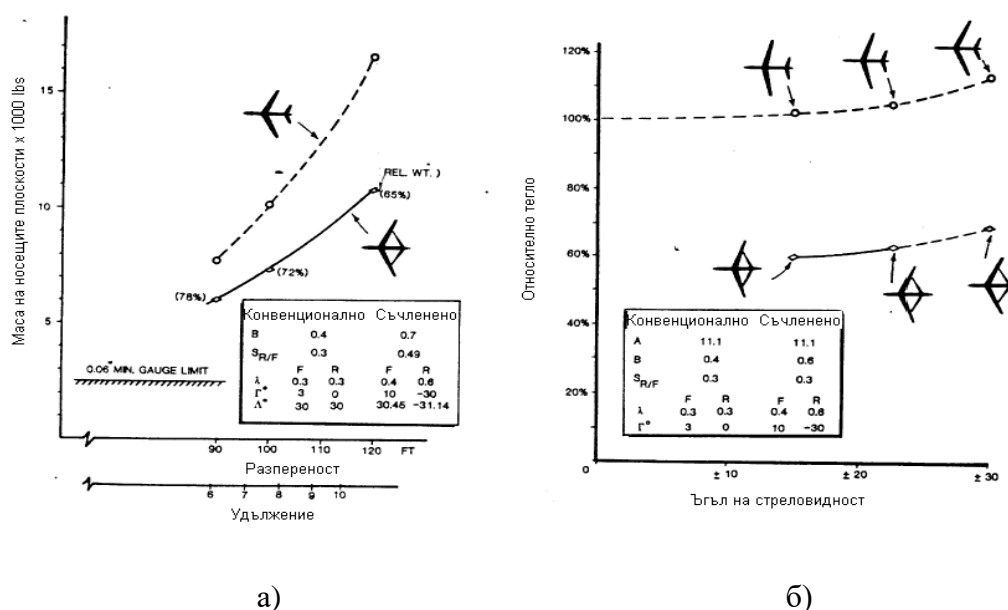
Съчлененото крило е силно интегрирана концепция, при която елементи на самолета изпълняват по няколко функции и това позволява да се постигне едновременно по-малко собствено тегло, по-добри аеродинамични и динамични характеристики в сравнение с останалите балансировъчни схеми.

Намаляването на разхода на гориво е свързано както с намаляването на масата на празния самолет, така и с намаляването на съпротивлението му. Намаляването на аеродинамичното съпротивление е от съществено значение за търговския успех на всяка програма за транспортни самолети, поради повишаване на ефективността и на вредните емисии. Подобряването на аеродинамична ефективност при ниски скорости също е предизвикателство за намаляване на шума и вредните емисии в близост до летищата. При големите транспортни самолети в крейсерски режим, аеродинамичното съпротивление се дължи основно на съпротивление от триене (около 47% при Airbus) и индуктивно съпротивление (около 43%). Намаляването на съпротивлението от триене при разглежданата схема се дължи на по-малката обтекаема площ на самолета, защото при едно и също крило натоварване с еквивалентен самолет той ще има същата площ на крилата и тялото, но няма хоризонтално оперение.



Фиг. 1.5. Общ вид на ЛА със съчленено крило

От фиг. 1.7. се вижда, че съчлененото крило типично тежи от 65% до 78% от теглото на аеродинамично еквивалентно свободноносещо крило заедно с хоризонтална опашна плоскост (ХОП).



Фиг. 1.7. Тегло на съчлененото крило

Важно е да се отбележи, че предимство в теглово отношение има съчлененото крило при всички ъгли на стреловидност. Например при ъгъл на стреловидност 15° съчлененото крило тежи само 58% от теглото на крило със стреловидност 15° +ХОП и приблизително 60% от свободноносещо право крило.

Gallman и Kroo изследват конфигурации съчленени крила, за да удовлетворят изискванията към транспортен ЛА със средна далечина на полета [90-92]. Те използват опростен алгоритъм в тегловния модел, като заменят крилото с алуминиева кутия, съставена от няколко крайни елемента, а за изчисляване на аеродинамичните натоварвания се прилага методът на дискретните вихри с програмна реализация - LinAir. Опростеният модел е оптимизиран по критерий минимално тегло с различни ограничения, като оптималните проекти отново са с разположение на съчленяването

около 70% от полуразпереността. Ако за сметка на намаленото тегло на крилото се увеличи разпереността (удължението), то челното съпротивление се намалява с 11%, а преките експлоатационни разходи спадат с 1,7% за транспортен самолет с далечина на полета 2000 морски мили .

В редица публикации [[73, 75, 93, 96, 107, 108, 116] подробно се описват предимствата на мултидисциплинарната оптимизация при концептуалното проектиране на иновативни схеми със сложни взаимодействия, каквато е съчлененото крило. Прави се разбивка на отделните подсистеми на крилото, като всяка подсистема се описва със съответен проектен модел (аеродинамичен, тегловен, аероеластичен и др.). Същевременно всеки един проектен модел е обект на отделна дисциплина, например аеродинамика, строителна механика и якост, цена и т.н. В резултат се изгражда общия проектен модел на крилото, който дава връзката между параметрите на крилото и характеристиките му. Имайки общия модел на крилото, описан с математични зависимости от отделните дисциплини, може да се проведе т.н. мултидисциплинарна оптимизация (МДО). Проектирането на съчленено крило се свежда до съставяне на подходящи проектни модели и МДО при различни критерии за оптималност и ограничения, налагани от мисията на ЛА, техническите и икономически изисквания.

Проведените от Wolkovitch [162] експерименти със съчленени и конвенционални крила имат за основна цел да сравнят крилата по тяхното индуктивно съпротивление. В общия случай не е възможно да се получи оптимално аеродинамично натоварване при всички коефициенти на подемна сила. Според Wolkovitch допълнителното индуктивно съпротивление, дължащо се на балансирането на ЛА, е обикновено с малка стойност за крила, съчленени в края, поради факта, че относително малки промени в натоварването на централните части на предното и задното крило поражда достатъчно големи надлъжни моменти. Обикновено допълнителното балансировъчното съпротивление при крейсерски полет се оценява като 1% от изчисленото с коефициента на ефективно удължение.

В [115] Кру установява, че съчлененото крило има приблизително с 10% по-ниско балансировъчно съпротивление при крейсерски полет от конвенционални крила със същата разпереност и площ в план.

Друго интересно свойство, което притежава съчлененото крило, е непосредствено управление на подемната и страничната сили [158]. Използвайки това свойство ЛА може да изпълнява маневри, непознати за конвенционалните апарати.

При транспортните самолети се наблюдава непрекъснато и бързо увеличаване на полезния товар, което неминуемо води до увеличаване на максималната излетна маса на самолета като цяло. Известно е, че крилното натоварване се ограничава до стойности, необходими за осигуряване на летателно-техническите характеристики, на якостните характеристики и др. Иначе казано за даден клас транспортни самолети може да се приеме, че крилното натоварване е почти еднакво. В този смисъл увеличаването на максималната излетна маса на самолета означава и увеличаване на площта на крилото в план и следователно на абсолютните размери на крилото, такива като разпереност, средна геометрична хорда и др. Изобщо увеличаването на полезния товар и свързаното с това адекватно увеличение на размерите на крилото носят след себе си редица усложнения от конструктивен, якостен, експлоатационен и технически характер.

Като се отчете намаленото тегло на крилото при този самолет, в съчетание с ниското крейсерско челно съпротивление, което е особено важно за транспортен самолет с основен режим на полета – крейсерски, се получава голяма печалба в излетната маса. Или при един и същ полезен товар, самолетът със съчленено крило се получава по-лек, с по-малка площ на крилото и по-малка разпереност. Друго голямо предимство за бъдещите транспортни самолети със съчленено крило е възможността за

раполагане на мощна механизация както по предното крило, така и по задното, което значително ще подобри характеристиките на излитане и кацане в сравнения с конвенционалните транспортни самолети. При последващо увеличаване на габаритите и масата на самолетите ще се налага и създаване на нови писти за излитане и кацане, на нови летищни терминали, което допълнително оскъпява летателната и техническата експлоатация на ЛА.

Съчлененото крило е подходяща аеродинамична схема не само за пилотирувани, но най-вече за БЛА. Те ще имат по-голяма продължителност на полета, по-голям радиус на действие и уникална маневреност.

За самолетите на бъдещето се изисква рязко да се увеличи ефективността им и намалят вредните емисии. Изискванията са определени в документ, известен като Vision 2020 г. [84, 182]. Констатирано е, че бъдещите изисквания за преките оперативни разходи, шума и намаляване на емисиите не могат да бъдат удовлетворени, без използването на нови, нетрадиционни материали.

При транспортните самолети при крейсерски полет, аеродинамичното съпротивление се дължи основно на триенето (около 47%) и индуктивно съпротивление (около 43%), което зависи от разпределението на подъемната сила по разпереността на крилото. Това разпределение при съвременните самолети с нормална схема е така оптимизирано, че няма възможности за по-нататъшното значително намаление на индуктивното съпротивление.

А възможен скок напред в областта на въздушния транспорт ще дойде от въвеждането на напълно нови самолети с неконвенционални схеми [87, 129, 193].

Една такава схема се разработва в университета в Пиза, Италия като в чест на Prandtl конфигурацията е кръстена "PrandtlPlane" [87].



Фиг. 1.15. Концепция PrandtlPlane

PrandtlPlane конфигурацията, която е частен случай на съчлененото крило, може да се използва за проектиране на фамилия самолети, вариращи от малки самолети до по-големи от Airbus A380. Всички самолети на фамилията ще са съвместими със съществуващите летища. При самолети, по-големи от A380, по-голямата ефективност на конфигурацията ще позволи разпереността да не надвиши максимално допустимия за съвременните летища размер от 80 m, без да де увеличава съпротивлението в сравнение с конвенционалните самолети.

PrandtlPlane конфигурация може да се използва за проектиране на малки самолети или безпилотни летателни апарати, включително и също хидроплани. Малките самолети комбинират привлекателен дизайн с висока ефективност и безопасност. Те са стабилни по време на полет, като запасът от устойчивост може да бъде управляван.

PrandtlPlane конфигурация има потенциал за постигане на целите, определени от стратегическа програма за развитие на авиацията:

- Укрепване на конкурентоспособността на индустрията: Още по-икономични, безопасни, екологично чисти и качествен самолети могат да бъдат произвеждани и използвани;
- Подобряване на въздействието върху околната среда по отношение на вредни емисии и шум: PrandtlPlane концепция се основава на реализирани с по-малък разход на гориво полети. Всички други възможни ползи, поради нови материали, нови технологии, нови двигатели са допълнение към тези за PrandtlPlane концепцията;
- Подобряване на безопасността на самолети: PrandtlPlane самолета е по-безопасен, поради възможността да кацне успешно при нарушаване на някои от елементите на конструкцията;
- Повишаване на оперативния капацитет и безопасността на системата за въздушен транспорт: PrandtlPlane е без ограничение в увеличаване на капацитета, далеч извън рамките на възможно най-големия конвенционален самолет.

Аеродинамична ефективност е много висока, поради ниското индуктивно съпротивление., Опазването на околната среда се постига, чрез въвеждане на нови технологии, нови планери и двигатели, с цел да се намали теглото и увеличи аеродинамичната ефективност. Основните предизвикателства, свързани с околната среда, са:

- да се намали разхода на гориво и емисиите на CO₂;
- за намаляване на доловимия външен шум с 50%;
- за да се намали NO_x с 80% ;
- да се намали въздействието върху околната среда на производството.

Намаляване на CO₂ до 50% може да се реализира чрез повишаване на аеродинамичната ефективност и намаляване на теглото.

Основното предизвикателство за 2020 г. са "тихите летателни апарати", при които се реализира намаляване на шума с 10 db през 2020 г., като шумът в границите на летището е намален с 50%.

PrandtlPlane конфигурацията е нова концепция, със значителен потенциал за намаляване значително на емисиите и шума. Висока аеродинамична ефективност при ниска скорост може да се използва за намаляване на тяговъоръжеността, а оттам и за намаляване на шума и емисиите.

Концептуалното проектиране (КП) е подпроцес, с който започва процеса на проектиране на ЛА.

Схемата на самолета определя количеството, взаимното разположение и формите на основните елементи на ЛА: крила, тяло, стабилизиращи и управляващи плоскости, силова установка, колесник, двигатели и въздухозаборници. Тя силно влияе на аеродинамичните, масови и експлоатационни характеристики на ЛА. В началните фази на проектирането най-важните критерии за избор на схема на ЛА са:

- Високо аеродинамично качество на крейсерски режим;

- Малка маса.

Главната задача, която се решава при избора на схема на ЛА е да се открие комбинация от негови основни параметри, при която се получават характеристики, най-пълно удовлетворяващи изискванията на техническото задание (ТЗ). Откриването на такава комбинация е итерационен процес - композират се и се анализират голям брой варианти на ЛА, докато се открие такава комбинация, при която критерият за оптималност има най-добра стойност.

Голямото многообразие от решения за всяка една схема и възможността да се вариент основните параметри позволява да се получат голям брой комбинации (варианти). Тези варианти, които отговарят на ТЗ образуват област на допустимите решения. Едно от тези решения дава екстремум на критерия за оптималност. Това решение се намира чрез използването на подходящ метод за оптимизация.

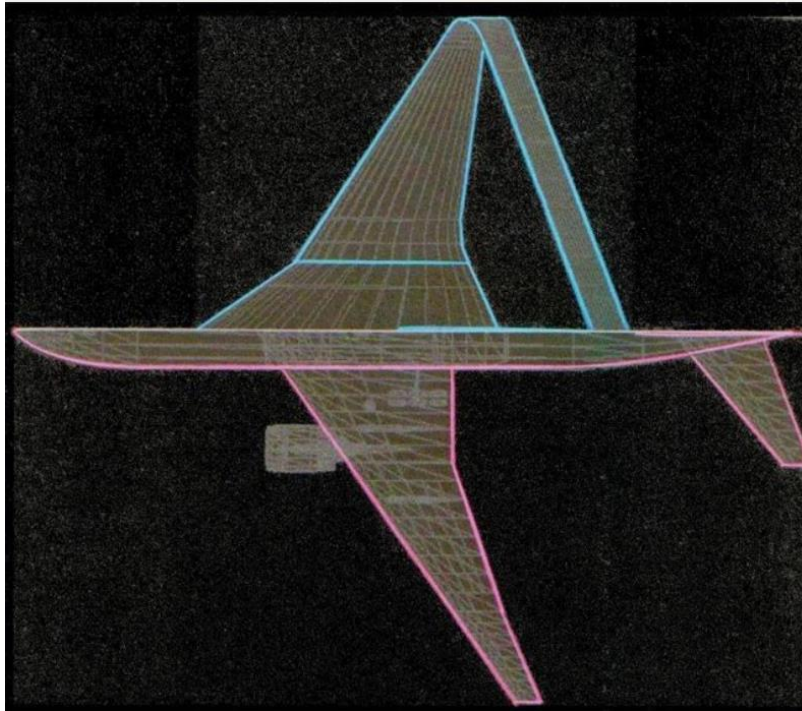
Следваща стъпка е избирането на основните относителни параметри крилно натоварване и тяговъоръженост. След избирането им се определят излетната маса на ЛА в първо приближение и основните абсолютни параметри площ на крилото и излетна тяга

За вариантите, които са избрани като перспективни се определят и второстепенните параметри, правят се компоновки и се определят характеристиките. Чрез оптимизация се намира комбинацията от параметри, която дава екстремум на критерия за качество и тази вариант се приема за базов за следващите етапи.

Основните изисквания към бъдещите граждански самолети са:

- Ниски емисии на парникови газове;
- Безшумност;
- Ниска цена на жизнения цикъл;
- Ниски цени на билетите;
- Да не изискват по-големи писти от съществуващите;
- Комфортност.

В множество публикации се доказва [70, 64, 94, 97, 105, 119, 139, 146, 174, 195], че конвенционалните схеми използвани при съвременните самолети-нормална схема, патица и летящо крило са изчерпали своя потенциал и не могат да задоволят тези изисквания. Освен това А380 е достигнал максималните размери, при които могат да се използват съществуващите писти. По тази причина през последните години се увеличи броя на публикациите, свързани с изследване на възможностите за използване на неконвенционални схеми при бъдещите самолети, които да задоволяват тези високи изисквания. На фиг. 1.16. е показано сравнение на размерите на еквивалентни самолети с нормална схема и със схема съчленено крило.



Фиг. 1.16. Сравнение на размерите на еквивалентни самолети с нормална схема и със схема съчленено крило

Една от възможните неконвенционални схеми, които биха позволили да се постигне качествен скок в характеристиките на бъдещите самолети и с това да се задоволят изискванията към тях е схемата съчленено крило.

При анализа на фактите описани по-горе може да се обобщи, че самолетите със съчленено крило имат следните предимства и недостатъци:

Предимства:

- масата на крилото е по-малка отколкото сбора на масите на крилото и хоризонталните плоскости при други схеми.
- по-леко тяло;
- по-лек колесник;
- липса на геометрично ограничение на ъгъла на излитане;
- по-малка аероеластичност и възможност за възникване на свързаните с нея явления;
- по-ниско съпротивление;
- по-малка вредна интерференция;
- излетната маса ще е по-малка;
- потребните мощности ще са по-малки, респективно и двигателите;
- разпереността ще е по-малка;
- маневреността ще е по-голяма;
- директно управление на аеродинамичните сили;
- по-икономични;
- по-екологични;
- по-голям диапазон на експлоатационните центровки;
- повече проектни параметри;
- повече свобода за компоновката.

Недостатъци:

- Скоса на потока намалява ефективността на задното крило.

- Липса на достатъчно изследвания, които да гарантират създаването на конкурентоспособни самолети, използващи тази схема.

1.2. САМОЛЕТИ С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ

Възможността да се създадат ЛА, които могат да излитат и кацат вертикално (VTOL ЛА), е занимавала човечеството отдавна. Първите идеи за такива ЛА са скицирани от Леонардо да Винчи през 16 век. Основните предимства на VTOL ЛА са възможностите да излитат и кацат от малки, необорудвани площадки и да висят неподвижно във въздуха. Те могат да се използват за изпълнение на голям брой разнообразни цивилни и военни приложения.

Вертолетите претърпяха бурно развитие през втората половина на миналия век, но имат ограничено приложение, поради факта че са икономически неефективни и не могат да се придвижват бързо на големи разстояния.

Тези недостатъци са принудили конструкторите да търсят решения, които да съчетават предимствата на самолета и вертолета. Има много примери на такива ЛА, които обаче обикновено стигат до опитни образци. Едно от възможните решения са конвертопланите, които имат крила, а валовите на витлата се завъртат в полет и при вертикален полет са вертикални, а при хоризонтален - хоризонтални.

Съвременният персонален транспорт се състои основно от леки автомобили, които имат ниска средна скорост, високи консумация на гориво и вредни емисии, ниска безопасност и необходимост от скъпо поддържане на пътища и инфраструктурата. Тези фактори ограничават разстоянието между работното място и местоживеенето, което води до все по-голямата концентрация на населението в големите градове, като големи площи остават необитаеми. Ясно е от съществуващото състояние на транспорта, че задръстванията се увеличават и ситуацията бързо ще стане непоносима. В момента при превозване от врата до врата средната скорост за автомобилите е 56 км/ч и се очаква да се намали до 35 км/ч от 2020 година. Статистическите анализи показват, че в САЩ се губят 25,0 милиарда литра на бензин в задръствания всяка година. Броят на загиналите при автомобилни катастрофи в ЕО през 2009 година е бил 35 000, а на ранените 1 500 000. Това са неприемливи за обществото стойности и се търсят пътища за тяхното намаляване.

Една от възможните алтернативи е използването на въздушен транспорт, който в момента е изгоден за превоз на големи разстояния. Бурният напредък в технологиите вече дава възможност този вид транспорт да се разглежда като конкурентен на всички останали видове транспорт.

Персоналните системи за въздушен транспорт (PATS) не са включени в краткосрочните планове за решаване на проблемите [187]. Необходим е сериозен прогрес преди да се създадат персонални летателни апарати (ПЛА), които ще могат да излитат и кацат до жилищата на ползвателите им. Този прогрес трябва да бъде придружен от напредък в други области, като например нормативна база, научни изследвания, лицензиране, инфраструктура, управление, взаимодействие със съществуващите форми на транспорт.

Проектът по 7 Рамкова програма RPlane с бюджет 4,2 милиона евро, имаше за цел разработването на система, основана на използването на разнообразни персонални ЛА [189]. Проектът се занимава с определянето на най-перспективните летателни апарати, които могат да се използват за изграждане на жизненоспособна PATS. Четири теми са разгледани в дълбочина. Първата е за достъпността, тъй като икономическият аспект на PATS е от първостепенно значение. Втората е за технологичните възможности за реализиране на системата. Третата разглежда социалните аспекти, свързани с промените в живота на общността. Не на последно място се изследват и

въпросите свързани с нормативната уредба, която трябва да осигури функционирането на системата.

Всички създадени до момента VTOL самолети, обаче също имат значително по-ниско аеродинамично, икономическо и екологично съвършенство от останалите конвенционални самолети. Мечтата на авиационните специалисти е да се създадат такива ЛА, които да могат да излитат и кацат както хоризонтално, така и вертикално, а в крейсерски режим да не отстъпват на най-добрите самолети в своя клас. Такива ЛА ще имат и много по-добра маневрена диаграма.

В таблица 1.1. са дадени сравнителни данни за конвенционален самолет, конвертоплан и вертолет. Вижда се, че при еднакъв полезен товар (payload) конвенционалният самолет има много по-добри характеристики от другите aircrafts.

Таблица 1.1.

Показател	Конвенционален самолет Cessna CJ2+	VTOL AW609	Вертолет AW169
1. Излетна маса, kg	5 670	7 620	4 500
2. Брой пътници	9	9	9
3. Дистанция на полета, km	2 987	1 296	960
4. Крейсерска скорост, km/h	774	616	259
5. Аеродинамично качество	18	8	6

Идеалният вариант за автономен VTOL БЛА ще е летателен апарат с голяма продължителност и далечина на полета, който след програмиране на мисията изпълнява изцяло автономно, като излита и каца както вертикално, така и хоризонтално.

За постигане на голяма продължителност и далечина на полета трябва да се използва ЛА от самолетен тип. Основният проблем за създаване на VTOL самолети от този тип е, че векторът на тягата трябва да минава през центъра на масата при излитане и кацане [140]. При основните схеми които се използват - нормална, „патица” и „летящо крило“ това е трудно реализуемо, води до усложняване и утежняване на конструкцията, както и до влошаване на аеродинамиката. Напоследък интензивно се работи върху усъвършенстването на самолети със съчленено крило. При тях е възможно да се реализира изискването векторът на тягата да минава през центъра на масата при излитане и кацане без да се усложнява конструкцията и това ги прави подходящи за реализиране на VTOL БЛА. Не е известен математически модел описващ вертикалното движение на VTOL ЛА със съчленено крило.

Тези тенденции в развитието на ЛА определиха и основните насоки на научните изследвания:

- приложение на нетрадиционни балансирувщи схеми;
- използване на електрически двигатели с тунелни вентилатори;
- повишаване на нивата на автономност и надеждност;
- изпълнение на сложни мисии, включващи изисквания и за вертикално излитане, кацане и висене.

DARPA обяви в началото на 2013 г. конкурс за проектиране, разработване и демонстративни полети на VTOL експериментален самолет X-Plane, с подобрени характеристики и възможност да преминава от вертикален в хоризонтален полет [185].

Целта на програмата е да се покаже възможността за постигане на резултати, много по-добри от тези на съвременните вертолети и конвертоплани.

По-конкретно, VTOL X-Plane демонстратора трябва да бъде проектирани да лети със крейсерска скорост между 555 - 741 km/h при аеродинамично качество над 10 и висока ефективност при висене. Максималното му излетно тегло да е между 4 4482 – 5 379 dN, като полезният товар е не по-малко от 12,5%.

Авторите се насърчават да разгледат спектър от иновативни VTOL системи, а не просто подобряване на съществуващите конфигурации. Анализът на съществуващите VTOL самолети с излетно тегло от 1 800 до 11 000 кг. показва, че техните максимални скорости не надвишават 315 km/h. Тези ЛА са почти без изключение с големи витла, които да им позволяват да висят неподвижно. Средната им ефективност при висене е около 60% от теоретично достижимата. Освен това, аеродинамичното качество на тези самолети е по-ниски три или повече пъти от това, което е характерно за конвенционалните самолети.

Пазарните проучвания и прогнози показват постоянно нарастване на проектираните, произведени и продадени БЛА [180]. Това са високотехнологични продукти, производството на които не изисква големи капиталовложения. В същото време се изисква извършването на голям обем научни изследвания за гарантиране на тяхната конкурентоспособност, надеждност, лесна експлоатация и безопасност. Бързото усъвършенстване на електродвигателите и източниците на електроенергия позволи те да бъдат широко използвани в БЛА, създадени през последните години. Очаква се електрическите двигатели за БЛА да се наложат като основни през следващите години поради техните висока специфична мощност, надеждност, ниска цена, лека експлоатация и екологичност [180]. Използването на двигател състоящ се от тунелен вентилатор и електродвигател дава редица предимства пред използването на традиционното витло в най-перспективния за БЛА скоростно-височинен диапазон. В момента като сериозни проблеми за използването на БЛА се очертават взаимодействието с оператора и изпълнението на сложни мисии, които изискват както голяма продължителност на полета, така и излитане и кацане на малки, неподготвени площадки. Постоянното нарастване на изискванията към БЛА, дължащо се на изпълнението на все по-сложни мисии във все по-сложна обстановка налага повишаването на нивото им на автономност и превръщането им в летящи роботи. Най-общо автономността се определя като възможността на БЛА да взема решения без намесата на човек.

Основен проблем за реализирането на изцяло автономен полет на БЛА е безаварийното излитане и кацане. Неравности на пистата, атмосферна турбуленция при земята и наличието на пулсиращ и страничен вятър могат да бъдат причина за възникване на повреди или разрушаване на БЛА.

Свидетели сме на все по-широкото използване на БЛА, което ще нарасне значително след приемането на законодателство, което позволява те да летят и в общо въздушно пространство с пилотирувани летателни апарати.

Направеният анализ на литературния обзор позволиха да се формулират следните хипотеза, цел и задачи:

1.3. ХИПОТЕЗА, ЦЕЛ И ЗАДАЧИ НА ИЗСЛЕДВАНЕТО

Хипотеза: *Балансировъчната схема съчленено крило може да бъде използвана за създаване на ЛА от различни класове, превъзхождащи съществуващите, като предоставя значителни предимства при VTOL БЛА.*

Цел: Целта на дисертационния труд е да се проведат изследвания за концептуално проектиране на безпилотни самолети със съчленено крило.

Задачи:

1. Да се направи анализ на състоянието на изследванията на ЛА със съчленено крило и VTOL самолетите.
2. Да се разработи обща методика за изследването на БЛА със съчленено крило.
3. Да се разработят математически модели за теоретични изследвания на БЛА със съчленено крило.
4. Да се предложи метод за реализиране на управление на БЛА със съчленено крило посредством управляващи двигатели.
5. Да се направят експериментални изследвания за апробиране на теоретичните резултати.
6. Да се извърши оценка на получените резултати от изследванията на БЛА със съчленено крило.
7. Да се разработи методика за концептуално проектиране на на БЛА със съчленено крило.

1.4. ИЗВОДИ

Направеният анализ на състоянието на проблема показва, че самолетите със съчленено крило имат предимства при изпълнението на различни мисии пред самолетите с конвенционални схеми. Тези предимства са значителни при безпилотните и VTOL ЛА. Изследването на проблемите свързани с концептуалното проектиране на тези ЛА са важни за практическо използване на тази схема.

ГЛАВА 2

ТЕОРЕТИЧНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ НА САМОЛЕТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО И С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ

2.1. ОБЩА МЕТОДИКА НА ИЗСЛЕДВАНЕТО НА САМОЛЕТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Методиката на изследването на самолети със съчленено крило, използвана в дисертационния труд, е изградена на базата на общата методика за научни изследвания, която използва научни методи.

Методиката на изследването на самолети със съчленено крило включва следните етапи и методи:

Литературният обзор, направен в глава 1, показва съвременното състояние на изследванията на ЛА със съчленено крило. При техният анализ е установено, че този тип летателни апарати имат редица предимства, които могат да се използват при създаване на бъдещи ЛА. Използвани са методи за статистически анализ

Формализацията на основните зависимости между параметри и характеристики на ЛА със съчленено крило позволява създаването на модели за изследването им и определянето на параметрите при концептуалното проектиране. Използвани са методи за изследване на зависимости и математическо моделиране.

Моделирането, математическо и физическо, позволява да се изследват голям брой варианти и да се избере този, който е оптимален по зададен критерий.

Процесът на създаване на ЛА се състои от следните основни етапи: планиране - проектиране - интеграция и валидация – верификация - сертификация. Всеки етап е неразделна част от целия процес на създаване на ЛА, като резултатите са междинни продукти (техническа документация, хардуерни и софтуерни компоненти на ЛА и др.) Тези продукти са вход към техния съответен етап на проверката и следващите етапи на разработка/усъвършенстване за създаване на ЛА.

Процесът на валидиране на ЛА е процес на определяне на пълнотата на съответствието с определен набор от функционално предназначение. Валидирането на изискванията и предположенията е процес, който гарантира че те са достатъчно правилни, коректни и пълни, за да гарантират на спазването нормите за летателна годност. Процесът на валидиране допълва разработката на изисквания, произтичащи от необходимостта от изпълнение на функционалните задачи и безопасността.

За да се подпомогне процеса на валидиране се използват следните методи: проследяване на изискванията, анализ, моделиране, тестване, анализ на приликата и инженерни оценки. Методите за валидация и данните се избират в зависимост от установеното ниво на проектиране. При валидацията за проверка на правилността на някои изисквания могат да се използват едни методи, и за проверка на пълнотата - други.

Валидирането на изискванията трябва да се извършва през целия процес на проектиране.

Оптимизация

Самолетите със съчленено крило са с голяма степен на функционално-структурна интеграция. По тази причина промяната на параметри на един елемент от структурата им оказва влияние и върху други елементи. Това налага оптимизацията на такива ЛА апарати да бъде мултидисциплинарна и да се извършва итерационно на всички етапи от проектирането. Използват се методи за многомерна оптимизация.

Експерименти

Поради липсата на развита теория за проектирането на ЛА със съчленено крило се налага извършването на разнообразни експерименти за потвърждаване на резултатите от теоретичните изследвания, или за коригиране на предложените математически модели.

Числените експерименти показват влиянието на изменението на параметрите върху характеристиките на ЛА и чувствителността на изследвания модел спрямо тези изменения.

Симулациите, които са вид числени експерименти дават възможност да се изследва поведението на ЛА при различни външни условия.

Продухването в аеродинамичен канал позволява да се определят основните аеродинамични характеристики на ЛА със съчленено крило, което позволява да се определят голям брой параметри при концептуалното и предварителното проектиране.

Инерционните моменти на ЛА със съчленено крило се определят аналитично и се уточняват при създаването на подробен 3D модел. При БЛА поради по-малките им размери получените резултати се потвърждават и експериментално, като се използват методи на физичното махало.

Полетните изпитвания при съвременното състояние на датчиците и средствата за измерване дават богата информация за характеристиките на ЛА при различни условия. Поради наслагването върху резултатите на различни шумове се налага прецизна допълнителна обработка на получените резултати на получените резултати за тяхното отстраняване.

Верификация

Под **верификация** на ЛА се разбира съвкупността от дейности (анализ, демонстрация, моделиране и изпитване) която се извършва за оценяване и доказване на съответствието с експлоатационните и сертификационни изисквания.

2.2. ТЕОРЕТИЧНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ ЗА КОНЦЕПТУАЛНО ПРОЕКТИРАНЕ НА БЛА СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Основните характеристики, които трябва да притежава самолета, за да изпълнява определена мисия са различни за различните етапи на изпълнението ѝ. При концептуалното проектиране на база на Началното задание се определят обобщените мисии и се прави списък на характеристиките, от които зависи изпълнението на отделните им елементи.

Основните характеристики на самолета със съчленено крило зависят от параметрите, които ще бъдат избрани в процеса на проектиране. Параметрите на БЛА със СК са много голям брой и ако в математическите модели бъдат използвани всички ще се получат много сложни математически модели, които са неподходящи за процеса на концептуалното проектиране. По тази причина при анализ на обобщените мисии се параметрите се разделят на основни, второстепенни и такива, които могат да бъдат

пренебрегнати в началните етапи на проектирането, поради слабото им влияние върху основните характеристики.

Изискванията към основните характеристики се реализират от определени стойности на основните параметри. Множеството от проектни варианти с такива основни параметри, но с различни второстепенни, образува област на допустимите решения. Чрез оптимизация от това множество се избира вариант с такава комбинация от параметри, за който има екстремум на критерия за оптималност.

При тази схема създателите на новия самолет могат да варират с много по-голям брой параметри в сравнение с конвенционалните схеми. Това им осигурява много по-голяма свобода и гъвкавост за постигане на изискванията на заданието, но в същото време усложнява избора на комбинация от параметри за оптималния вариант на самолета. Варирането на основните параметри оказва влияние едновременно върху аеродинамичните, динамичните, аероеластичните, якостните и масови характеристики на самолета, което налага при избора на оптимална тяхна комбинация да се използва мултидисциплинарна оптимизация.

Намаляването на разхода на енергия е свързано както с намаляването на масата на празния самолет, така и с намаляването на съпротивлението му. Намаляването на аеродинамичното съпротивление е от съществено значение за търговския успех на всяка програма за транспортни самолети, поради повишаване на ефективността и на вредните емисии. Подобряването на аеродинамична ефективност при ниски скорости също е предизвикателство за намаляване на шума и вредните емисии в близост до летищата.

Един от най-важните етапи при създаването на нов самолет е концептуалното проектиране, когато се решават около 70% от проектните задачи, провеждат се параметрични оптимизации, които силно зависят от използваните проектни модели, методи и алгоритми.

Съчлененото крило тежи от 65% до 78% от теглото на аеродинамично еквивалентно свободносещо крило заедно с хоризонтална опашна плоскост (ХОП) [158]. Важно е да се отбележи, че предимство в теглово отношение има съчлененото крило при всички ъгли на стреловидност. Например при ъгъл на стреловидност 15° съчлененото крило тежи само 58% от теглото на крило със стреловидност $15^\circ + \text{ХОП}$ и приблизително 60% от свободносещо право крило.

Gallman и Kroo изследват конфигурации съчленени крила, за да удовлетворят изискванията към транспортен ЛА със средна далечина на полета [92]. Те използват опростен алгоритъм в тегловния модел, като заменят крилото с алуминиева кутия, съставена от няколко крайни елемента, а за изчисляване на аеродинамичните натоварвания се прилага методът на дискретните вихри с програмна реализация - LinAir. Опростеният модел е оптимизиран по критерий минимално тегло с различни ограничения, като оптималните проекти отново са с разположение на съчленяването около 70% от полуразпереността. Ако за сметка на намаленото тегло на крилото се увеличи разпереността (удължението), то челното съпротивление се намалява с 11%, а преките експлоатационни разходи спадат с 1,7% за транспортен самолет с далечина на полета 2000 морски мили [92].

В класическата механика, използвайки принципа на суперпозицията, представят движението на твърдо тяло като съставено от транслационно и ротационно движения.

Транслационното движение се описва чрез втория закон за движението на Нютон:

$$\vec{R} = m\vec{a}, \quad (2.2.1)$$

а ротационното движение чрез уравнението на Ойлер:

$$\vec{M} = I\vec{\alpha}. \quad (2.2.2)$$

Тук I е инерционна матрица, която при ротационното движение изпълнява аналогична роля, както масата при постъпателното движение и затова понякога се нарича ъглова маса [4].

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zx} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.2.3)$$

За създаване на модела на ротационното движение на ЛА са необходими стойностите на инерционните моменти спрямо осите на свързана координатна система с начало в центъра на масата на летателния апарат.

Ротационното движение около осите на свързана координатна система се записва във вида [167]:

$$\begin{aligned} I_{xx}\ddot{\varphi} &= M_{xx}; \\ I_{yy}\ddot{\theta} &= M_{yy}; \\ I_{zz}\ddot{\psi} &= M_{zz}. \end{aligned} \quad (2.2.4)$$

Анализът на уравненията показва, че колкото стойността на инерционните моменти е по-малка, толкова ЛА ще има по-висока маневреност и повратливост при едни и същи стойности на управляващите моменти, или при зададени маневреност и повратливост ще са необходими по-малки стойности на управляващите моменти респективно по-малки управляващи плоскости и/или усилия в изпълнителните органи.

Изборът на подходяща аеродинамична схема на самолета е особено важен етап от концептуалното проектиране. Аеродинамичните характеристики на бъдещия самолет се определят основно от избраните балансировъчна схема и параметри.

В повечето учебници и статии, посветени на този въпрос, се разглеждат три основни аеродинамични схеми-“нормална”, “патица” и “летящо крило” [9].

В последните години аеродинамичната схема “съчленено крило” се разглежда като перспективна и се налага тя да се добави към останалите три схеми при анализирането на предимствата и недостатъците им за конкретен проект [158].

За създаване на математически модел за балансиране на ЛА СК авторът [19] е използвал подхода описан в [9]. Използва се скоростна координатна система. Аеродинамичните сили, действащи върху предното крило се представят с тяхната резултантна $R_{a_1}^A$, а върху задното с $R_{a_3}^A$. Те действат в съответните центрове на налягане. Общата резултантна на аеродинамичните сили R_a^A при установен праволинеен хоризонтален полет преминава през центъра на масата на летателния апарат. Приложната точка на тягата \vec{P} се определя от разположението на двигателите.

По време на полет, при промяна на ъгъла на атака, центрoвете на налягане на двете крила променят своите координати. Затова преминаваме към механично еквивалентна система, при която приемаме, че приложните точки на подемните сили на крилата са приложени във фокусите им т. F_n и т. F_3 , резултантната подемна сила е

приложена във фокуса на самолета т. **F.**, като във фокусите на предното крило, на задното крило и на самолета са приложени съответните моменти M_{Π}^A , M_3^A и M^A

За да изпълнява самолета установен праволинеен хоризонтален полет без ускорение, трябва да са изпълнени следните условия [19]:

$$\sum_{i=1}^n X_i^A = 0; \sum_{i=1}^n Z_i^A = 0; \sum_{i=1}^n M_i^A = 0 \quad (2.2.5)$$

Когато развием уравненията се получава:

$$D = F; L = -n_z m g = L_{\Pi} - L_3; \\ M^A = L(x_{\text{ц.н.б.ал}} - x_T) = L_{\Pi}(x_{\text{ц.н.б.ал}} - x_T) - L_3(x_{\text{ц.н.б.ал}} - x_T) = 0; \quad (2.2.6)$$

При навлизане във вертикално атмосферно течение, изменящо ъгъла на атака с $\Delta\alpha$, се променят аеродинамичните сили:

$$\Delta L(\Delta\alpha) = \Delta L_{\Pi}(\Delta\alpha) + \Delta L_3(\Delta\alpha) = \Delta n_z m g; \\ \Delta M^A(\Delta\alpha) = L(x_F - x_T) = L_{\Pi}(x_{F_{\Pi}} - x_T) - L_3(x_{F_3} - x_T). \quad (2.2.7)$$

Изместването на фокуса на самолета под влияние на задното крило е:

$$\Delta \bar{x}_{F_3} = \frac{k_3 C_{L_{\alpha_3}} (1 - \varepsilon_{\alpha}) \bar{S}_3 (\bar{x}_{F_3} - \bar{x}_T)}{C_{L_{\alpha_{\Pi}}} + k_3 C_{L_{\alpha_3}} (1 - \varepsilon_{\alpha}) \bar{S}_3}; \quad (2.2.8)$$

а стойността на коефициента на статическа устойчивост се определя от:

$$C_{mC_L}^A = -k_3 \bar{S}_3 \bar{I}_3 \frac{C_{L_{\Pi}} C_{L_{\alpha_3}} (1 - \varepsilon_{\alpha}) - C_{L_3} C_{L_{\alpha_{\Pi}}}}{C_L C_{L_{\alpha}}} \quad (2.2.9)$$

За да бъде статически устойчив самолета, трябва да е изпълнено условието:

$$C_{mC_L}^A < 0 \quad (2.2.9)$$

или

$$C_{L_{\Pi}} C_{L_{\alpha_3}} (1 - \varepsilon_{\alpha}) - C_{L_3} C_{L_{\alpha_{\Pi}}} \geq 0, \quad (2.2.10)$$

откъдето се получава за статически устойчив самолет със съчленено крило:

$$\frac{C_{L_{\Pi}}}{C_{L_{\alpha_{\Pi}}}} = \alpha_{\Pi} \geq \alpha_3 = \frac{C_{L_3}}{C_{L_{\alpha_3}} (1 - \varepsilon_{\alpha})} \quad (2.2.11)$$

което потвърждава правилото на надлъжното V [9].

Самолетът с аеродинамична схема съчленено крило има особености, характеризиращи надлъжната му устойчивост и управляемост. Механизация може да имат и предното и задното крила. Тя може да бъде значително по-ефективна при тази схема, отколкото при останалите. При използването ѝ възникват аеродинамични сили, които създават моменти с противоположен знак спрямо центъра на масата. Балансировката се запазва до голяма степен при различните режими на полета и не са необходими специални мерки за осигуряване на устойчивостта и управляемостта при излитане и кацане. Механизацията може да се използва и за повишаване на диапазона на експлоатационните центровки.

Голямо предимство на тази схема е възможността да се управлява непосредствено подемпната сила. Ако има хоризонтално кормило и на предното крило

(или се използват клапите) при комбинирано действие на кормилата на предното и задното крила ще се изменя подемната сила без да се променя ъгъла на атака.

За останалите схеми е характерно наличието на т. н. балансиrowъчно съпротивление. При разглежданата схема такова съпротивление според Kroo [116] то не надвишава 1% от общото съпротивление.

Разглежданата схема осигурява редица предимства пред останалите от гледна точка на надлъжната устойчивост и управляемост: При проектирането на самолета схемата дава повече възможности за решаване на проблемите свързани с балансиrowката, като може да се варира в по-големи диапазони с много повече параметри. При летателната експлоатация схемата позволява непосредствено управление на подемната сила и да се използва много по-голям диапазон на центровки.

Надлъжното движение на летателен апарат се описва със следната система диференциални уравнения [60]:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dv}{dt} = \sum F_x^A; \\ mV \left(\omega_y - \frac{d\alpha}{dt} \right) = \sum F_z^A; \\ I_y \frac{dq}{dt} = \sum M_y; \\ \frac{d\theta}{dt} = q; \quad \frac{dx_g}{dt} = V \cos \alpha; \quad \frac{dz_g}{dt} = V \sin \alpha, \end{array} \right. \quad (2.2.12)$$

където:

m – маса на летателния апарат;

I_y – инерционен момент на летателния апарат спрямо напречната ос Y^A ;

V – скорост;

q – ъглова скорост на въртене на летателния апарат спрямо напречната ос Y^A ;

α – ъгъл на атака;

θ – ъгъл на тангаж;

x_g – координата на центъра на тежестта на летателния апарат спрямо ос Ox_g на земната координатна система;

y_g – координата на центъра на тежестта на летателния апарат спрямо ос Oy_g на земната координатна система;

$\sum F_x^A$ – сума от силите действащи на летателния апарат по ос Ox_a на скоростната координатна система;

$\sum F_z^A$ – сума от силите действащи на летателния апарат по ос Oz_a на скоростната координатна система;

$\sum M_y$ – сума от моментите действащи на летателния апарат спрямо ос Oy на свързаната координатна система;

t – текуща стойност на времето.

В разгънат вид уравненията за проекциите на силите и надлъжния момент имат вида:

$$(2.2.13)$$

$$\sum F_x^A = -D_{\Pi}^A - D_3^A - mg \sin \theta + F \cos \alpha;$$

$$\sum F_z^A = L_{\Pi}^A + L_3^A + L_{ev_{\Pi}}^A + L_{ev_3}^A - mg \cos \theta + F \sin \alpha; \quad (2.2.14)$$

$$\sum M = M_{\alpha_{\Pi}} \alpha - M_{\alpha_3} \alpha + M_{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi} - M_{\delta_3} \delta_3 + M_{q_{\Pi}} q - M_{q_3} q - M_{\dot{\alpha}_3} \dot{\alpha}, \quad (2.2.15)$$

където:

D_{Π}^A – сила на челно съпротивление на предното крило;

D_3^A – сила на челно съпротивление на задното крило;

g – земно ускорение;

F – тяга;

L_{Π}^A – подъемна сила на предното крило;

L_3^A – подъемна сила на задното крило;

$L_{ev_{\Pi}}^A$ – подъемна сила от предните елевони;

$L_{ev_3}^A$ – подъемна сила от задните елевони;

$M_{\alpha_{\Pi}}$ – производна на надлъжния момент на предното крило по ъгъла на атака;

M_{α_3} – производна на надлъжния момент на задното крило по ъгъла на атака;

$M_{\delta_{\Pi}}$ – производна на надлъжния момент по ъгъла на отклонение на предните елевони;

M_{δ_3} – производна на надлъжния момент по ъгъла на отклонение на задните елевони;

$M_{q_{\Pi}}$ – производна на надлъжния момент на предното крило по ъгловата скорост;

M_{q_3} – производна на надлъжния момент на задното крило по ъгловата скорост;

$M_{\dot{\alpha}_3}$ – производна на надлъжния момент на задното крило по скоса на потока;

δ_{Π} – ъгъл на отклонение на предните елевони;

δ_3 – ъгъл на отклонение на задните елевони.

За да бъде сумарната подъемна сила от отклонението на елевоните равна на нула е необходимо ъгълът на отклонение на задните елевони да бъде два пъти по-голям по абсолютна стойност и противоположен по знак на ъгъла на отклонение на предните елевони.

Съчлененото крило, със своята аеродинамична схема, а именно съчленени на определено местоположение предно и задно крило, създава предпоставки за разполагането на сравнително по-голям брой и вид аеродинамични управляващи повърхности или накратко аеродинамични кормила. Например по изходящия ръб на предното и на задното крило могат да бъдат използвани кормила за височина, елерони, задкрилки, а също така и техни комбинации – елевони, флаперони и др. За съчлененото крило може да се въведе и термина флапелерон - flapeleron от комбинацията на термините **flap** (задкрилка) + **elevator** (кормило за височина) + **aileron** (елерон). Посредством тези нетрадиционни компоновки на аеродинамичните кормила могат да бъдат постигнати интересни, от

гледна точка на динамиката на полета, маневри като непосредствено управление на подезната сила при запазване на постоянен ъгъл на атака или постоянен ъгъл на тангаж. Освен това от голямо практическо значение е изчисляването на балансировъчните отклонения на кормилата по предното и задното крило за хоризонтален полет с определена скорост и ъгъл на атака. За разлика от конвенционалните летателни апарати с фиксирано крило, самолетите със съчленено крило могат да се балансират на една и съща скорост на полета при различни ъгли на атака и отклонения на кормилата за височина, за сметка на възникващата подезна сила от действието на кормилата като задкрилки. Определени са балансировъчните отклонения за конкретен летателен апарат – летящ модел със съчленено крило – JoWi-1 [39]. Аеродинамичните коефициенти и производни са изчислени с програмно осигуряване „Tornado” [42, 45, 57].

За описание на движението на летателен апарат със съчленено крило могат да се използват уравненията за движение на тяло с три степени на свобода известни от механиката, във форма удобна за определяне на кинематичните параметри на движението на самолет. За решаването на тези уравнения е необходимо да бъдат известни началните условия на движението, както и действащите на летателния апарат сили и моменти. За определяне на траекторията на самолета трябва да се прибавят и уравненията за изменение на траекторните му координати. В разгърнат вид уравненията за надлъжното движение имат вида:

$$\frac{dV}{dt} = - \left[C_{D_0}^A + A(C_{L_\alpha}^A \alpha + C_{L_{\delta_{\Pi}}}^A \delta_{\Pi} + C_{L_{\delta_3}}^A \delta_3) \right] \frac{\rho V^2 S}{2m} + \frac{F}{m} \cos \alpha + g \sin \theta \cos \alpha \quad (2.2.17)$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = q - \left[C_{L_0}^A + C_{L_\alpha}^A \alpha + C_{L_{\delta_{\Pi}}}^A \delta_{\Pi} + C_{L_{\delta_3}}^A \delta_3 \right] \frac{\rho V^2 S}{2m} + \frac{F}{m} \sin \alpha + g \cos \theta \cos \alpha \quad (2.2.18)$$

$$\frac{dq}{dt} = (C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_{\Pi}}} \delta_{\Pi} + C_{M_{\delta_3}} \delta_3) \frac{\rho V^2 S b_g}{2I_y} \quad (2.2.19)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q; \quad \frac{dx_g}{dt} = V \cos(\theta - \alpha); \quad \frac{dz_g}{dt} = V \sin(\theta - \alpha) \quad (2.2.20)$$

където:

S – площ на крилото в план;

b_g – отстъп (разстоянието по ос X между едноименни точки от основните хорди на предното и задното крило);

V – скорост на самолета;

α – ъгъл на атака;

q – ъглова скорост на въртене спрямо ос Y на свързаната координатна система;

θ – ъгъл на тангаж;

$C_{L_0}^A$ – коефициент на пасивно съпротивление;

A – коефициент на индуктивност;

$C_{L_\alpha}^A$ – производна на коефициента на подезна сила по ъгъла на атака;

$C_{L_{\delta_i}}^A$ – производна на коефициента на подезна сила по ъгъла на отклонение на i -тата управляваща повърхност;

δ_i – ъгъл на отклонение на i -тата управляваща повърхност;

C_{M_0} – коефициент на момента спрямо ос Z при нулев ъгъл на атака;

$C_{M_{\delta_i}}$ – производна на коефициента на момента спрямо ос Z по ъгъла на отклонение на i -тата управляваща повърхност;

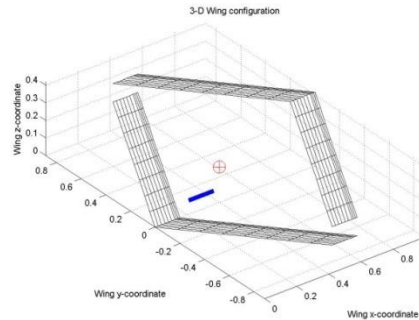
F – тяга на самолета;

ρ – плътност на въздуха;

m – маса на самолета;

I_{yy} – масов инерционен момент спрямо ос Y .

Характеристиките на динамиката на полета са определени за летателен апарат, базиран на летящия модел JOWI-1.



фиг. 2.1 Модел на JoWi 1 изследван с TORNADO

Прието е, че управлението на самолета се извършва посредством управляващи повърхности – по една на всяко полукрило (на предното и задното крило). Означени са с „п” – кормила на предното крило и „з” – кормила на задното крило. Кормилата на предното и задното крило съответно се отклоняват синхронно, положителната посока е „надолу”. За пресмятане на аеродинамичните производни е използвана програма TORNADO базирана потенциални панелни методи.

Балансировъчните отклонения на описаните аеродинамични кормила, необходими за надлъжно балансиране на самолета със съчленено крило се получават, като се положи:

$$\frac{dV}{dt} = 0; \frac{d\theta}{dt} = q = 0; \frac{d\alpha}{dt} = 0. \quad (2.2.23)$$

След направените приемания, задачата се свежда до решаване на система от две уравнения, където неизвестни са отклоненията на аеродинамичните кормила δ_p (предно крило) и δ_z (задно крило), а условията са нулев надлъжен момент на самолета, при осигуряване на потребните за хоризонтален полет коефициент на подъемна сила и теглителна сила (тяга) на двигателя.

За оценка на резултатите получени с помощта на Tornado е направен модел базиран на данните за изследвания от NASA модел на летателен апарат със „съчленено крило”. Изчисленията са направени при скорост от 120 m/s и ъгли на атака от -8° до $+12^\circ$ през 2° .

От направените сравнения на резултатите от числения и физическия експеримент могат да се направят следните изводи:

- Коефициентът на силата на челно съпротивление, пресметнат с помощта на Tornado има по-малки стойности от тези получени при изпитания в аеродинамична тръба. Причината за това е замяната на тялото при моделиране в Tornado с перпендикулярно разположени плоски пластини и не отчитането на съпротивлението от триене.

- „Tornado” дава много близки до експериментално получените стойности за коефициента на подемна сила, като разлики се получават при по-големите ъгли на атака, което се дължи на ограниченията на метода на дискретните вихри.

- Производната на коефициента на надлъжния момент по ъгъла на атака получена чрез „Tornado” е сходна с тази от експерименталните данни. Това се вижда по наклона на кривите за коефициента на надлъжния момент. Самият коефициент има известна разлика с експериментално получения, която отново се дължи на моделирането на тялото с две плоски пластини, както и на по-голямата ефективност на кормилата моделирани с „Tornado”, отколкото на физическия модел. Причината за това е не отчитането на точната геометрия на кормилата поради непълната информация за тях.

Като цяло от направения анализ може да се заключи, че Tornado дава добри резултати за летателен апарат със съчленено крило за целите на концептуалното проектиране. При използването на тази програма е необходимо допълнително да се пресмята съпротивлението от триене с използването на други методи. Необходимо е да се правят корекции за коефициента на надлъжния момент създаван от тялото на летателния апарат.

При тази схема може да се очаква, че могат да възникнат проблеми с осигуряване на бързо затихване на колебанията при надлъжното движение на летателния апарат, поради относително малкото разстояние между центъра на масата и фокуса на задното крило.

Класическият начин за представяне на математическия модел на пространствено движение е чрез Ойлерови ъгли [7].

Постъпателното движение на ЛА се представя от положението на центъра на масата, а ротационното чрез ъглите на Ойлер по отношение на фиксирана инерциална координатна система.

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F} \tag{2.2.24}$$

$$\vec{I} \frac{d\vec{\omega}}{dt} = \vec{M} \tag{2.2.25}$$

Динамиката на твърдо тяло под въздействието на външни сили, приведени към центъра на масата му в свързаната координатна система се описва в матричното уравнение:

$$\begin{bmatrix} mE_{3 \times 3} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{V} \\ \vec{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \vec{\omega} \times m\vec{V} \\ \vec{\omega} \times I\vec{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{F} \\ \vec{\tau} \end{bmatrix} \tag{2.2.26}$$

m -маса на тялото;

$E_{3 \times 3}$ -единична матрица (3×3);

$I \in \mathfrak{R}^{(3 \times 3)}$ -инерционен тензор на твърдото тяло;

V -линейна скорост на центъра на масите;

ω - ъглова скорост спрямо центъра на масите;

F -главен вектор на инерционните сили;

τ - главен вектор на момента на външните сили.

Можем да разделим движението на VTOL ЛА на вертикално и различно от вертикалното. При вертикалното движение не е подходящо да се използват Ойлерови ъгли, поради опасността да се получат безкрайни величини. По тази причина можем да използваме кватерниони. За NED нормална земна координатна система и свързаната координатна система връзката е [167]:

$$\begin{pmatrix} \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} - \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ -\sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \quad (2.2.33)$$

$$q_1 = \frac{1}{2} \sqrt{\cos \vartheta \cos \psi + \cos \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi + 1}; \quad (2.2.34)$$

$$q_2 = \frac{\sin \gamma \cos \psi + \sin \gamma \cos \vartheta - \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma}{2 \sqrt{\cos \vartheta \cos \psi + \cos \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi + 1}}; \quad (2.2.35)$$

$$q_3 = \frac{\sin \gamma \cos \vartheta + \sin \psi \cos \vartheta \cos \gamma + \sin \psi}{2 \sqrt{\cos \vartheta \cos \psi + \cos \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi + 1}}; \quad (2.2.36)$$

$$q_4 = \frac{\sin \vartheta \gamma \cos \psi + \sin \vartheta \cos \gamma - \sin \psi \cos \vartheta \sin \gamma}{2 \sqrt{\cos \vartheta \cos \psi + \cos \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi + 1}}; \quad (2.2.37)$$

Аеродинамичните сили и моменти, действащи на движителя са:

$$\mathbf{T} = C_T \rho A (\Omega R)^2, \quad (2.2.38)$$

тяга - резултантната сила, действаща на движителя, перпендикулярно на оста на въртене, където:

- C_T -коэффициент на тягата;
- ρ -плътност на въздуха;
- A -площ на напречното сечение на канала на движителя;
- Ω - скорост на въртене на движителя;
- R - радиус на движителя.

$$\mathbf{H} = C_H \rho A (\Omega R)^2, \quad (2.2.39)$$

- странична сила - резултантната сила, действаща на движителя в плоскостта на въртене на движителя при хоризонтално движение;

$$\mathbf{Q} = C_Q \rho A (\Omega R)^2 R, \quad (2.2.40)$$

- съпротивителен момент - резултантен момент, на силите на аеродинамично съпротивление, действащ на движителя;

$$\mathbf{R}_m = C_{R_m} \rho A (\Omega R)^2 R, \quad (2.2.41)$$

- напречен момент - (момент на наклон), появяващ се при хоризонтален полет.

Аеродинамичните сили и моменти описани по-горе са пропорционални на скоростта на въртене на двигателя и зависят от безразмерните коефициенти C_T, C_H, C_Q и C_{R_m} , които са променливи величини и зависят от скоростта на постъпателното движение на апарата. Стойностите на тези коефициенти могат да се определят по експериментален път.

На апарата също действат теглото и силата на челно съпротивление на въздуха:

$$D = C_D S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.2.42)$$

където S е фронталната площ на апарата (без двигателите)

За безчетковите двигатели, използвани за въртене на двигателите може да се използва математическия модел даден в:

$$U = k_\Omega \Omega + L \frac{di}{dt} + \frac{M}{k_m} R; \quad (2.2.43)$$

$$M - Q = J_{en} \frac{d\Omega}{dt}$$

където U е напрежението на батерията;

$k_\Omega = k_v$ е константа на двигателя;

Ω -ъглова скорост;

k_m -коефициент на въртящия момент;

i - сила на тока;

L -индуктивност;

R -съпротивление;

M -електрически въртящ момент;

J -инерционен момент на ротора.

Разглеждаме ЛА със схема съчленено крило, който може да излита и да каца, както хоризонтално, така и вертикално, а също и да виси неподвижно във въздуха.

При самолети VTOL с EDF, крилното натоварване не се променя по време на полет. При проектирането може да се избере такова крилно натоварване, което е оптимално за крейсерската скорост. Аеродинамичното качество $L/D = f(V)$ трябва да бъде оптимално за определено крилно натоварване. Ние можем да наблюдаваме разликата между желаната скорост и при които качеството е оптимално. Чрез последователни приближения, се определя крилно натоварване, при която двете скорости са равни и то се използва като начално приближение. При вертикалното излитане и кацане, крилното натоварване няма значително въздействие върху вертикалните скорости, и затова крилото натоварване, прието за крейсерската скорост се използва в следващите изчисления. Крейсерската скорост се увеличава с крилото натоварване. VTOL ЛА нямат никакво ограничение по крилото натоварване, наложено от дължината на пистата за излитане и кацане. По тази причина VTOL ЛА може да се проектира да бъде по-лек и по-компактен в сравнение с конвенционалните самолети.

2.3. ТЕОРЕТИЧНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ ЗА ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ НА БЕЗПИЛОТЕН ЛЕТАТЕЛЕН АПАРАТ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Излитането и кацането са кратки етапи от изпълнението на мисията на ЛА. Независимо от това, те определят до голяма степен решенията, които се вземат в процеса на концептуалното проектиране на ЛА.

Съществува голяма необходимост от изпълнение на мисии, както за военни, така и за граждански цели, при които ЛА излита и каца вертикално и виси неподвижно във въздуха. За такива ЛА не са необходими летища с дълги писти и няма шумово замърсяване на големи райони. Те могат да се използват на кораби, в труднодостъпни местности и в градска среда.

Не е известен и математически модел описващ полета на VTOL БЛА със съчленено крило. За да се реализира вертикално излитане и кацане на ЛА е необходимо при тези режими тяговъоръжеността му да е над 1.

Ако двигателите на VTOL са с витла, те ще трябва да са с голям диаметър за постигане на голяма статична тяга. Такива витла няма да са ефективни при високи скорости основно поради високата им периферна скорост.

Значително по-подходящи за VTOL са двигателите от типа „вентилатор в дюза“. При тях се постига голяма тяга при приемливи диаметри на двигателя и висока крейсерска скорост.

Реактивните двигатели също са подходящи за VTOL, но обикновено при тях се изискват сложни конструктивни решения.

Реализирането на VTOL с един двигател изисква допълнителни устройства за осигуряване на устойчивостта му. Тези устройства може да са допълнителни двигатели, които работят само при определени режими.

При наличие на няколко двигателя при режимите излитане, кацане и висене ще е необходимо тяхната работа да се синхронизира от системата за управление.

Разглеждаме пример на VTOL БЛА със съчленено крило и двигател EDF. Основното предимство на разглежданата схема е, че тягата на основния двигател, който е закрепен шарнирно за планера на БЛА, преминава винаги през центъра на масата му и стабилизацията и управлението при излитане, кацане и висене може да се извършва с минимални моменти.

При режимите излитане, кацане и висене монтираните на съчлененото крило и вертикалния стабилизатор кормила не се обтичат ефективно и не могат да служат за стабилизиране и управление на ЛА. Възможен е вариант за излитане и кацане, при който се управлява само големината и вектора на тягата чрез завъртане на двигателя на 90° спрямо напречната ос и се разчита на бърз преход от вертикалния полет в хоризонтален и обратно, при който не възникват наклони, които могат да доведат до поражения на ЛА. В този случай не може да се реализира висене в определена позиция, което би осигурило значителни предимства при използването на ЛА.

За да се реализират управляеми режими на излитане, кацане и висене са необходими допълнителни кормила, които да са ефективни и при нулева скорост на ЛА. Възможно е тези кормила да се използват и при други режими на полета, за да се постигне по-голяма маневреност и пъргавина на ЛА.

За опростяване на математическите модели разглеждаме случай с два независими контура за управление на БЛА:

- Управление в режими излитане, кацане и висене;
- Управление в режими при $V > V_{срив}$ с кормилата, монтирани на съчлененото крило и вертикалния стабилизатор.

При стабилизация с управляващи двигатели управлението се извършва с четири управляващи двигателя, монтирани на носа (преден), опашката (заден) и краищата на крилата на ЛА (ляв и десен).

Предимства:

- Независимост на управляващите моменти и сили от тягата на основния двигател;
- Увеличаване на максималната тяга при излитане и кацане;
- Значително увеличаване на маневреността при всички режими.

Недостатъци:

- Увеличаване на масата на конструкцията на ЛА;
- Увеличаване на челното съпротивление на ЛА;
- Опасност от отказ на помощен двигател и срыв на управлението.

Математически модел на движението на БЛА с управляващи двигатели са създадени в описания по-долу метод за управление на самолети със съчленено крило с управляващи двигатели [62].

2.4. ОПТИМИЗАЦИЯ НА VTOL БЛА СК ПРИ КОНЦЕПТУАЛНОТО ПРОЕКТИРАНЕ

За да се проведе оптимизация на аеродинамичните характеристики на съчленено крило на ранните етапи на проектиране, какъвто например е концептуалното проектиране, е нужно да разполагаме с подходящ модел за определяне на търсените характеристики. Такъв модел е разработен и неговите най-основни идеи се свеждат до следното [37, 47, 51]:

- за основен метод за определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило се използва методът на дискретните вихри;
- за да се компенсира грешката, която възниква при изчисление с метода на дискретните вихри са разработени и определени специални поправки, които коригират резултатите от основния метод;
- поправките са определени с помощта на „Планиране на експеримента”, чрез изчисления със CFD и са във вид на апроксимационни полиноми.

Ако с R се означава дадена аеродинамична характеристика, то според описаните идеи можем да се представи като сума от следните членове:

$$R = R_{VLM} + \Delta R_{N-S}, \quad (2.4.1)$$

където:

R_{VLM} - аеродинамичната характеристика, изчислена с метода на дискретните вихри (VLM – Vortex – Lattice Method);

ΔR_{N-S} - Навие-Стокс (Navier – Stokes) базирана поправка.

Предложеният модел позволява да се определят с достатъчна точност необходимите аеродинамични характеристики на съчлененото крило при приемливо, за провеждане на оптимизация, изчислително време.

За да се осъществи процесът на търсене на най-добър резултат, обектът трябва да бъде управляем, т. е. да има *степен на свобода*. Без възможност за внасяне на управляващи въздействия върху обекта не е възможно да се изменя неговото състояние към по-добро в съответния смисъл. За да се осигури управлението на обекта, трябва да има *управляващи параметри*, които се изменят независимо един от друг, и с това да се създават множество варианти на състояния на обекта, от които да се избира най-добрият.

В случая, когато обектът на оптимизация е съчленено крило и целим да намерим „най-добрия“, в аеродинамично отношение проектен вариант управляващи параметри са геометричните параметри на крилото. При избран критерий за оптималност, трябва да се намери това съчетание от геометрични параметри на крилото, което осигурява екстремум на този критерий.

Тъй като не е възможно да се управляват абсолютно всички параметри на съчлененото крило, то трябва да се изберат тези от съществено значение за целта на оптимизацията, а останалите да се изберат за постоянни величини.

Избор на метод за оптимизация

При зададен обект, който е управляем и има формулирана цел, изразена чрез критерий за оптималност, е необходимо да има метод за търсене и намиране на оптимума на този критерий. Търсенето трябва да се осъществява в съответствие с определени правила за организирана последователност от действия, която се определя от *метода за оптимизация*. Начинът на реализиране на тази последователност се нарича *алгоритъм на метода за оптимизация*.

Методът за оптимизация е важна предпоставка за решение на оптимизационните задачи, тъй като той отразява принципната същност на процеса на търсене на най-добрия резултат независимо от характера на обекта за оптимизация и конкретната поставена цел.

Методите за оптимизация имат общовалиден характер и само в зависимост от вида на обекта и поставената цел може да се избере един или друг от тях. Не е възможно обаче по един единствен метод да се решават всички оптимизационни задачи, които възникват в практиката. Изборът на конкретен метод се определя от изискванията и характера на обекта и от правилната постановка на оптимизационната задача.

При това изследване, за провеждане на оптимизацията е използвана програмна среда MATLAB [192], която разполага с богат набор от програмирани методи за оптимизация обединени в пакет Optimization Toolbox. Избран е метод за условна, градиентна, квази-нютонова BFGS (Broyden, Fletcher, Goldfarb, Shanno) нелинейна оптимизация, достъпен в среда MATLAB чрез функцията `fmincon()`. Този метод е алгоритмизиран с висока степен на автоматизация, като същевременно позволява детайлно настройване на параметрите на оптимизационния процес.

Избор на критерии за оптималност и ограничения

Критерият за оптималност представлява количествен израз за оценка на състоянието на обекта и за сравнителен анализ между отделните състояния. Критерият за оптималност се определя от поставената цел относно обекта.

Интерес за това изследване представляват три критерия за оптималност, за които се бъдат определят съответните оптимални съчленени крила [37].

Първият критерий за оптималност е индуктивното съпротивление на крилото, изразено чрез коефициентът на индуктивност A :

$$K_1 = A. \quad (2.4.2)$$

Вторият критерий за оптималност е максималното аеродинамично качество на крилото K_{\max} :

$$K_2 = -K_{\max}. \quad (2.4.3)$$

Третият критерий е комплексен критерий с теглови коефициенти и има за цел да се определи това крило, което има екстремални стойности на максималното аеродинамично качество K_{\max} и производната на коефициента на подъемна сила по ъгъла на атака c_{ya}^α при избрано отношение на тегловните коефициенти.

$$K_3 = 0,5 \left(\frac{-K_{\max}}{20} \right) + 0,5 \left(\frac{-c_{ya}^\alpha}{5} \right). \quad (2.4.4)$$

Частните критерии в K_3 са нормализирани спрямо приблизителни очаквани стойности.

За всички критерии се търси екстремум – минимум.

Освен ограниченията за интервалите на изменение на управляващите параметри е наложено едно допълнително ограничение от тип неравенство, което цели да се търси оптимума сред тези крила, за които производната c_{ya}^α на предното крило е по-голяма от тази на задното:

$$c_{ya\text{ пр}}^\alpha > c_{ya\text{ зад}}^\alpha.$$

2.5. КЛАСИФИКАЦИЯ НА САМОЛЕТИТЕ С КРИЛО СЪС ЗАТВОРЕН КОНТУР

Класификацията на техническите системи е изключително полезна при концептуалното им проектиране, когато е необходимо да се генерират и изследват голям брой варианти от областта на допустимите решения. Съчлененото крило е частен случай на крилото със затворен контур, затова е направена от автора класификация, с помощта на която да се синтезират варианти в процеса на концептуалното проектиране [35].

Класификацията на самолети с крило със затворен контур съдържа седем основни признака. Като всяка класификация на обекти, които имат бързо развитие, тя може да бъде развивана и допълвана за да се използва успешно в процеса на концептуалното проектиране на ЛА.

Признак 1: Форма на крилото в план

Признак 2: Форма на крилото отпред

Признак 3: Форма на крилото отстрани

Признак 4: Място на съчленяване

Признак 5: Начин на излитане и кацане

Признак 6: Начин на управление

Признак 7: Разполагане на полезния товар

СИНТЕЗИРАНЕ НА ВАРИАНТИ

При концептуалното проектиране на ЛА може да се използва формален подход при синтезирането на варианти чрез генерирането на цифрови поредици, в които позицията на всяка цифра съответства на основен признак от класификационната схема, а стойността на цифрата от дадената позиция на възможния вариант по този признак.

2.6. МЕТОДИКА ЗА ОПРЕДЕЛЯНЕ НА ИНЕРЦИОННИТЕ МОМЕНТИ НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

2.6.1. Теоретична постановка

При концептуалното проектиране можем да направим допускането, че вариантите, които задоволяват изискванията към ЛА, когато инерционните му моменти са при максимална излетна маса, ще задоволяват изискванията и при други експлоатационни условия.

На този ранен етап на проектирането имаме много малко информация за масите на елементите и на тяхното пространствено разположение, затова е подходящо да използваме приблизителни аналитични зависимости и статистически данни за определянето на инерционните моменти на всеки вариант. На етап предварително проектиране за определяне на инерционните моменти е подходящо да се използва 3D модела на базовия вариант, създаден в CAD/CAM система. На етап детайлно проектиране освен чрез пълния 3D модел на ЛА, инерционните моменти се определят и експериментално чрез лабораторни и полетни изпитвания.

В [172] е описано аналитичното определяне на инерционните моменти на етапите концептуално и предварително проектиране.

На етап детайлно проектиране, при наличие на пълен 3D модел инерционните моменти се определят автоматично числено от CAD/CAM системата по вграден в нея алгоритъм. След изработване на опитен образец може да се извърши проверка чрез лабораторни стендови изпитвания.

При концептуалното проектиране на ЛА със съчленено крило приблизително се задават масите и пространственото положение на основните елементи за всеки разглеждан вариант на БЛА. Изчислява се инерционният момент спрямо оста x на свързаната координатна система по формулите, основани на теоремата на Щайнер за паралелните оси:

$$I_{xx} = \sum_{j=1}^n I_{x_j}$$

$$I_{xx_j} = I_{el_{xx_j}} + M_j r_j^2 \quad (2.6.1.2)$$

$$(2.6.1.3)$$

където:

I_{xx} - инерционният момент на ЛА спрямо x ;

I_{xx_j} - инерционният момент на j -тия елемент от ЛА спрямо x ;

$I_{el_{xx_j}}$ – инерционният момент на j -тия елемент от ЛА спрямо ос x_j , минаваща през центъра на масата на елемента;

M_j - масата на j -тия елемент;

r_j - разстоянието от центъра на масата на j -тия елемент от ЛА до оста x .

По аналогичен начин се изчисляват и моментите спрямо останалите оси на координатната система.

На етап детайлно проектиране, при използване на CAD/CAM система се създава пълен тримерен модел на ЛА. В този модел имаме информация за обемите, и плътността на всички елементи, както и на пространственото им положение, което позволява чрез числено интегриране на и прилагане на теоремата на Щайнер за

паралелните оси с висока точност да се определят инерционните моменти на БЛА. В този случай, за постигане на по-голяма точност е необходимо плътността на кухите обеми в модела да бъде равна на плътността на въздуха.

2.6.2. Експериментално определяне на инерционните моменти

При наличие на функциониращи опитни образци инерционните моменти могат да се определят и при полетни изпитвания, като се задават еталонни отклонения на кормилата и по получените ъгли скорости и ускорения около различните оси да се определят инерционните моменти. Поради факта, че при тези измервания трябва да се отчете влиянието на смущаващите фактори приемаме, че това може да е бъдеща работа, която е извън обхвата на настоящата публикация.

На базата на изследванията, описани в тази работа, е създадена методика за определяне на инерционните моменти на БЛА със съчленено крило за всеки етап от проектирането им. Методиката реализира описания по-долу алгоритъм.

На етап концептуално проектиране за всеки генериран вариант се изчисляват приблизително инерционните моменти по формула (2.6.1.2). Резултатите се използват при избора на базов вариант, на базата на критерия за оптимизация и при анализа на основните му характеристики.

На етап предварително проектиране се създава начален тримерен модел на БЛА, при който се уточняват инерционните моменти използвани в етапа на концептуалното проектиране.

На етап детайлно проектиране по метода на махалото се определят експериментално по методите на физичното или торсионното махало инерционните моменти на отделните готови елементи на БЛА, след което тримерните им модели се коригират за постигане на съответствие на масите и инерционните им моменти с получените експериментални резултати. Пълният тримерен модел създаван със съвременните CAD/CAM системи [21] дава с достатъчна за практиката точност стойностите на инерционните моменти на БЛА със съчленено крило.

След изработка на опитни образци чрез метода на физичното махало се измерват инерционните им моменти и при необходимост извършват корекции на резултатите от предишните етапи на проектиране.

2.7. МЕТОД ЗА УПРАВЛЕНИЕ НА САМОЛЕТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО С УПРАВЛЯВАЩИ ДВИЖИТЕЛИ

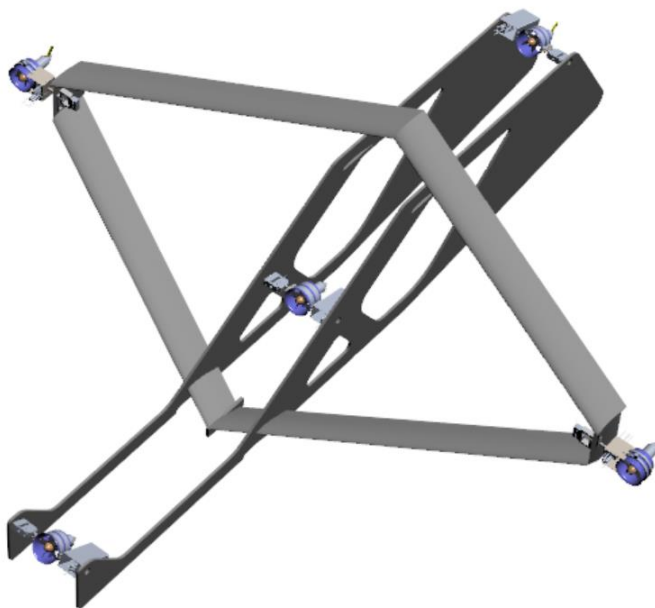
2.7.1. Теоретична постановка

В глава 1 е разгледано развитието на VTOL ЛА и и е обоснована изключителната актуалност на създаването на такива ЛА, които да имат и добри летателно – технически и икономически характеристики при хоризонтален полет.

Схемата съчленено крило не ограничава отклонението на тягата на основния двигател, ако той е закрепен шарнирно, така че векторът на тягата да минава винаги през центъра на масата на ЛА, независимо от това колко е неговото отклонение от нормалното му положение.

Изменението на пространственото положение на ЛА чрез управляващи плоскости, освен че неефективно при надкритични ъгли, отслабва и утежнява конструкцията и създава условия за възникване на автоколебания, които могат да бъдат разрушителни.

Изискванията, които се поставят пред новопроектираните маневрени ЛА налагат и използването на нови методи за непосредственото управление на аеродинамичните сили и на пространственото им положение. Такъв метод може да бъде чрез използването на управляващи двигатели, разположени както е показано на фигурата.



Фиг. 2.7.1.2 Модел на E VTOL БЛА СК с управляващи двигатели в аксонометрия

Спомагателните двигателни модули са закрепени на оси, които са успоредни на оста y . Основният двигателен модул е закрепен шарнирно на две оси, едната е успоредна на оста y , а другата на оста z . Модулите могат да се завъртат на 360° около осите.

При разглеждания метод управлението на ЛА във всички етапи на полета се извършва чрез изменение на големината и векторите на тягата на двигателите.

При вертикално излитане и кацане, както и при висене, векторите на тягата на всички двигатели са насочени нагоре по местната вертикала. Управлението на скоростта на ЛА и по осите x и y се извършва чрез изменение на тяхната тяга, а по оста z чрез завъртане на двигателите в краищата на крилата.

При установен хоризонтален полет векторите на тягата на всички двигатели са насочени напред и са успоредни на оста x , а поддържането на зададената скорост се извършва чрез изменение на оборотите на двигателите.

Управлението на подемната, съпротивителната и страничната аеродинамични сили се извършва директно чрез управление на векторите на тягата на двигателите, както е показано на фигурите.

Когато е необходимо рязко изменение на скоростта на полета векторите на тягата на всички двигатели са успоредни на нейния вектор. Като при увеличаването ѝ те са насочени по посока на вектора y , а при намаляването ѝ – в противоположна посока. Така се осигурява много голям диапазон на аксиалното ускорение.

Маневрите на ЛА с такова управление ще бъдат много по-енергични, отколкото при използване на управляващи повърхнини, поради по-големите управляващи моменти, които могат да се създадат.

Управлението със спомагателни двигатели може да се комбинира с управление с управляващи повърхнини, което ще позволи голяма енергичност на маневрирането в целия диапазон на скоростта на ЛА – от 0 до максимално разрешената.

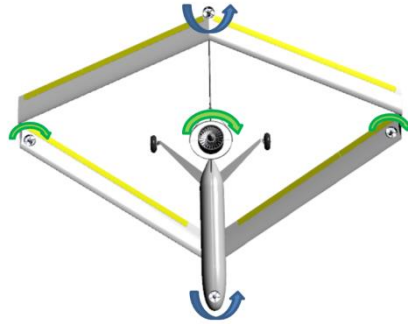
Предлаганият метод ще бъде особено ефективен при БЛА, при които са допустими много по-големи претоварвания, отколкото при пилотираните ЛА. Разглежда се вариант с един основен и четири помощни двигателя.



Фиг. 2.7.1.4 Вариант с един основен и четири управляващи двигателя

При този вариант основният EDF двигател е закрепен шарнирно така, че тягата преминава през центъра на масата. Четири допълнителни EDF двигателя са закрепени шарнирно в носа, опашката и краищата на крилата. Системата за запазване на положението и ориентацията на БЛА (Altitude Head Reference System-AHRS) управлява оборотите на тези двигатели, тягите на които създават управляващи моменти спрямо трите оси на свързаната координатна система.

За създаване на математически модел на полета на БЛА за режимите излитане, кацане и висене се разглежда модел, при който посоката на въртене на допълнителните двигатели е два по посока на часовниковата стрелка и два в обратна посока, както е показано на фигурата.



Фиг. 2.7.1.5 Посоки на въртене на двигателите

2.7.2 Математически модел на вертикалното движение на Е VTOL БЛА СК

Не е известен математически модел на движение на ЛА с един основен и 4 управляващи двигателя, поради което той е разработен от автора [1].

Разглежда се движението на ЛА спрямо траекторна координатна система, която при полет в стандартна атмосфера съвпада със свързаната и скоростната координатна система. Приема се, че векторът на тягата на основния двигател винаги минава през центъра на масата на БЛА.

Приемат се следните означения:

F_{sum} - сумарна тяга на двигателите;

F_m - тяга на основния двигател;

F_f - тяга на предния двигател;

F_b - тяга на задния двигател;

F_l - тяга на левия двигател;

F_r - тяга на десния двигател;

L_{sum} - сумарна подемна сила на БЛА;

L - подемна сила от планера на БЛА;

N^A –въртящ момент около оста Z^A ;

N_m^A - въртящ момент на основния двигател;

N_f^A - въртящ момент на предния двигател;

N_b^A - въртящ момент на задния двигател;

N_l^A - въртящ момент на левия двигател;

N_r^A - въртящ момент на десния двигател;

I_{zz} -масов инерционен момент спрямо ос Z^A ;

\dot{q} – ъглово ускорение спрямо ос Z^A .

В режим на висене при стандартна атмосфера сумата от вертикалните проекции на тягите на всички двигатели трябва да е равна на теглото на БЛА:

$$mg = -L_{sum} = -(F_m + F_f + F_b + F_l + F_r), \quad (2.7.2.1)$$

освен това, за да е в хоризонтално положение:

$$F_f = F_b = F_l = F_r. \quad (2.7.2.2)$$

За да няма въртене около вертикалната ос е необходимо:

$$N^A = 0 = -(-N_m^A + N_f^A - N_b^A - N_l^A + N_r^A) \quad (2.7.2.3)$$

При установено движение по вертикалната ос в реални условия, когато освен тягата на двигателите има аеродинамични сили, които се създават от обтичането на БЛА:

$$\begin{aligned} mg &= L_{sum} = \pm L + F_m + F_f + F_b + F_l + F_r \\ N^A = 0 &= -(\pm N_{yad}^A - N_m^A + N_f^A - N_b^A - N_l^A + N_r^A) \end{aligned} \quad (2.7.2.5)$$

При излитане и кацане, когато се изменя вертикалната скорост:

$$ma = -mg \pm L + F_m + F_f + F_b + F_l + F_r \quad (2.7.2.7)$$

$$N^A = 0 = -(\pm N_{yad}^A - N_m^A + N_f^A - N_b^A - N_l^A + N_r^A), \quad (2.7.2.8)$$

а завъртането около вертикалната ос се осъществява чрез изменение на оборотите на допълнителните двигатели, като:

$$I_{zz}\dot{q} = \pm N_{yad}^A - N_m^A + N_f^A - N_b^A - N_l^A + N_r^A. \quad (2.7.2.9)$$

AHRS чрез изменение на оборотите (съответно тягите) на допълнителните двигатели поддържа аппарата в хоризонтално положение, като запазва концептуално зададена посока на носа. При излитане тягата на основния двигател е максимална, а на спомагателните се изменя за запазване на хоризонтално положение. При висене тягата на спомагателните двигатели е 50% от максималната, тягата на основния двигател ще е:

$$P_{m_h} = -mg + P_f + P_b + P_l + P_r, \quad (2.7.2.10)$$

при излитане:

$$P_f + P_b + P_l + P_r = P_{m_{max}} - m_0g - Y \quad (2.7.2.11)$$

и при кацане:

$$P_f + P_b + P_l + P_r = P_{m_h} - m_lg + Y. \quad (2.7.2.12)$$

Сравнението между различни варианти на VTOL БЛА със съчленено крило показва, че варианта с управляващи двигатели осигурява най-голяма обща тяга и добра управляемост, което го прави предпочитан при проектирането на подобни летателни апарати.

2.8. ИЗВОДИ

Предложената **класификация на самолети с крило със затворен контур** може да се използва за генериране на варианти при концептуалното проектиране на ЛА и за следващи анализи.

Общата методика на изследването на самолети със съчленено крило използва голям брой разнообразни съвременни методи поради комплексността на процеса. Включването на методи за валидиране и верификация гарантира, че създадените при изследването математически модели са адекватни и могат да се използват в практиката.

Предложен е **аналитичен модел за приблизително пресмятане на инерционните моменти на етапа на концептуалното проектиране**. Моделът може да бъде използван за сравнителна оценка на разглежданите варианти.

Направен е **пълен тримерен модел на ЛА със съчленено крило** и са получени точни теоретични стойности на инерционните му моменти в сравнение с аналитичния модел.

Разработена е и е изработена **установка за експериментално определяне на инерционните моменти** на БЛА. Изработен е тестови модел на БЛА със съчленено крило и са определени експериментално инерционните му моменти.

Инерционните моменти I_x и I_z на ЛА със съчленено крило ще са няколкократно по-малки от съответните моменти на еквивалентни ЛА реализирани по най-широко използваните схеми: нормална, патица и летящо крило. Това се дължи на факта, че при съчлененото крило разпереността и масата са по-малки. Като резултат ще са необходими по-малки площи на кормилата за наклон и посока и мощности на изпълнителните механизми за постигане на същите динамични характеристики, както при еквивалентните ЛА с други схеми.

Инерционният момент I_y на ЛА със съчленено крило ще е по-голям от съответният момент на еквивалентни ЛА поради голямото разстояние между центровете на масите на предното и задното крила и центъра на масите на ЛА. По-големите площи на кормилата за височина и възможността за директно управление на подемната сила при съчлененото крило обаче могат да осигурят същите или по-добри динамични характеристики от тези на еквивалентни ЛА с други схеми.

ГЛАВА 3

ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ

За верификация на математическите модели и на приетите допускания бяха проведени голям брой изпитвания: числени експерименти, изпитвания на специално разработени стендове, продухвания в аеродинамична тръба и полети с опитни образци на БЛА.

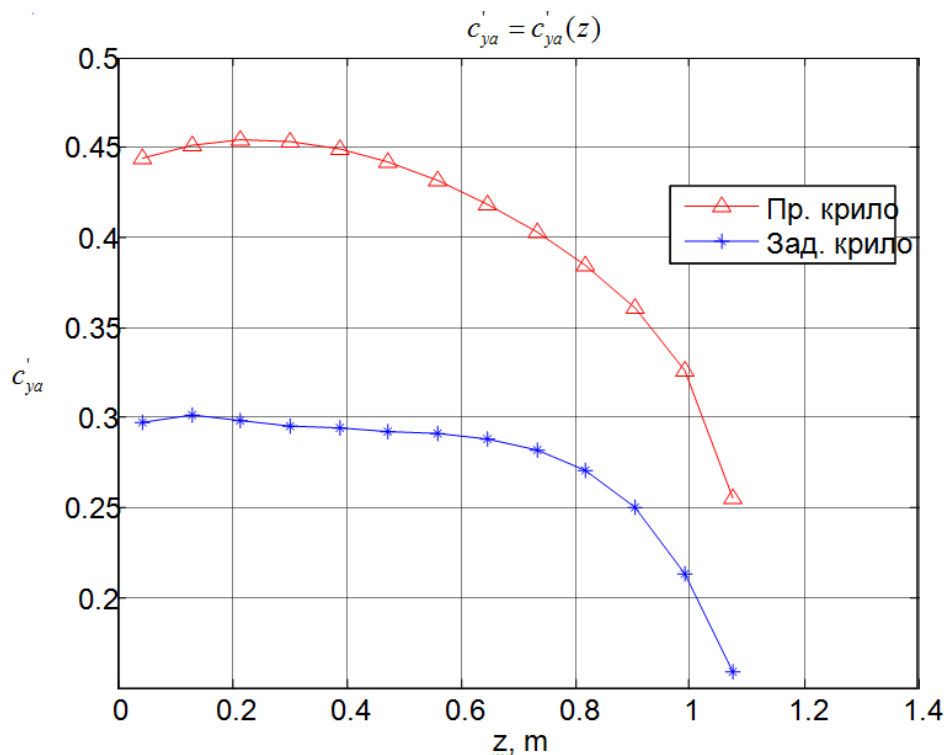
За всички разглеждани варианти на опитни образци на БЛА със съчленено крило бяха създавани тримерни модели в средата на CAD/CAM система

3.1. ЧИСЛЕНИ ЕКСПЕРИМЕНТИ

Изчисляването на аеродинамичните характеристики по метода на дискретните вихри позволява да се отчита влиянието на голям брой геометрични параметри. По метода на дискретните вихри може да се определи влиянието на формата на крилото в план, на кривината на профилите, на усукването и на V-образността върху разпределението на налягането и аеродинамичното натоварване на предното и задното крило.

Числено решение при зададена геометрия на крилото се намира с програмата VLMrc. Тя е използвана за ядро и допълнително е доработена, в случая за съчленено крило. Използвано е програмно осигуряване с графичен потребителски интерфейс за определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило в среда MATLAB [17, 31, 36, 38].

С интегриране на коефициентите на налягане се определя коефициента на подъемна сила на предното и задното крило. Определените по този начин коефициенти на подъемна сила във всички сечения на предното и задното крило представляват аеродинамичното натоварване на съчлененото крило [31]. Графично това натоварване или разпределението на C_L по разпереността е показано на фигурата:

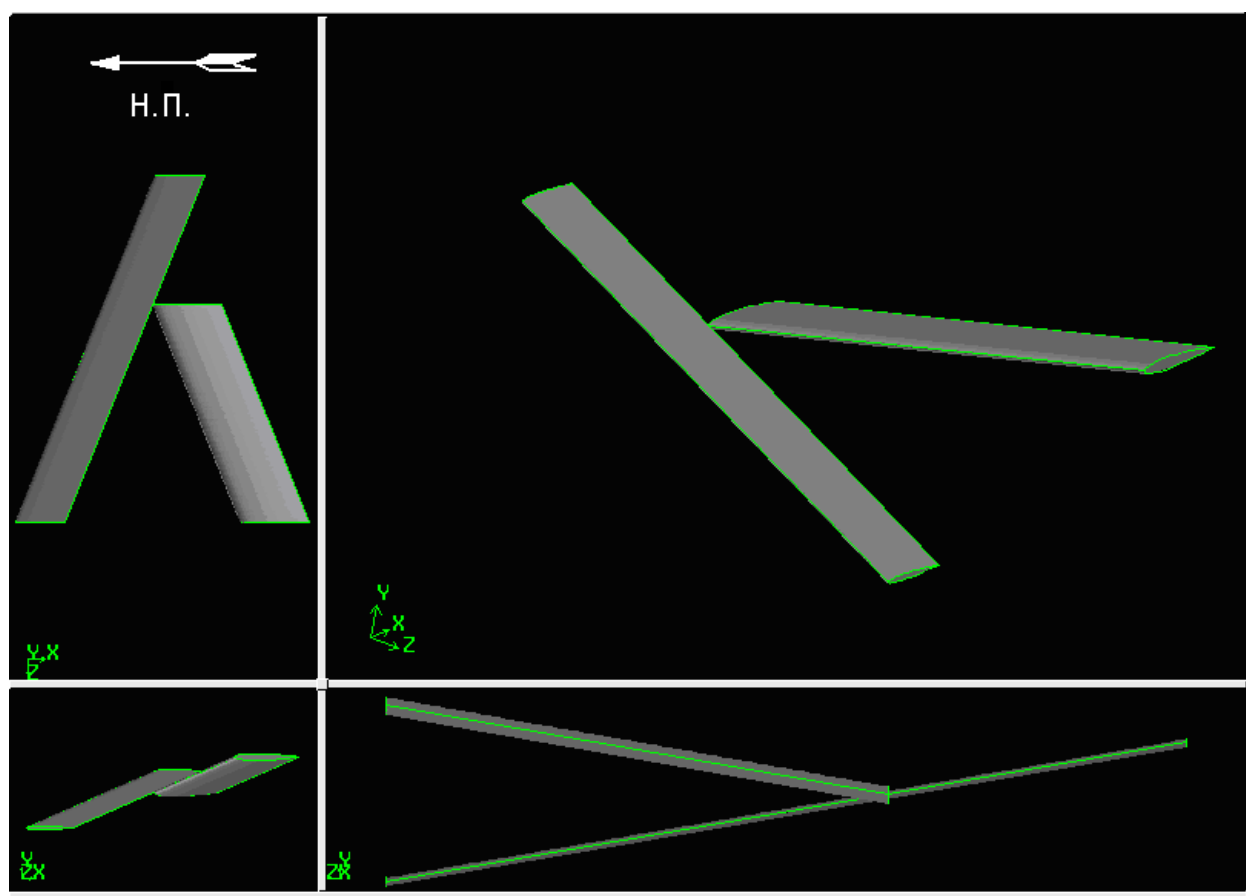


Фиг. 3.1.3 Аеродинамично натоварване на съчленено крило

На база на аеродинамичното натоварване се определят интегралните аеродинамични характеристики на съчлененото крило. За разглежданото крило те са изчислени за потребен коефициент на подъемна сила $c_{ya\text{ номр}} = 0,4$ и имат стойности съответно:

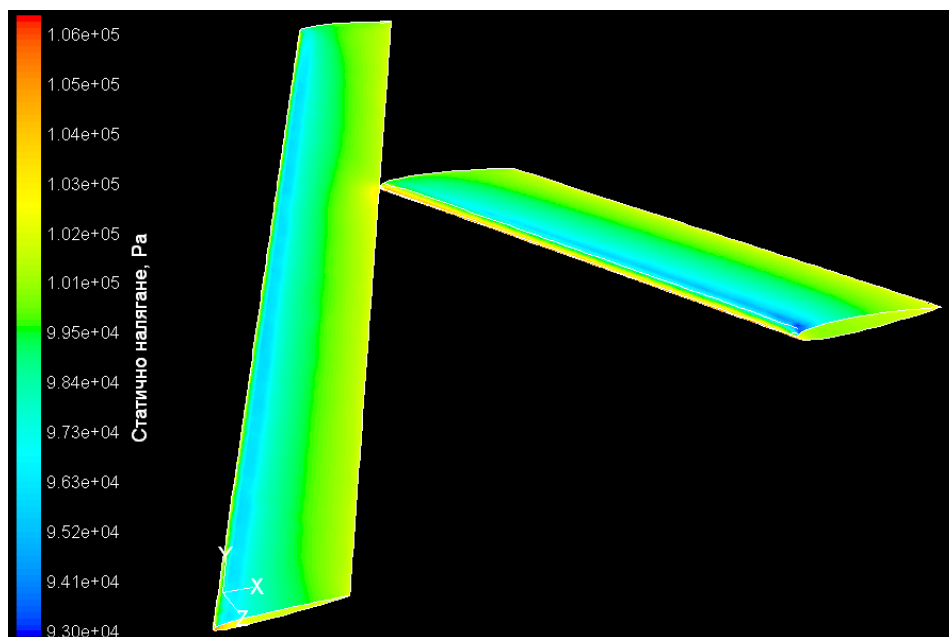
Аеродинамичните характеристики на съчлененото крило са обезразмерени със сумарната площ на съчлененото крило, моментните характеристики са обезразмерени със средната геометрична хорда и са пресметнати спрямо носа на крилото. Аеродинамичните характеристики на предното и задното крило са обезразмерени с техните площи в план. Препоръчаното геометрично усукване от Wolkovitch води до показаното аеродинамично натоварване на предното и задното крило. Натоварването е близко до елиптичното оптимално натоварване, което свидетелства за ниско индуктивно съпротивление.

Един от най-използваните CFD продукти е Fluent на ANSYS Inc., който се използва и за направените числени експерименти, графични резултати за които са показани на фигурите по-долу [34, 36].



Фиг 3.1.5 Геометричен модел на съчленено крило

В резултат от CFD анализа освен интегралните характеристики могат да се получат и локално разпределение на характеристики, които за удобство се представят чрез графични визуализации. На фигурата е показано разпределение на налягането по повърхността на съчленено крило при $\alpha = 5^\circ$.



Фиг 3.1.9 Разпределение на статичното налягане

На фиг. 3.1.10 са показани токовите линии при обтичане на съчленено крило при $\alpha = 20^\circ$. Вижда как задното крило попада в силно смутеното откъснато течение от предното крило, а също и зоните с интензивно вихрообразуване.

При изчисляване на съчленените крила в описания ред са получени аеродинамичните сили и моменти, действащи на крилото при дадения режим на обтичане. В интерес за това изследване са силите и моментите, действащи в равнината на симетрия на крилото. В свързаната с крилото координатна система това са тангенциалната сила Z^A , нормалната сила Z^A и надлъжния момент M .

Аеродинамичният надлъжен момент M е определен за цялото съчленено крило спрямо неговата носова точка (точката свързана с носа на коренната хорда на предното крило).

След като са известни аеродинамичните сили и моменти могат да се получат и техните обезразмерени стойности, т.е. аеродинамичните коефициенти на тангенциалната C_x^A , на нормалната сила C_z^A и на надлъжния момент C_m^A . Тези коефициенти са изчислени както за предното и задно крило самостоятелно, така и за съчлененото крило като цяло.

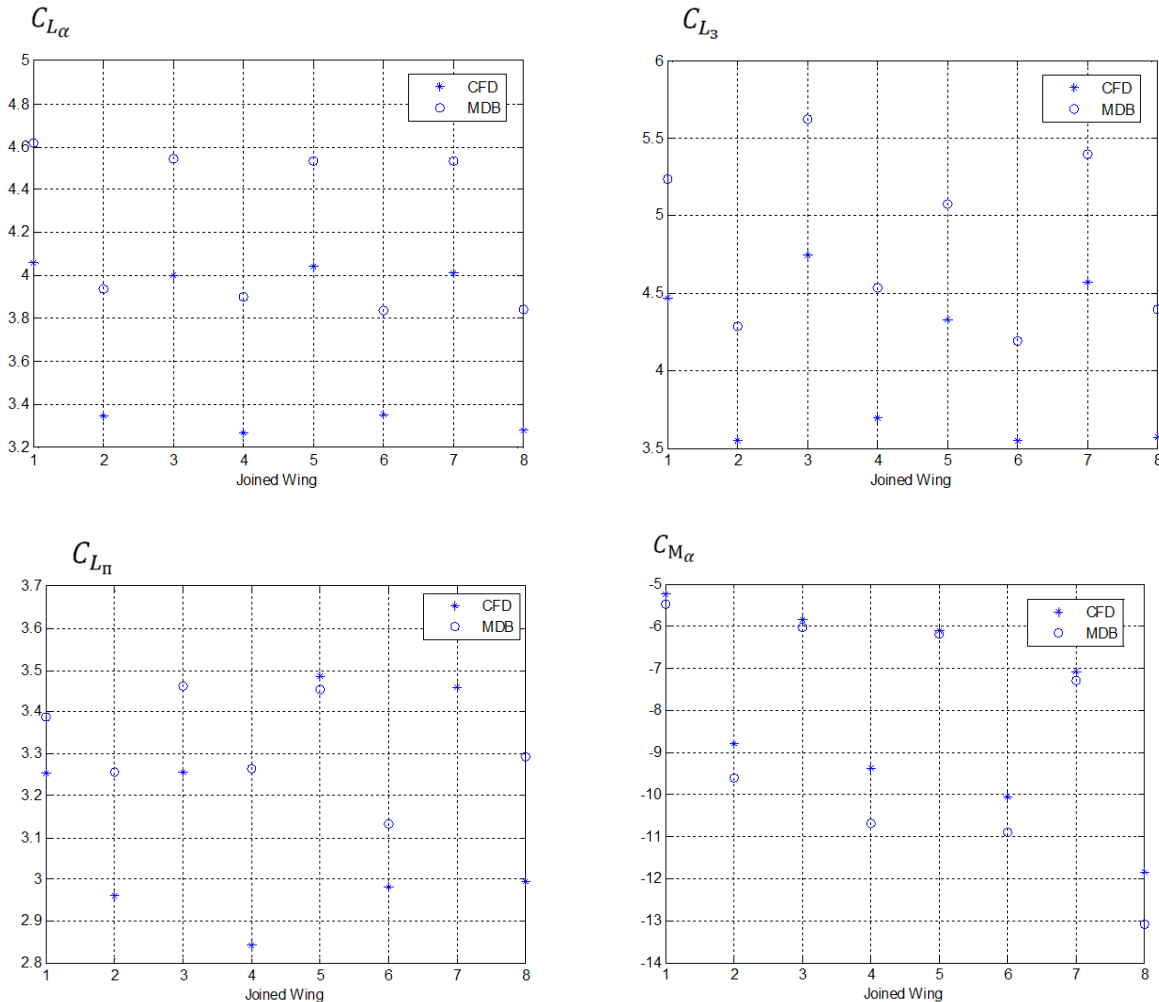
За анализираниите с помощта на CFD съчленени крила се определят аеродинамичните характеристики на етапа на концептуално проектиране: $C_{L_{CFD}}$, $C_{L_{II}}$, C_{L_3} , $C_{D_{0_{CFD}}}$ и $C_{M_{CFD}}$. Стойностите на тези аеродинамични характеристики да дадени в таблицата [31].

Таблица 3.3

Крило №	Аеродинамични характеристики, изчислени с CFD				
	$C_{L\alpha}$	$C_{L\alpha_{II}}$	$C_{L\alpha_3}$	$C_{L\alpha_0}$	$C_{M\alpha}$
1	4,0588	4,4678	3,2529	0,0157	-5,2419
2	3,3505	3,5495	2,9626	0,0168	-8,8112
3	4,0015	4,7464	3,2566	0,0196	-5,8628

4	3,2693	3,6959	2,8426	0,0135	-9,3719
5	4,0447	4,3304	3,4856	0,0208	-6,1281
6	3,3555	3,5471	2,9826	0,0141	-10,0533
7	4,0139	4,568	3,4598	0,016	-7,099
8	3,2811	3,5659	2,9963	0,0185	-11,8502

На фигурите по-долу са дадени разликите, които се получават при числените експерименти по методите на дискретните вихри и CFD.



Фиг. 3.112 Разлики между CFD и МДВ

3.2. РЕЗУЛТАТИ ОТ ОПТИМИЗАЦИЯТА ПРИ КОНЦЕПТУАЛНОТО ПРОЕКТИРАНЕ

Резултатите от проведената оптимизация в среда MATLAB при избраните, управляващи параметри, метод за оптимизация и критерии за оптимизация в глава 2 са:

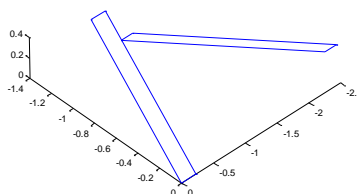
Оптимизация по критерий K_1

Оптималните параметри на съчлененото крило по критерий минимално индуктивно съпротивление са показани в таблицата [32].

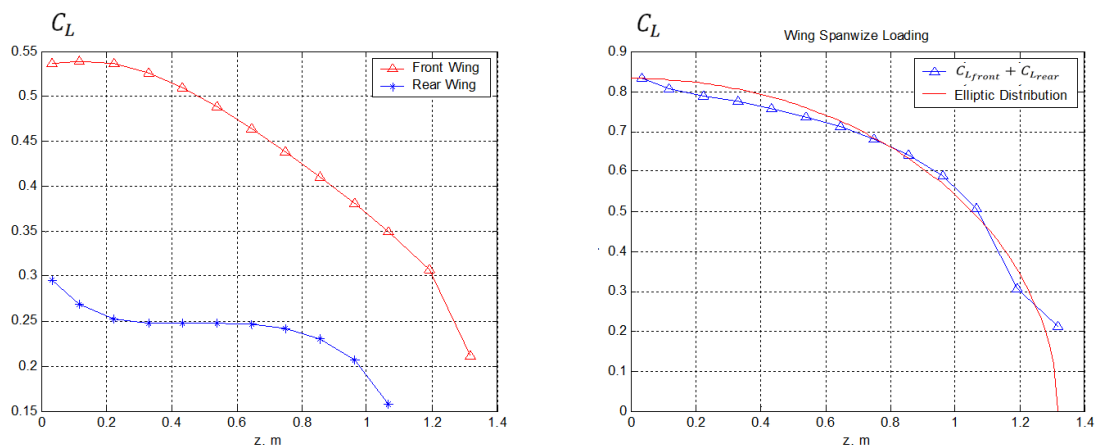
Таблица 3.3

\bar{B}	\bar{S}	χ_{np}, deg	$\chi_{зад}, \text{deg}$	$\varphi_{0np}, \text{deg}$	$\varphi_{к.п}, \text{deg}$	$\varphi_{0зад}, \text{deg}$	$\varphi_{к.зад}, \text{deg}$
0.82	0.67	34.78	-49.72	3.73	-2.09	-1.11	0

На фигурите са показани опростен тримерен модел на полукрилото, разпределението на аеродинамичното натоварване по разпереността на предното и задното крило, както и сумарното аеродинамично натоварване сравнено с еквивалентно елиптично натоварване.



Фиг 3.2.1 Съчленено крило с минимално индуктивно съпротивление



Фиг 3.2.2 Разпределение на подезната сила по разпереността

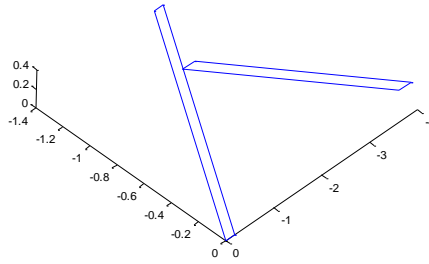
Оптимизация по критерий K_2

Оптималните параметри на съчлененото крило по критерий максимално аеродинамично качество са показани в таблицата:

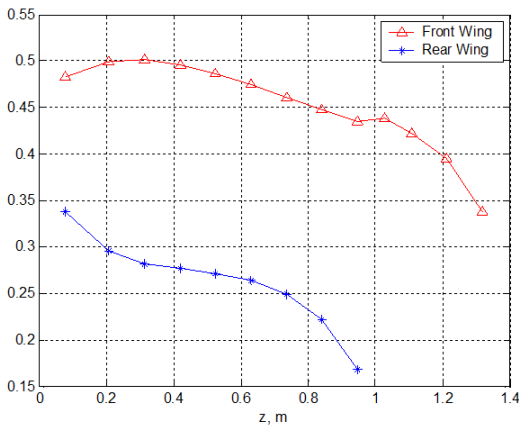
Таблица 3.3

\bar{B}	\bar{S}	χ_{np}, deg	$\chi_{зад}, \text{deg}$	$\varphi_{0np}, \text{deg}$	$\varphi_{к.п}, \text{deg}$	$\varphi_{0зад}, \text{deg}$	$\varphi_{к.зад}, \text{deg}$
0.72	1.00	60	-60	5.00	5.00	-1.86	0

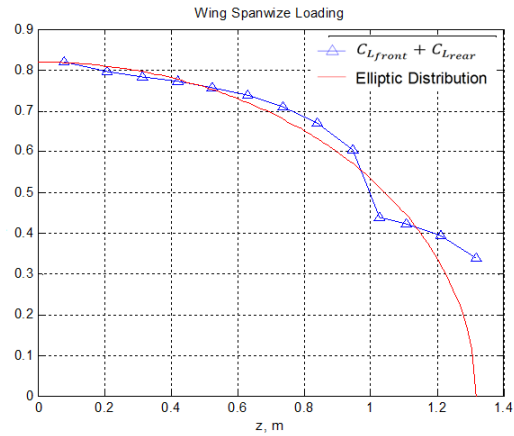
Опростен тримерен модел, аеродинамичното натоварване на предното и задното крило, както и сумарното аеродинамично натоварване са показани на фигурите:



Фиг. 3.2.3 Съчленено крило с максимално аеродинамично качество



Фиг 3.2.4 Аеродинамично натоварване на крилата



Фиг 3.2.5 Сумарно аеродинамично натоварване на крилата

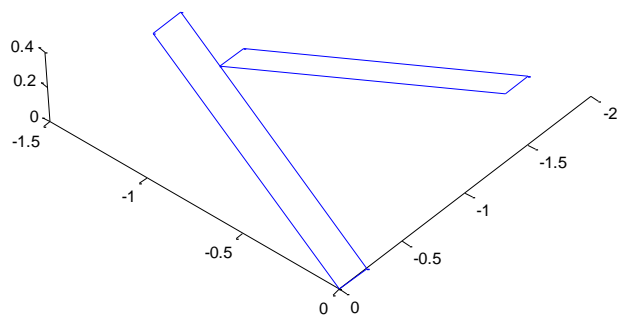
Оптимизация по критерий K_3

Оптималните параметри на съчлененото крило по комплексния критерий K_3 са показани в таблицата:

Таблица 3.3

\bar{B}	\bar{S}	χ_{np} , deg	$\chi_{зад}$, deg	φ_{0np} , deg	$\varphi_{к. np}$, deg	$\varphi_{0зад}$, deg	$\varphi_{к. зад}$, deg
0.79	0.68	25.00	-30.32	3.84	-0.95	0	0

Опростен тримерен модел, аеродинамичното натоварване на предното и задното крило, както и сумарното аеродинамично натоварване са показани на фигурите по-долу.



Фиг. 3. 2.6 Оптимално съчленено крило по критерий K_3

На базата на разработен модел за определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило е проведена аеродинамична оптимизация. Определени са оптималните съчленени крила за три различни критерия за оптималност. Получените резултати могат да се използват при проектирането на БЛА със съчленено крило като фактор при определянето на геометричните параметри на крилото.

3.3. ИЗБОР НА АВИОНИКА

За определяне на характеристики на автопилота, необходими за реализиране на автономен полет на БЛА беше направен анализ на параметрите и характеристиките на всички автопилоти за БЛА, публикувани в годишника на световната асоциация за безпилотни системи-Unmanned Vehicle Systems International (UVSI). Провеодоха се срещи във Фарнборо, Англия със специалисти от асоциацията и на производители на автопилоти, на които бяха обсъдени качествата на предлаганите автопилоти и получена ценова информация. В Торонто, Канада бяха проведени срещи с ползватели на автопилоти, на които се получи информация за предимствата и недостатъците при използването на различни автопилоти. Определиха се и приблизителните параметри и характеристики, които ще има технологичния демонстратор, за да се елиминират от анализа неподходящите автопилоти:

- Разпереност: 1.8 m;
- Полезен товар: 9 DOF Sensors, Data Logger;
- Максимална скорост: не по-малка от 150 km/h;
- Продължителност на полета: до 30 min;
- Радиус на действие: до 5 km;
- Максимална височина: до 1000 m.

След анализ на предлаганите модели автопилоти бяха определени следните основни изисквания към автопилота:

- Размери максимум 150 x 50 x 70 mm
- Маса не повече от 250 грама
- Честота разрешена в ЕС, без лиценз (2,4 GHz)
- Интерфейси за управление на полезния товар-минимум 5
- Брой на управляваните входно-изходни канали-минимум 16
- Аналогови входове- минимум 4
- Други входно-изходни канали-CAN, за симулации
- GPS
- Брой програмируеми навигационни точки-над 80
- 9 DOF инерциална система
 - Жироскопи
 - Акселерометри
 - Магнитомери
- Температурен диапазон на използване от -35° до 70°
- Максимална скорост – над 250 км/ч
- Максимална височина-над 5 000 м
- Прецизен лазерен висотомер

Бяха поставени и следните допълнителни изисквания към автопилота:

- Да бъде подсистема на интегрирана система за управление на полета и полезния товар на БЛА;
- Да могат да се закупуват и интегрират последователно отделни подсистеми, с които системата да се надгражда;
- Да е показал висока надеждност в полетни условия;
- Да притежава радиолинии за управление и обмен на данни, които да ползват честоти, които да са разрешени за ЕС и за които не е необходим лиценз;
- Да притежава симулатор, на който концептуално да се изследва динамиката на полета на различни варианти на БЛА;
- Лесно да се определят параметрите, необходими за неговата настройка;
- Да се придружава от добре разработена техническа документация и приложен софтуер;
- С доставения автопилот, софтуер и документация да могат да се извършват лабораторни упражнения и изследвания за докторантури и дипломни работи.

Реализирането на автономен полет на безпилотен самолет със съчленено крило предполага наличието на интегрирана система за автоматично управление. *Piccolo II* (фиг. 4.1) на Cloud Cap Technology, САЩ и включения комплект за разработки на *Piccolo II* (*Piccolo Development Kit*).



3.3.1 Автопилот *Piccolo II*

Piccolo е напълно интегрирана електронна система за малко безпилотни летателни апарати. Системата на авиониката включва хардуер и софтуер на бордовата част, хардуер и софтуер на наземната станция. Пиколо се характеризира с отлична интеграция и изпълнение. Всеки автопилот включва инерциални сензори, аерометрични сензори, GPS, радиолиния, серво-управления и екранирана кутия. Интегрираната радиолиния за използване в Европа е с номинална мощност 1 W на честота 2,4 GHz. Масата на Пиколо е 212 g. Инерциалните сензори измерват ъглова скорост и ускорения по 3-те оси на летателния апарат. Автопилотът (бордовата част на системата) е най-сложният компонент и изисква най-голям брой настройки. По-голямата част от тези настройки се извършват чрез софтуера – командния център (*Piccolo Command center – PCC*).

Всички електрически връзки са на предния панел и включват главния интерфейс на летателния апарат, GPS, UHF антена, щутцери за статично и пълно налягане за скоростомерната тръба. Подробни данни за електрическите връзки и окабеляването се намират в Ръководството на *Piccolo II*.

За полетни експерименти се използва и автопилот Ardupilot Mega 2.5+ (фиг.3.3.2)



3.3.2 Ardupilot Mega 2.5+

За измерване и предаване в реално време на параметрите на полета се използва телеметричната система Eagle Tree (фиг. 3.3.3)

3.4. СИМУЛАЦИИ

Проектира се и се изработи БЛА, който служи като летяща лаборатория за определяне на характеристиките, необходими за реализация на автономен полет. Като нейно работно име беше прието JoWi 2 FL. Нейните параметри се използват и за симулации.

В таблицата по-долу са дадени избраните основни параметри на JoWi2 FL:

Всички изпитвания се провеждат в съответствие с методика за определяне на характеристиките на безпилотен самолет.

Методика е съставена от методи за:

- определяне на масови и инерционни характеристики;
- измерване на сили при експерименти в аеродинамична тръба;
- симулация;
- определяне на коефициенти и характеристики при полетни изпитвания;
- филтриране на резултатите;
- нормализация на резултатите;
- проверка на получените резултати.

Основни характеристики, които се определят при полетните изпитвания са:

- Коефициент на съпротивление;
- Коефициент на подемна сила;
- Поляра на самолета;
- Криви на потребните и разполагаемите тяги;

- Коэффициенты на ефективност на органите за управление:
 - Коэффициент на ефективност на органите за изменение на височината;
 - Коэффициент на ефективност на органите за изменение на наклона;
 - Коэффициент на ефективност на органите за изменение на посоката.

Коэффициенты на ефективност на органите за управление се определят, както общо за БЛА, така и поотделно за всяко крило.

За да се определят характеристиките на летящата лаборатория при полетните изпитвания бяха определени в лабораторни условия масовите и характеристики, инерционните и моменти и характеристиките на двигателя-тунелен вентилатор с електрически двигател.

В таблицата по-долу е дадена центровъчната ведомост на JoWi2

Таблица 3.5

ЕЛЕМЕНТ		МАСА	X	M*X	Y	M*Y	Z	M*Z
		kg	mm	kg*mm	mm	kg*mm	mm	kg*mm
1	Батерии пакет 1	0,632	200,00	126,40	0,00	0,00	30,00	18,96
2	Батерии пакет 2	0,632	200,00	126,40	0,00	0,00	-30,00	-18,96
3	Контролер Schulze	0,263	200,00	52,60	140,00	36,82	0,00	0,00
4	Eagle Three борд	0,100	250,00	25,00	0,00	0,00	0,00	0,00
5	Futaba борд	0,100	250,00	25,00	0,00	0,00	0,00	0,00
6	Двигател комплект	1,522	0,00	0,00	250,00	380,50	0,00	0,00
7	Рулева машинка 1	0,040	400,00	16,00	120,00	4,80	0,00	0,00
8	Рулева машинка 2	0,040	500,00	20,00	180,00	7,20	0,00	0,00
9	Рулева машинка 3	0,040	400,00	16,00	120,00	4,80	0,00	0,00
10	Рулева машинка 4	0,040	500,00	20,00	180,00	7,20	0,00	0,00
11	Рулева машинка 5	0,040	700,00	28,00	280,00	11,20	0,00	0,00
12	Рулева машинка 6	0,040	800,00	32,00	340,00	13,60	0,00	0,00
13	Рулева машинка 7	0,040	700,00	28,00	280,00	11,20	0,00	0,00
14	Рулева машинка 8	0,040	800,00	32,00	340,00	13,60	0,00	0,00
15	Центроплан преден	0,260	450,00	117,00	60,00	15,60	0,00	0,00
16	Центроплан заден	0,260	1100,00	286,00	400,00	104,00	0,00	0,00

17	Крило предно	0,430	400,00	172,00	140,00	60,20	0,00	0,00
18	Крило задно	0,430	750,00	322,50	340,00	146,20	0,00	0,00
19	Елемент централен	0,180	400,00	72,00	200,00	36,00	0,00	0,00
20	Крилце ляво	0,100	500,00	50,00	250,00	25,00	0,00	0,00
21	Крилце дясно	0,100	500,00	50,00	250,00	25,00	0,00	0,00
22	Тяло с колесник	0,160	500,00	80,00	-30,00	-4,80	0,00	0,00
СУМИ		5,229		1696,90		898,12		0,00
Център на масата mm				324,52		171,76		0,00

Бяха извършени и симулационни изследвания, за определяне на аеродинамични коефициенти и производни на проектирания БЛА с програмния продукт TORNADO. Резултатите са дадени в таблицата по-долу:

Таблица 3.6

№	НАИМЕНОВАНИЕ	ОЗНАЧЕНИЕ	СТОЙНОСТ
1	Коефициент на челно съпротивление при нулева подъемна сила	C_{D_0}	0,02
2	Коефициент на индуктивност	D	0,025
3	Коефициент на подъемна сила при нулев ъгъл на атака	C_{L_0}	0,166
4	Производна на коефициента на подъемна сила по ъгъла на атака	C_{L_α}	3,935
5	Производна на коефициента на подъемна сила по отклонението на предното кормило за височина	$C_{L_{\delta_{\Pi}}}$	0,486
6	Производна на коефициента на подъемна сила по отклонението на задното кормило за височина	$C_{L_{\delta_3}}$	-0,68
7	Производната на коефициента на страничната сила по ъгъл на плъзгане	$C_{Y_{a\delta}}$	0,351
8	Производна на коефициента на странична сила по отклонението на кормилото за направление	$C_{Y_{a\delta_H}}$	0,701
9	Производна на коефициента на напречния момент по ъгъл на плъзгане	C_{L_β}	0,13
10	Производна на коефициента на напречния момент по отклонението на елероните на предното крило	$C_{L_{\beta_{\Pi}}}$	0,109

11	Производна на коефициента на напречния момент по отклонението на елероните на задното крило	$C_{L\beta_3}$	0,13
12	Производна на коефициента на напречния момент по отклонението на кормилото за направление	$C_{L\beta_{\delta_H}}$	0,035
13	Коефициент на напречно демпфиране	C_{Lp}	-0,02
14	Коефициент на напречен спирален момент	C_{Lr}	0,009
15	Производна на коефициента на попътен момент по ъгъл на плъзгане	$C_{N\beta}$	-0,024
16	Производна на попътния момент по отклонение на кормилото за направление	$C_{N\delta_H}$	0,05
17	Коефициент на попътен спирален момент	C_{Np}	-0,003
18	Коефициент на попътен демпфиращ момент	C_{Nr}	-0,003
19	Коефициент на начален надлъжен момент	C_{M_0}	-0,021
20	Производна на коефициента на надлъжния момент по ъгъл на атака	$C_{M\alpha}$	-0,37
21	Производна на коефициента на надлъжния момент по отклонение предното кормило за височина	$C_{N\delta_{\Pi}}$	0,115
22	Производна на коефициента на надлъжния момент по отклонение задното кормило за височина	$C_{N\delta_3}$	0,283
23	Коефициент на надлъжно демпфиране	C_{Mq}	-0,025

На база на резултатите от направените изпитвания и изчисления бяха избрани следните основни параметри на опитния образец:

Таблица 3.7

Разстояние между вертикалните странични проекции на основните хорди на предното и задното крила	mm	950
Разпереност	mm	2000
Полуразпереност без центроплан	mm	851
Височина (без тяло)	mm	400
Разстояние между проекциите на основната и крайната хорда на предното крило	mm	463
Разстояние между проекциите на основната и крайната хорда на задното крило	mm	416

Превишение на крайната хорда над основната хорда на предното крило	mm	220
Превишение на основната хорда над крайната хорда на задното крило	mm	160
Перпендикулярна хорда	mm	220
Една четвърт от перпендикулярната хорда	mm	55
Полуразпереност на центроплана	mm	150
Стреловидност на предното крило	°	25
V-образност	°	15
Наклон на централния елемент	°	67
Дължина на хоризонталната проекция на атакуващия ръб на предното полукрило	mm	969
Дължина на хоризонталната проекция на атакуващия ръб на задното полукрило	mm	947
Дължина на вертикалната предна проекция на атакуващия ръб на предното полукрило	mm	879
Дължина на вертикалната предна проекция на атакуващия ръб на задното полукрило	mm	866

По конструкторската документация беше изработен опитен образец от композитни материали. Използваната оригинална технология позволи да се постигне много високо качество на изработените елементи на опитния образец.

Изчисляването на аеродинамичните характеристики на опитния образец е необходимо за коректно дефиниране на законите на управление на автопилота; възможност за провеждане на симулации на полета; достоверна информация в процеса на проектиране. В тази точка е представено определяне на аеродинамичните характеристики на самолета с помощта на панелни методи на числената аеродинамика.

С цел предварителна проверка и оценка на точността на изчисленията за е избран безпилотният самолет на Air Force Research Laboratory (AFRL) VA-1. В достъпната литература се намират достатъчно подробни данни, касаещи геометрията, аеродинамиката и масовите характеристики на този БЛА. След като използваните числени методи се окажат достоверни за изчисления на този тип аеродинамична схема, то те ще бъдат приложени и за проектирания самолет за автономен полет.

Аеродинамичните кормила на самолета са както следва (фиг. 5.2):

- 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 – разположено на вертикалния стабилизатор.

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.

След проведените изчисления се получават резултатите, представени в колона „AVL”. В колоната „AFRL” са дадени резултатите за сравнение. Използваната координатна система OXYZ е както следва: 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. 4.2 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 - проекциите на пълната аеродинамична сила по осите на координатната система;
- l, n, m - проекциите на пълния аеродинамичен момент по осите на координатната система;
- $\bar{p}, \bar{q}, \bar{r}$ - 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.

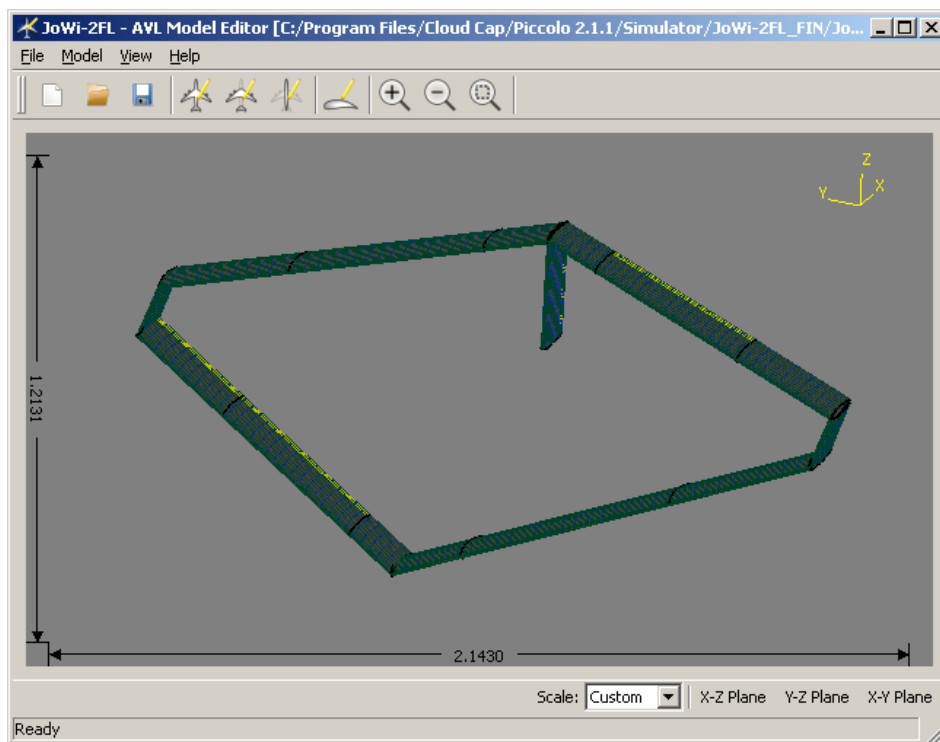
Таблица 3.9

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
$C_{L\delta_{лев}}$	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

$C_{m\delta_{\kappa.\theta.}}$	- 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
$C_{Y\delta_{\kappa.H.}}$	-	- 0,092
$C_{n\delta_{\kappa.H.}}$	0,014	0,012

Анализът на резултатите от табл. 4.2 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.

След като беше показана приемливата достоверност на резултатите от изчисленията с AVL и панелните методи в тази точка ще бъдат разгледани аеродинамичните характеристики на проектирания опитен образец. Аналогично първата стъпка е построяване на модел на самолета в VLA на база определените геометрични параметри.



Фиг. 3.4.3 Модел на опитния образец в VLA

Допълнителните начални данни за аеродинамичните изчисления включват:

- площ на крилото в план – $0,49 \text{ m}^2$;

- характерен линеен размер за обезразмеряване на коефициентите в надлъжното движение (отстъп) – 0,9 *m*;

- характерен линеен размер за обезразмеряване на коефициентите в страничното движение (разпереност) – 1,8 *m*;

- положение на центъра на масите (*x*; *y*; *z*) – (0,46; 0; 0,2) *m*.

Аеродинамичните кормила на опитния образец са сумарно 9 (девет) на брой и са разположени както следва:

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

Аеродинамичните производни по ъгъла на отклонение са изчислени самостоятелно за всяко кормило, а общият ефект от отклонението на няколко кормила, в зависимост от избраната схема на управление, се пресмята чрез суперпозиция.

Таблица 3.10

Ъгъл на атака α , °	-2	0	2	4	6	8	10
Характеристика							
C_D	0,015	0,017	0,021	0,026	0,033	0,042	0,052
C_L	0,046	0,195	0,342	0,489	0,634	0,778	0,920
$C_{L\alpha}$	4,254	4,244	4,223	4,191	4,149	4,097	4,035
$C_{m\alpha}$	-0,368	-0,386	-0,402	-0,414	-0,425	-0,434	-0,442
$C_{Y\beta}$	-0,579	-0,562	-0,545	-0,526	-0,508	-0,488	-0,468
C_{lp}	-0,497	-0,496	-0,495	-0,493	-0,489	-0,485	-0,479
C_{mq}	-1,345	-1,365	-1,383	-1,399	-1,413	-1,426	-1,437
$C_{L\delta_{зад}}$	0,522	0,514	0,506	0,498	0,486	0,474	0,462
$C_{m\delta_{зад}}$	0,164	0,163	0,163	0,162	0,160	0,158	0,156
$C_{l\delta_{ел}}$	-0,048	-0,047	-0,046	-0,045	-0,044	-0,043	-0,041
$C_{L\delta_{к.в.}}$	0,702	0,699	0,695	0,689	0,681	0,671	0,660
$C_{m\delta_{к.в.}}$	-0,351	-0,352	-0,353	-0,352	-0,350	-0,348	-0,345
$C_{l\delta_{елев}}$	-0,068	-0,067	-0,067	-0,066	-0,066	-0,065	-0,064
$C_{L\delta_{елев}}$	0,410	0,408	0,406	0,401	0,396	0,390	0,382
$C_{m\delta_{елев}}$	-0,153	-0,153	-0,153	-0,153	-0,152	-0,150	-0,149
$C_{Y\delta_{к.н.}}$	0,131	0,130	0,129	0,128	0,126	0,124	0,121
$C_{n\delta_{к.н.}}$	-0,044	-0,044	-0,043	-0,043	-0,042	-0,041	-0,040

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.

По-надолу са разгледани две схеми на управление. В първата схема се използват кормилата за височина, елероните и кормилото за направление. Останалите кормила са извън контура на управление. Във втората схема елевоните участват в контура за надлъжно и напречно управление с 50% миксиране. В табл. 4.4 са дадени търсените, за програмиране на автопилота за първата и втората схема на управление. Ясно се вижда, че ефективността на надлъжното и напречното управление чувствително се повишава.

Таблица 3.11

Характеристика	Означение	Схема 1	Схема 2
<i>Elevator Power</i>	$C_{m\delta_{к.в.}}$	-0,355	-0,430
<i>Elevator effectiveness</i>	$\sum C_{L\delta_{к.в.}}$	-4,372	-5,345
<i>Aileron effectiveness</i>	$\overline{p\delta_{ел.}}$	0,098	0,168
<i>Rudder power</i>	$C_{n\delta_{к.н.}}$	0,044	0,044
<i>Rudder effectiveness</i>	$\beta\delta_{к.н.}$	-0,229	-0,229
<i>Sideslip effect</i>	$C_{Y\beta}$	-0,550	-0,550

В таблица 4.5 е представена масова ведомост на основните агрегати на летателния апарат и тяхното разположение спрямо координатна система с начало атакуващия ръб на коренната хорда на предното крило. Оста „x” е насочена назад, оста „y” по дясното полукрило, а оста „z” – нагоре.

Изчислена е центровката на самолета в първо приближение и неговите инерционни моменти по главните оси.

Положението на центъра на масите (ц.м.) по коя да е ос се изчислява по формулите:

$$x_{ц.м.} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}, \quad y_{ц.м.} = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i}, \quad z_{ц.м.} = \frac{\sum m_i z_i}{\sum m_i}, \quad (3.4.4)$$

където: x_i, y_i, z_i – координати на ц.м. на съответния агрегат;

m_i – маса на съответния агрегат.

Хардуерна и софтуерна симулации

Структура на симулационната среда

Симулационната среда на Piccolo II позволява провеждането на два типа симулации: **софтуерна симулация** (Software-in-Loop Simulation – SiL) и **хардуерна симулация** (Hardware-in-Loop Simulation – HiL). Симулацията на полета дава възможност законите за управление на самолета и функционалността на мисията, да бъдат изпитвани, без да се рискуват летателния апарат в реален тестов полет. Симулационната среда осигурява идеален инструмент за обучение, който може да бъде използван в лабораторни условия. Въпреки, че симулацията не може да замени реалните полетни изпитвания, измеримо намалява вероятността от провал чрез откриване на грешки и пропуски, преди летателният апарат и системите му да са подложени на риск.

Конфигурацията HiL използва наземната станция, както и автопилота - Piccolo в контура на симулацията. Конфигурацията SiL предоставя същата функционалност като HiL, но без участието на автопилота и наземната станция. В SiL-конфигурация, компютърни приложения заемат мястото на наземната станция и автопилота.

По време на HiL-симулация командният център на Piccolo (Piccolo Command Center - PCC) изпраща потребителски команди на наземната станция, които след това се изпращат на Piccolo автопилот. Симулаторът чете положенията на кормилните машини от Piccolo, прилага ги в модела на динамиката на полета на самолета, изчислява нови данни на сензорите и ги изпраща обратно към Piccolo. Piccolo подава телеметрични данни към наземната станция, които след това се изпращат на PCC. Географските координати и пространственото положение, се изпращат до FlightGear за визуализация.

Симулаторът, от състава на развойния комплект на Piccolo, позволява моделиране на динамиката на полета на летателния апарат в реален мащаб на времето. Общият симулационен модел на летателния апарат се състои от следните основни частни модели: аеродинамичен, инерционен, силова установка, система за излитане и кацане и др.

За изчисляване на аеродинамичните характеристики са използвани програмните продукти на Марк Дрела XFOIL и AVL. Като резултат се определят необходимите за симулатора аеродинамични коефициенти и производни (табл. 4.3). Инерционният модел включва задаване на масите на летателния апарат (излетна маса, маса празен, маса на горивото и др.) и масови инерционни моменти по главните оси.

Моделът на силовата установка се състои от модел на двигателя, в зависимост от неговия тип (бутален, електрически или реактивен) и модел на движителя (витло, вентилатор, тунелен вентилатор). Моделът на двигателя определя енергетичните и честотни характеристики.

Моделът на движителя се задава чрез основните геометрични и инерционни характеристики, и чрез таблично дефинирана зависимост на коефициента на тягата и мощността от коефициента на скоростта.

За разглеждания опитен образец е съставен модел на избрания двигател *Schübeler DS77 DIA HST*.

Характеристиките на тунелния вентилатор са зададени чрез зависимостта на коефициента на тягата – C_T и коефициента на мощността - C_P от коефициента на скоростта – λ . Тези характеристики са получени експериментално.

Prop: Ductfan DS-94HST

RPM 28000

Таблица 3.13

λ	C_P	C_T
0.0000	2.0893	1.7855
0.1019	1.9215	1.6300
0.1984	1.7712	1.4883
0.2899	1.6362	1.3590
0.3766	1.5145	1.2408
0.4591	1.4046	1.1325
0.5376	1.3051	1.0331
0.6124	1.2148	0.9417

0.6838	1.1326	0.8575
0.7519	1.0577	0.7799
0.8170	0.9893	0.7083
0.8793	0.9266	0.6420
0.9390	0.8691	0.5806
0.9962	0.8162	0.5237
1.0511	0.7676	0.4709
1.1038	0.7228	0.4219
1.1544	0.6813	0.3762
1.2031	0.6430	0.3338
1.2500	0.6075	0.2942
1.2952	0.5746	0.2572
1.3387	0.5440	0.2228

В модела на колесника се задават най-вече координатите на контактните точки на летателния апарат и земната повърхност. Освен това при стартиране от стартова установка (направляващи, катапулт и др.) се дефинира наклон и дължина на направляващите, импулс на тягата за стартиране и др.

Създаденият модел на летателен апарат се зарежда в симулатора на Piccolo чрез концептуално подготвен текстов файл, след което е необходимо да се настроят характеристиките на летателния апарат в контролера на автопилота. Тази функция се изпълнява от командния център (PCC).

Piccolo II формира сигнали за изменение на височината, наклона, посоката и тягата. Тези сигнали могат да се предадат директно на изпълнителните механизми на кормилата, определени за изпълнение на тези функции, но може да се извърши и миксиране на сигналите за комбинирано действие на кормилата.

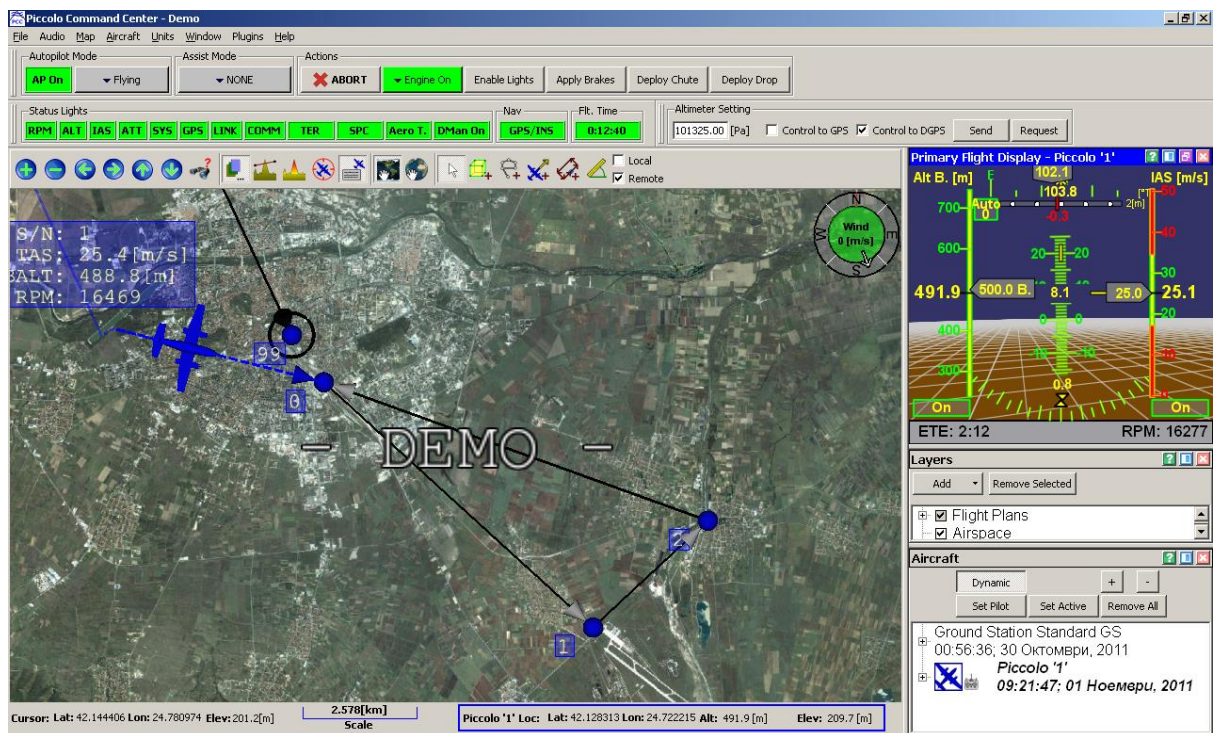
БЛА със съчленено крило ще бъде много по-маневрен от еквивалентни БЛА с други аеродинамични схеми поради по-малките инерционни моменти и по-голямата площ при комбинация на кормилата.

На фигурата е показана схема на разположение на координатните системи на ЛА и автопилота. Осите им задължително трябва да са паралелни, а разликите в координатите на центровете на координатните системи се задават при програмиране на автопилота.

В литературата е описана детайлно процедурата на задаване на параметрите на интегрираната система за управление на полета и следващо настройване на коефициентите на съгласуване (тунигване) за получаване на желаните характеристики. Това е особено полезна възможност, защото позволява на оператора при хардуерната симулация в ръчен режим да настрои окончателно управлението на БЛА.

След като е създаден адекватен симулационен модел на летателния апарат в командния център (PCC) съвместно със симулатора могат да се разгледат различни полетни задания и мисии. Мисиите в командния център се задават чрез полетен план и навигационни точки. На фигурата по-долу е представен типичен полетен план, състоящ се от три навигационни точки, зададени в пространството. Полетният план е в района на гр. Пловдив и летище Пловдив.

Веднъж зададен полетният план е основният навигационен маршрут, който летателният апарат ще изпълнява. Във всеки един момент могат да бъдат редактирани параметрите на навигационната точка чрез диалогов прозорец.



Фиг. 3.4.15 Полетен план

Визуализацията на полета при различни изгледи (поглед от кабината, поглед от земята и т.н.) се осъществява в симулатора с отворен код FlightGear. Същият може да е инсталиран на един компютър, заедно с РСС или на отдалечен компютър в локална мрежа.

За определяне вида на преходните процеси при смущаващи и управляващи въздействия е решена системата диференциални уравнения (5) по метода Рунге-Кута от чвърти ред. Влизашите в уравненията аеродинамични характеристики са определени по метода на дискретните вихри, а геометричните и масовите характеристика са определени с помощта на тримерния модел на летателния апарат [172]. Техните стойности са:

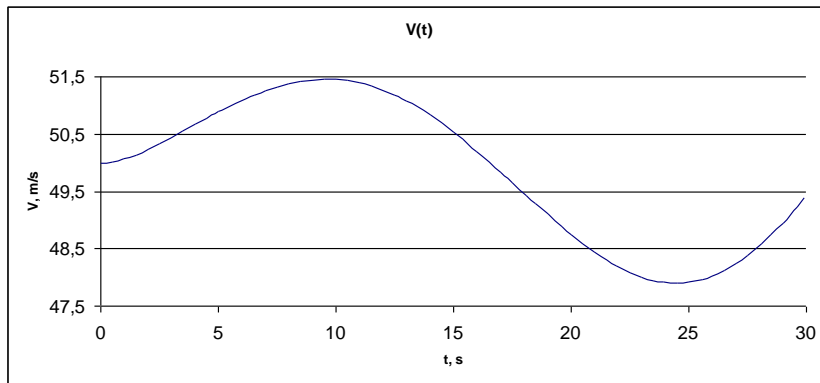
$$C_{D01}=0.01; C_{D02}=0.01; A_1=0.056; A_2=0.065; C_{L\alpha_1}^A = 5,67; C_{L\alpha_1}^A = 3,15; \varepsilon^\alpha=0.36$$

$$k_v=0.9; n_{ev1}=0.31; n_{ev2}=0.31; m=0.688 \text{ kg}; I_z=0.0113 \text{ kgm}^2; S_1=0.02234 \text{ m}^2$$

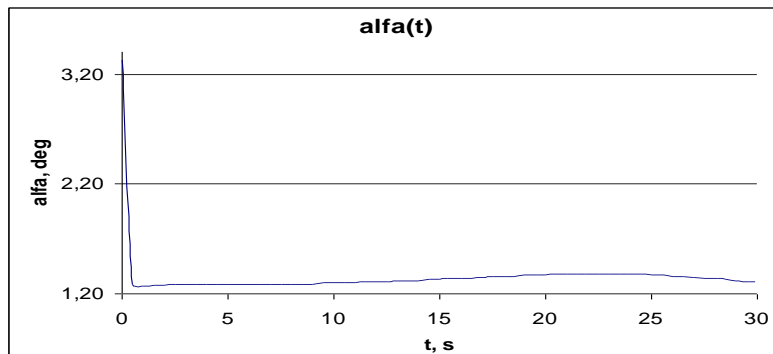
$$S_2=0.02234 \text{ m}^2; x_{F1}=-0.07695 \text{ m}; x_{F2}=0.18254 \text{ m}; x_{ev1}=-0.00782 \text{ m}; x_{ev2}=0.11342 \text{ m}$$

$$\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$$

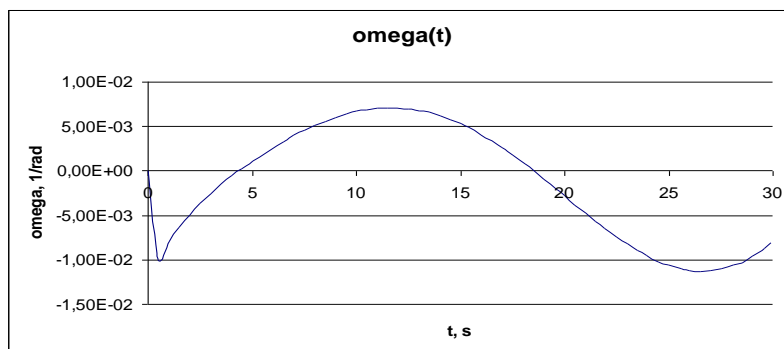
Преходни процеси при промяна на ъгъла на атака с 2° Началните стойности на кинематичните параметри и ъглите на отклонение на елевоните са $V=50 \text{ m/s}$, $\alpha=3.33^\circ$, $v=1.33^\circ$, $\delta_1=0.505^\circ$, $\delta_2=-1.01^\circ$.



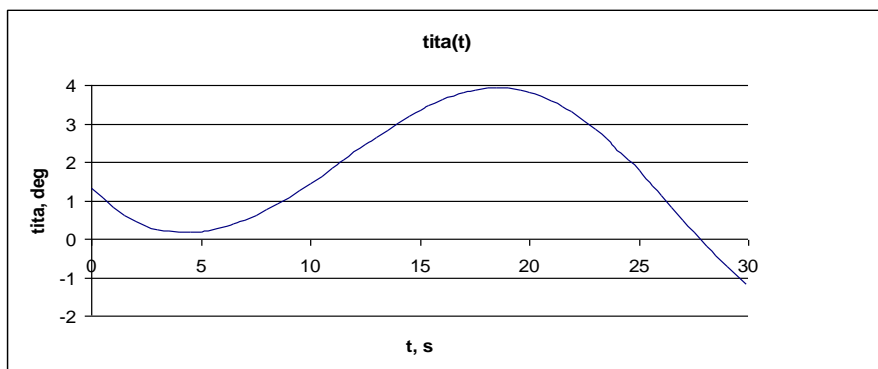
Фиг. 3.4.18 Изменение на скоростта във функция от времето.



Фиг. 3.4.19 Изменение на ъгъла на атака във функция от времето.



Фиг. 3.4.20 Изменение на ъгловата скорост във функция от времето.

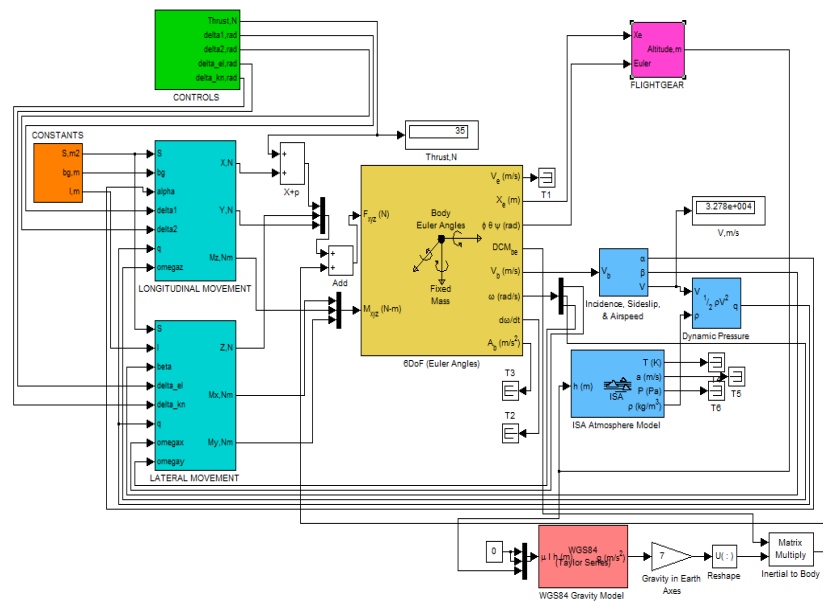


Фиг. 3.4.21 Изменение на ъгъла на тангаж във функция от времето.

Балансировъчните отклонения на описаните аеродинамични кормила, необходими за надлъжно балансиране на самолета със съчленено крило могат да се получат, като в уравненията се положи:

$$\frac{dV}{dt} = 0; \frac{d\theta}{dt} = q = 0; \frac{d\alpha}{dt} = 0.$$

След направените приемания, задачата се свежда до решаване на система от две уравнения, където неизвестни са отклоненията на аеродинамичните кормила δ_1 (предно крило) и δ_2 (задно крило), а условията са нулев надлъжен момент на самолета, при осигуряване на потребните за хоризонтален полет коефициент на подъемна сила и теглителна сила (тяга) на двигателя. Може да направи извода, че описаният летателен апарат със съчленено крило може да се балансира при една и съща скорост на полета при различни ъгли на атака при съответните отклонения на кормилата.

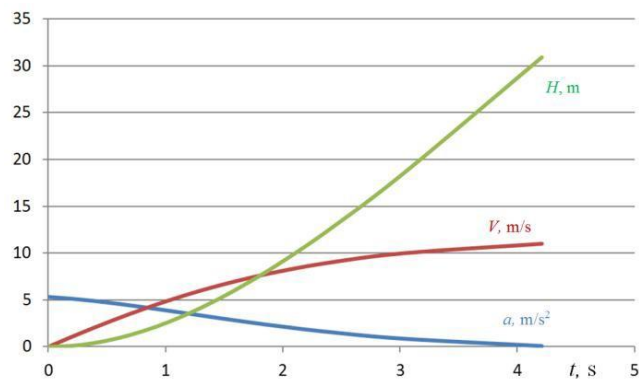


Фиг. 3.4.35 Схема на симулационен модел на SimuLink

В таблица 3 са дадени показани значенията на вертикалните ускорение, скорост и на височната при вертикално излитане на E VTOL БЛА СК. На фиг. 3.4.36 тези данни са представени графично.

Таблица 3.14

t, s	$a, m/s^2$	$V, m/s$	H, m
0.00	5.33	0.00	0.00
0.19	5.14	1.00	0.09
0.38	4.90	2.00	0.39
0.59	4.61	3.00	0.90
0.80	4.25	4.00	1.66
1.04	3.83	5.00	2.71
1.30	3.35	6.00	4.15
1.60	2.82	7.00	6.09
1.95	2.22	8.00	8.75
2.40	1.57	9.00	12.58
3.04	0.86	10.00	18.63
4.21	0.08	11.00	30.90

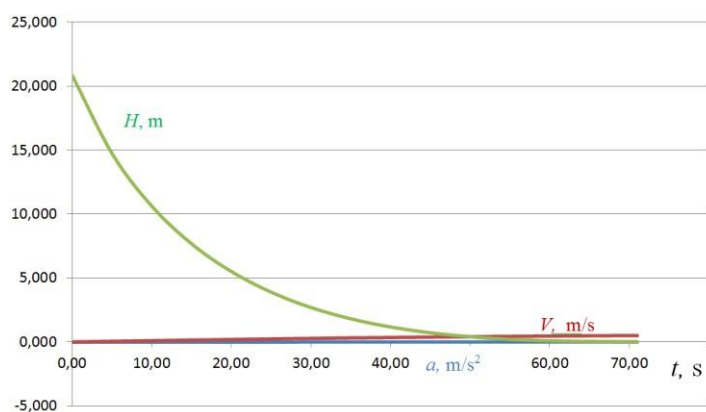


Фиг. 3.4.36 Изменение на вертикалните ускорение, скорост и на височината при вертикално излитане на E VTOL БЛА СК

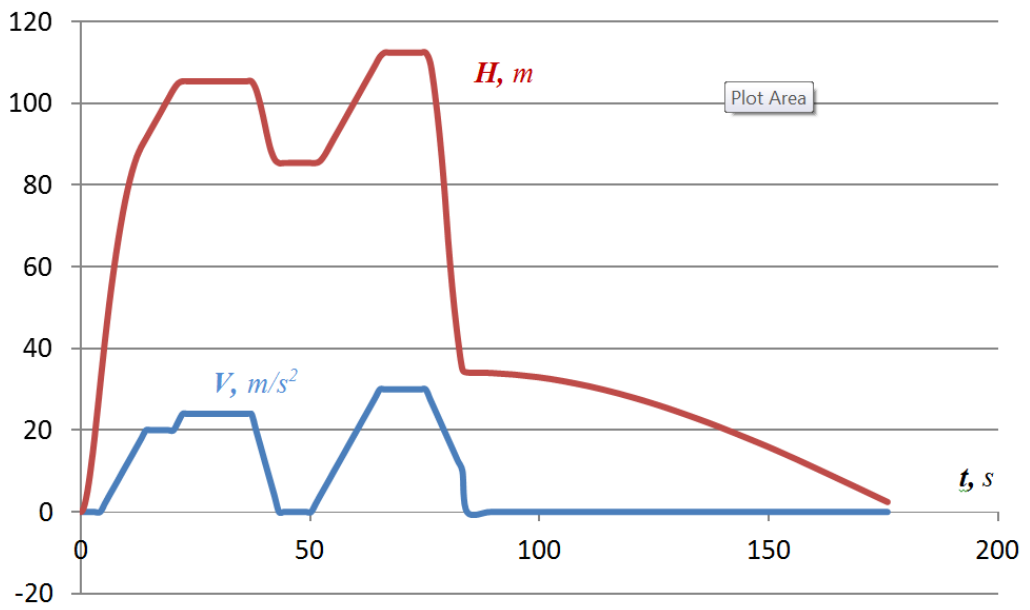
В таблица 3 са дадени показани значенията на вертикалните ускорение, скорост и на височната при вертикално излитане на E VTOL БЛА СК. На фиг. 3.4.36 тези данни са представени графично.

Таблица 3.15

t, s	$a, m/s^2$	$V, m/s$	H, m
0.00	-0.010	0.00	20.85
5.10	-0.010	0.05	14.64
10.23	-0.010	0.10	10.46
15.49	-0.009	0.15	7.43
20.96	-0.009	0.20	5.16
26.75	-0.008	0.25	3.43
33.03	-0.007	0.30	2.13
40.02	-0.006	0.35	1.17
48.10	-0.005	0.40	0.51
57.94	-0.004	0.45	0.13
71.02	-0.002	0.50	0.00



Фиг. 3.4.37 Изменение на вертикалните ускорение, скорост и на височината при вертикално кацане на E VTOL БЛА СК

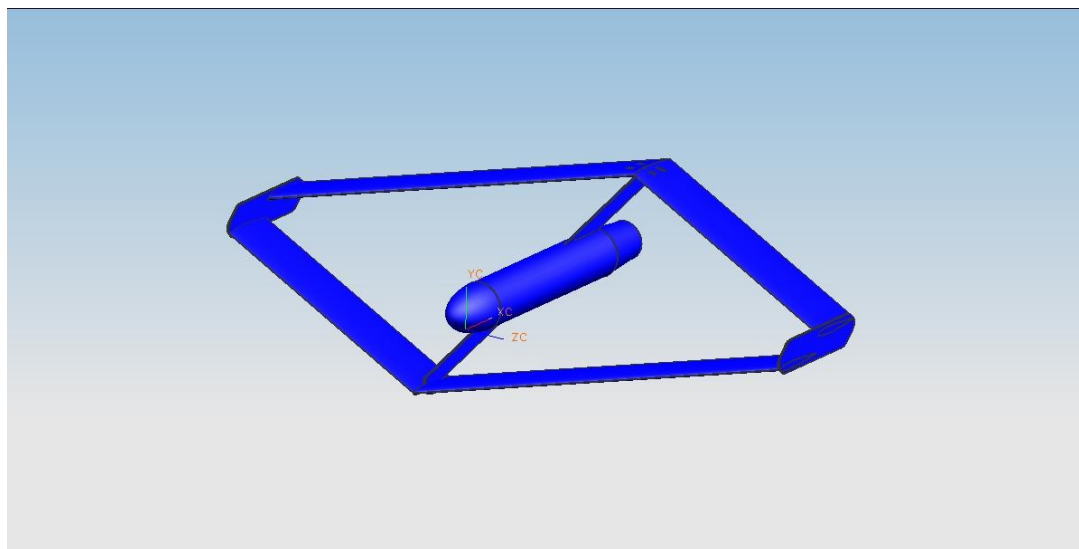


Фиг. 3.4.38 Изменение на скоростта и височината при изпълнение на мисия с E VTOL БЛА СК

3.5. ИЗПИТВАНИЯ В АЕРОДИНАМИЧНА ТРЪБА

С цел независимост и обективност на изследването в лабораторната база на катедра „Транспортна и авиационна техника и технологии“ при ТУ-София, филиал Пловдив са проведени аеродинамични експерименти с модели на съчленено крило [16, 36, 55, 56, 58]. Наличните експериментални данни се използват за база за сравнение и анализ на достоверността на числените резултати.

Построен е тримерен геометричен компютърен модел на съчленено крило, показан на фигурата. Наименованието на модела е МСК-2.



Фиг 3.5.2 Тримерен модел на МСК-2

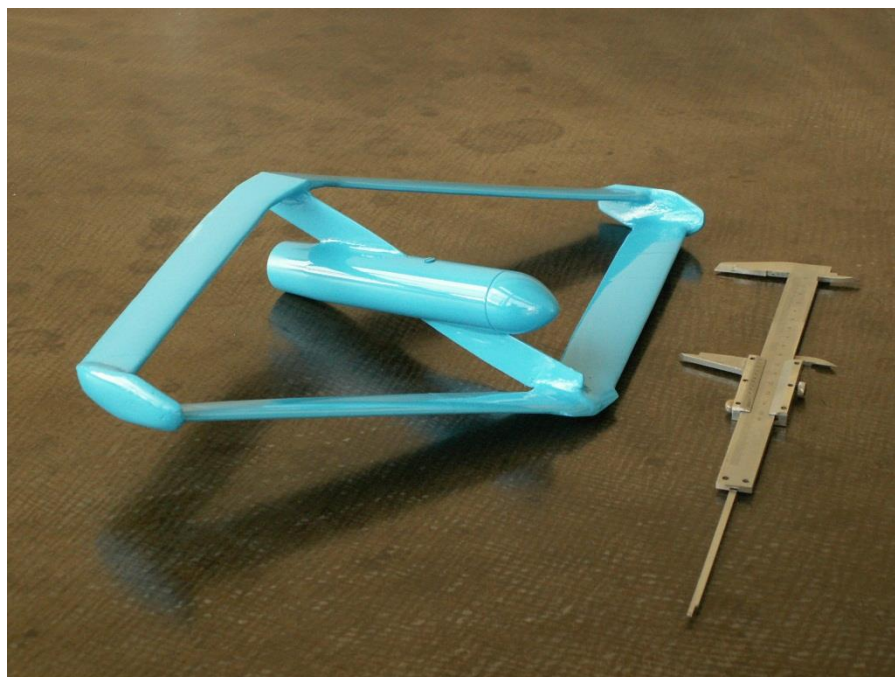
С цел сравнение и апробация на теоретично изчислените резултати, създаденият модел отговаря на някои специфични изисквания и опростявания. Предното и задното крило имат еднаква разпереност и площ в план, те се свързват в равнината на крайните си хорди чрез вертикални стойки. Профилите на предното и задното крило са еднакви за всички сечения (NACA 0015) и са без геометрично усукване. Размерите на тялото са минимизирани с цел да се намали влиянието му върху характеристиките на крилото. От своя страна крилото е закрепено към тялото с помощта на надлъжна шина. Проектираният модел е предназначен за определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило в равнината му на симетрия.

Таблица 3.15

Наименование	Означение	Стойност	Дименсия
Площ на крилото в план	S	0,033	m^2
Разпереност	l	0,400	m
Еквивалентно удължение	$\lambda_{екв}$	5	-
Отношение на разпереностите	$B = \frac{l_{зад}}{l_{пр}}$	1	-
Отношение на площите	$\bar{S} = \frac{S_{зад}}{S_{пр}}$	1	-
Ъгъл на стреловидност	$\chi = \chi_{пр} = -\chi_{зад}$	25	deg
Стеснение	$\eta = \eta_{пр} = \eta_{зад}$	1	-
Ъгъл на V-образност	$\psi = \psi_{пр} = -\psi_{зад}$	10	deg
Хорда на крилото	$b = b_{пр} = b_{зад}$	0,037	m

Диаметър на мидела на тялото	D_M	0,030	<i>m</i>
Дължина на тялото	L_T	0,185	<i>m</i>

На фигурата е дадена снимка на изработения модел за изпитване в АДТ.



Фиг. 3.5.3 МСК-2



Фиг. 3.5.4 Изпитване на МСК-2 в АДТ

При експеримента се изменя ъгъла на атака при фиксирани стойности на ъгъла на плъзгане и скоростта на течението в РЧ, както следва:

- диапазон на изменение на ъгъла на атака: $\alpha = \text{минус } 10^\circ \text{ до } 18^\circ$;
- стъпка на изменение на ъгъла на атака: $\Delta\alpha = 2^\circ$;

- ъгъл на плъзгане: $\beta = 0$;

- скорост на течението в РЧ: $V_{PЧ} = 20_{-0}^{+5} m/s$

На всяка позиция на измерване се регистрират усилените и преобразувани в цифров вид напрежения от тензовезната, на които съответстват еднозначни стойности на силите и моментите, действащи на модела. Ето защо те (силите и моментите) ще бъдат разглеждани като измервани величини, чиято точност е гарантирана от точността на канала за измерване на УЛИАК-1. Аеродинамичните сили и моменти се измерват в координатната система на везната и се означават с индекс „В”:

- надлъжна сила: $X_B, [N]$;
- нормална сила: $Y_B, [N]$;
- надлъжен момент: $M_{z,B}, [N.m]$.

В допълнение се измерва и регистрира положението на модела - ъглите $\alpha_{изм}$ и $\beta_{изм}$, и скоростта в РЧ - $V_{PЧ,изм}$, които е възможно да се различават от зададените.

Условията, при които е проведен експериментът са както следва:

- атмосферно налягане $p_{атм} = 98925 Pa$;
- температура на околната среда $t_{атм} = 15^\circ, T_{атм} = 288K$;
- плътност на въздуха - $\rho_{атм} = \frac{p_{атм}}{RT_{атм}} = \frac{98925}{287.288} = 1,1968 \frac{kg}{m^3}$, изчислена по

закона на Клапейрон-Менделеев, където R е универсална газова константа;

- кинематичен вискозитет на въздуха - $\nu = 1,44 \times 10^{-5} \frac{m^2}{s}$, таблично

определен.

След като са изчислени стойностите на челното съпротивление, подемната сила и надлъжния момент при различни ъгли на атака трябва да се изчислят съответните им аеродинамични коефициенти, първо в координатната система на везната и след това да се приведат към свързана координатна система с начало, поместено в носа на коренния профил на предното крило (коефициентите без индекс „В”). За обезразмеряване на силите е използван скоростният напор $q_{PЧ}$ и площта на модела в план $S_{ОИ}$. За обезразмеряване на надлъжния момент освен $q_{PЧ}$ и $S_{ОИ}$ е използван линеен размер, приблизително равен на средната геометрична хорда на модела – $0,08m$. За привеждане на коефициента на надлъжния момент разстоянията са $(y_0 - y_T) \approx 0$ и $(x_0 - x_T) = 0,2071m$.

Съответно, за полетно положение на модела, ъгълът на атака при нулева подемна сила е $\alpha_{0полет} = 1,6^\circ$, а за гръбно - $\alpha_{0гръб} = -1^\circ$. За средния ъгъл на скоса на течението в РЧ се получава:

$$\alpha_{ск} = \frac{\alpha_{0полет} - \alpha_{0гръб}}{2} = \frac{1,6 - (-1)}{2} = 1,3^\circ$$

За да коригираме аеродинамичните коефициенти от таблица 4.6 трябва да приложим ф-ли (4.8), но ако приемем, че $\sin \alpha_{ск} \approx 0$, а $\cos \alpha_{ск} \approx 1$, то ще се измени истинския ъгъл на атака със стойност $(-\alpha_{ск})$: $\alpha_{ист} = \alpha_{изм} - \alpha_{ск}$.

Така получената стойност трябва допълнително да се коригира като се елиминира ъгловата деформация на тензовезната като се изчисли ъгълът $\Delta\alpha_{деф}$.

Окончателно за ъгъла на атака получаваме:

$$\alpha = \alpha_{ист} + \Delta\alpha_{деф}$$

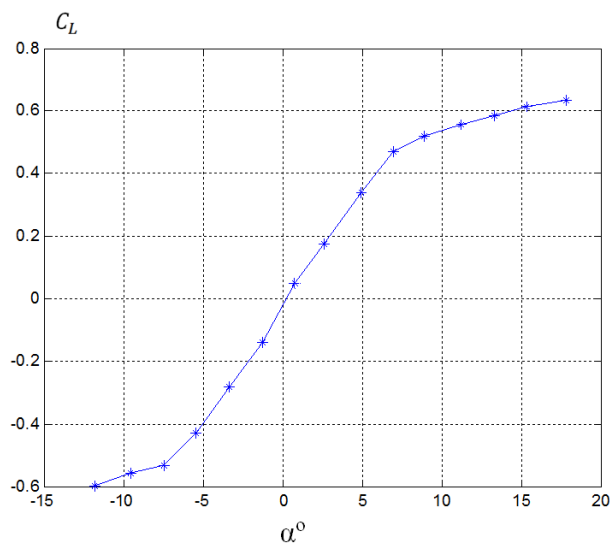
Числото на Рейнолдс можем да изчислим, ако използваме осреднена стойност на скоростта на течението в РЧ за всички позиции, която ако по стойностите в таблица 4.5 е $V_{РЧ,ср} \approx 23m/s$. За характерен линеен размер се препоръчва [69] да се използва хордата на предното или задното крило, в конкретния случай $b = b_{пр} = b_{зад} = 0,037m$. Тогава за измереното число на Рейнолдс се получава:

$$Re_{изм} = \frac{V_{РЧ,ср} \cdot b}{\nu} = \frac{23 \cdot 0,037}{1,44 \times 10^{-5}} = 60694.$$

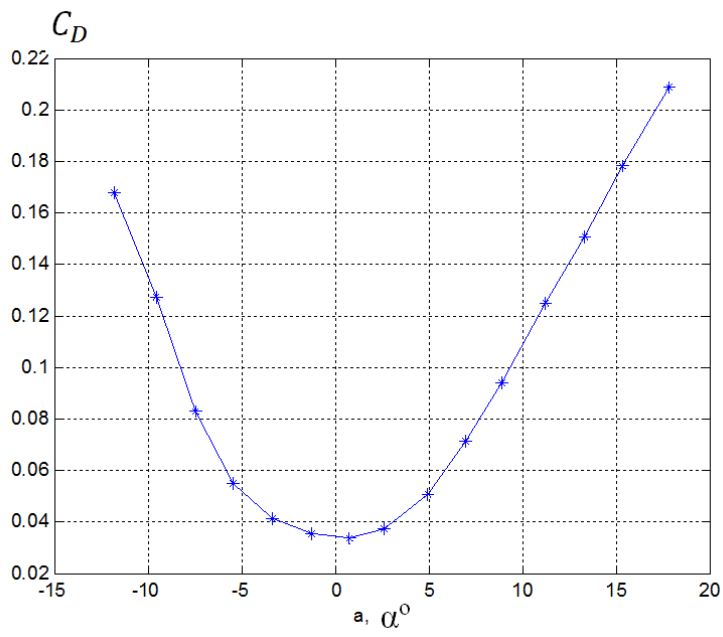
Ако въведем поправката от степента на турбулентност, ще получим ефективното число на Рейнолдс, което следва да се използва при сравнение на получените резултати:

$$Re_{эф} = Re_{изм} \cdot TF = 60694,214 = 129886.$$

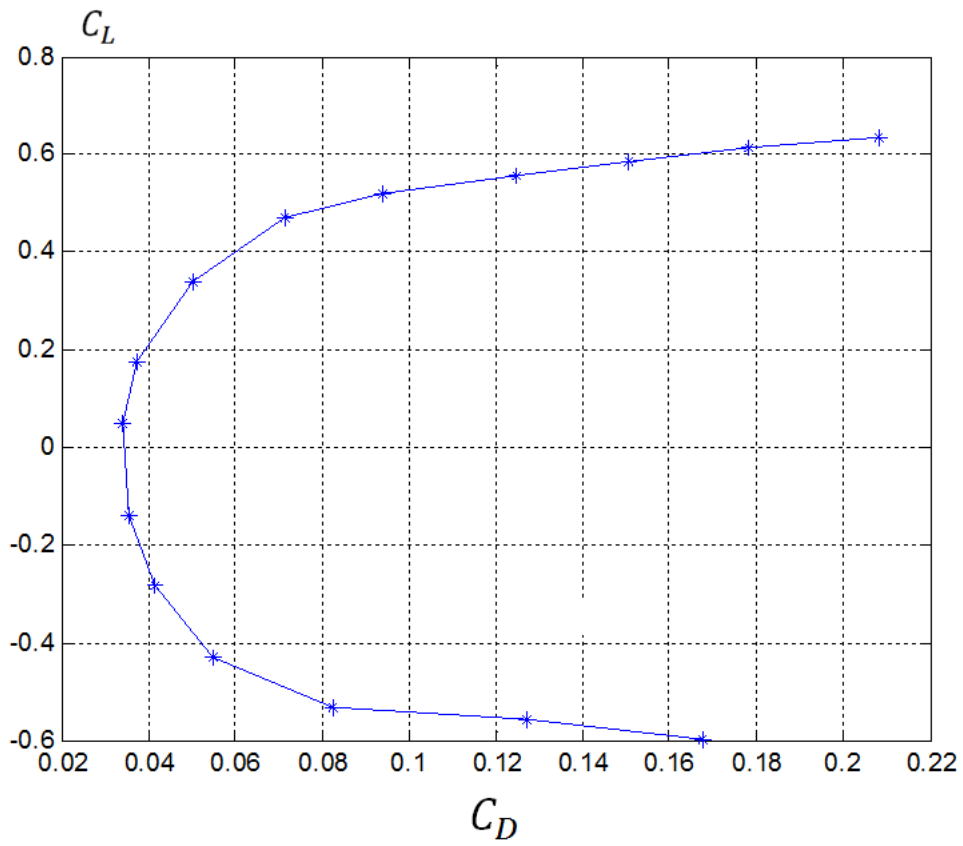
На фигурите по-долу са представени графично експериментално определените аеродинамични характеристики на модел на съчленено крило МСК-2 в АК УЛАК -1.



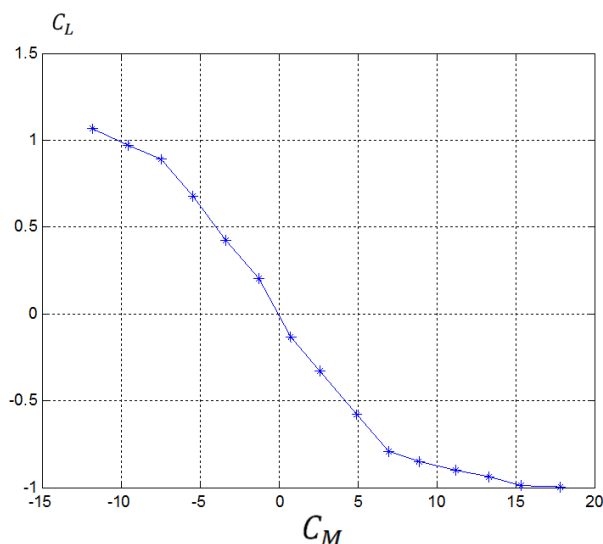
Фиг. 3.5.5 Зависимост $C_L = C_L(\alpha)$



Фиг. 3.5.6 Зависимост $C_D = C_D(\alpha)$



Фиг. 3.5.7 Поляра на крилото



Фиг. 3.5.8 Зависимост $C_M = C_M(\alpha)$

Въз основа на експерименталните графични зависимости за аеродинамичните коефициенти на модел МСК-2 могат да се пресметнат характеристиките на крилото от интерес за настоящото изследване и да се сравнят с числено получените.

Носещата способност на крилото се характеризира с производната $C_{L\alpha}$, а максималната носеща способност с коефициента C_{Lmax} .

За модела МСК-2 е пресметната производната $C_{L\alpha}$ по средния наклон на линейния участък.

$$C_{L\alpha} = \frac{0,4687 - (-0,4283)}{6,99^\circ - (-5,47^\circ)} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = 4,12.$$

Стойността на $C_{L\alpha}$ за изолираното крило, без влиянието на тялото е определена чрез големината на производната на коефициента на подъемна сила по ъгъла на атака на тялото $C_{L\alpha_T}$. Характеристиките на тялото на модела са изчислени по два начина – чрез CFD и аналитично.

Чрез CFD анализ производната $C_{L\alpha_T}$ е пресметната като са изчислени два случая на обтичане - при $\alpha = 0$ и 5° :

$$C_{L\alpha_T} = \frac{0,26 - 0}{5^\circ - 0} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = 2,98.$$

При увеличаване на ъгъла на атака в положителна и отрицателна посока (заради симетричните профили) след $\alpha \approx 7^\circ$ наклонът на кривата (производната $C_{L\alpha}$) чувствително намалява. При този ъгъл на атака задното крило застава в зона от силно скосено течение от страна на предното крило. Това влияние води до намаляване на подъемната сила на задното крило и на съчлененото крило като цяло. От полярата може да се забележи, че това явление е съпроводено и с увеличаване на коефициента на челно съпротивление (полярата „поляга”). Намалената подъемна сила на задното крило е съпроводена и от появата на допълнителен кабриращ момент. При достигане на $\alpha = 15^\circ$ наклонът на кривата $C_L = C_L(\alpha)$ постепенно намалява, като не се наблюдава характерната крива на откъсване на течението. Това се дължи от една страна на стреловидността на крилото, а от друга на характерно за съчлененото крило явление. При увеличаване на ъгъла на атака задното крило работи в зона със скосено течение, т.е. намален ъгъл на атака, спрямо предното крило. При достигане на критичните ъгли на атака, когато течението започва да се откъсва частично от предното крило, задното

все още е под критичните си ъгли и поддържа наклона на кривата. Ето защо за съчлененото крило е характерно известни „затягане“ при големите ъгли на атака (над 15 градуса). За разглеждания модел МСК-2 максималният коефициент на подъемна сила $C_{L_{max}} \approx 0,7$. Максималната носеща способност може да се увеличи като се използват дебели, изкорубени профили и се разположи мощна механизация по атакуващия и изходящия ръб на предното и задното крило.

Коригираната величина на коефициента C_{D_0} за изолираното съчленено крило е:

$$C_{D_0} = 0,028.$$

При малките ъгли на атака полярата на модела може да се апроксимира с уравнението:

$$C_{D_0} = C_{D_0} + D \cdot C_L^2 = 0,028 + 0,09 \cdot C_L^2.$$

От полярата се вижда, че при коефициенти на подъемна приблизително над $C_L^2 > 0,6$, което съответства на $\alpha \approx 7^\circ$ наклонът на полярата намалява, което се характеризира с повишаване на коефициента на челно съпротивление. Споменатото вече явление се характеризира с взаимната интерференция и по конкретно попадането на задното крило в смутената от предното крило зона. Също така при увеличаване на подъемната сила и натоварването на крилото, в краищата му нараства разреждането, а в зоната на съчленяване възниква т.н. дифузорен ефект.

Зависимостта на надлъжния момент от ъгъла на атака се характеризира с производната C_{M_α} и коефициента C_{M_0} . За МСК-2, при който крилото е съставено от симетрични профили $C_{M_0} \approx 0$. Производната $C_{M_\alpha} \approx \frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha}$ може да се пресметне по средния наклон на линейния участък на кривата $M = M(\alpha)$.

$$C_{M_\alpha} = \frac{0,6805 - (-0,7927)}{-5,47^\circ - (-6,99^\circ)} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = -6,77.$$

Фокусът на съчлененото крило, отчитан от носа на крилото ще се намери чрез формулата за фокуса

$$\bar{x}_F = \frac{-6,77}{4,06} = -1,67.$$

Абсолютната стойност на положението на фокуса спрямо носа на крилото ще бъде $x_F = \bar{x}_F \cdot b = -1,67 \cdot 0,08 = 0,134m$, където $b = 0,08m$ е характерен линеен размер, приблизително равен на средната геометрична хорда на крилото.

Известните експериментални данни, ще се използват за база за сравнение и анализ на достоверността на получените резултати. Сравняват се резултатите от аеродинамичния експеримент за МСК-2 и модела на Корнел.

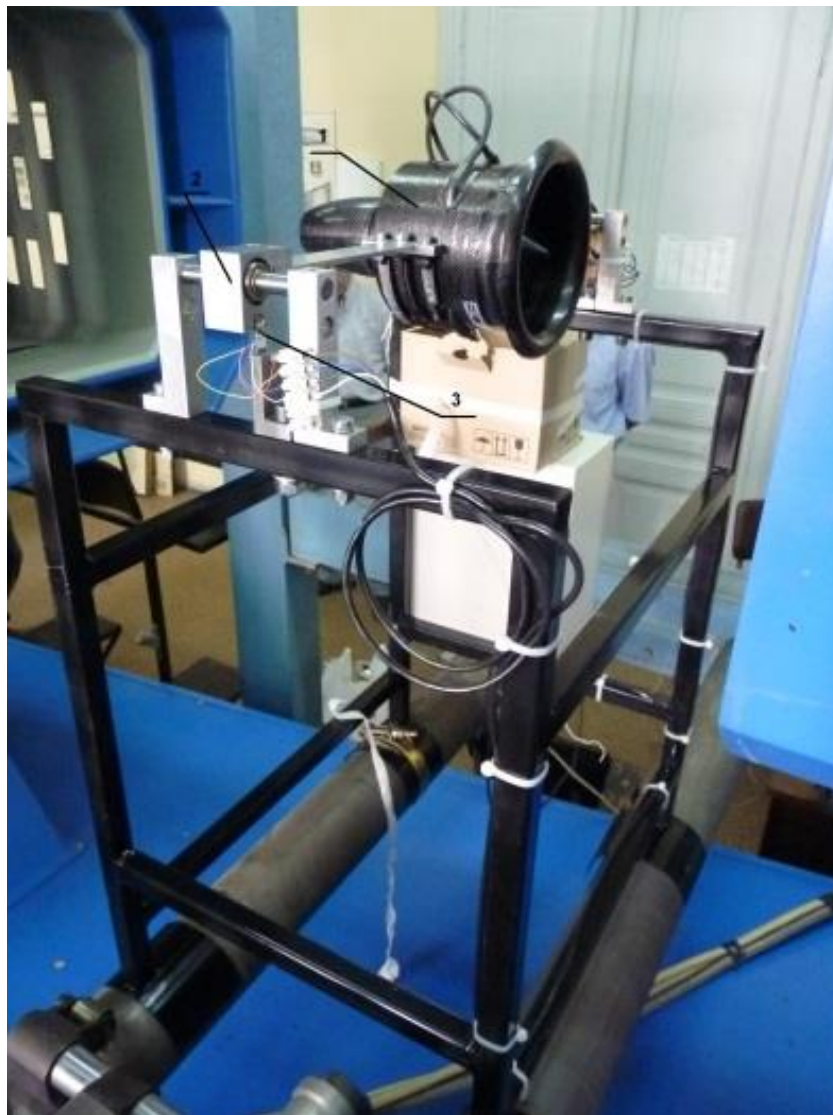
За геометричните характеристики на МСК-2 са пресметнати числено аеродинамичните характеристики.

За двигател беше избран вентилатор в дюза (тунелен вентилатор) с електродвигател, модел DS-77-DIA HST, защото при него може да се осъществи лесно управление на вектора на тягата, което е необходимо за реализиране на крайната цел на концепцията. Двигателят се захранва с литиево-полимерни батерии HDHE с общо напрежение 51,4 V и капацитет 7,8 Ah.



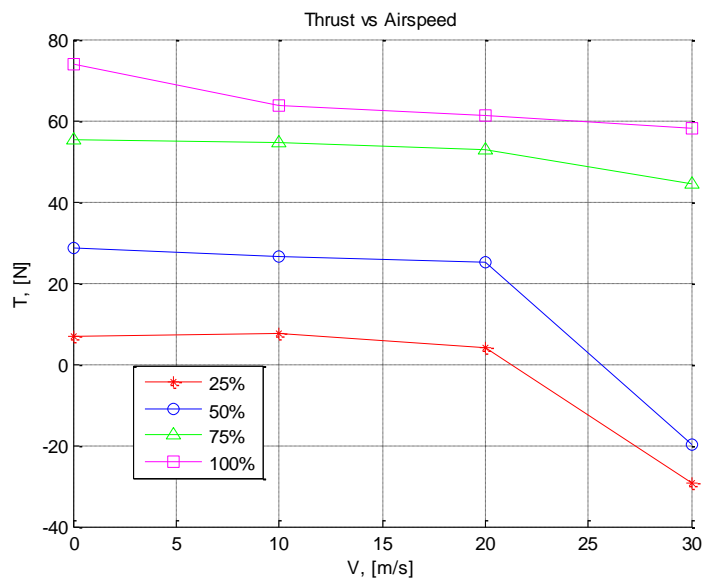
Фиг. 3.5.10 Снимка на избрания двигател DS-77-DIA HST.

Таблица 3.14

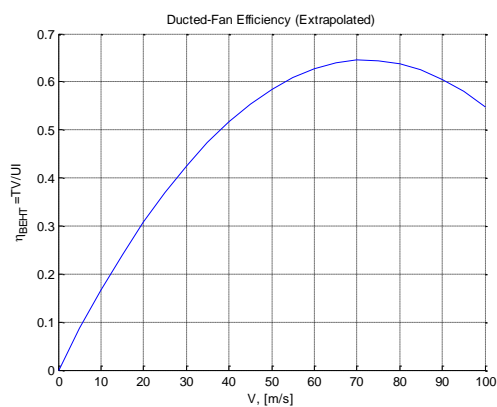


Фиг. 3.5.9 Стенд за измерване на тяга на EDF в АДТ

Оригиналната методика за определяне на тягата на EDF в АДТ е дадена в [52, 54]



Фиг. 3.5.13 Изменение на нетната тяга T , [N] при промяна на скоростта на течението V , [m/s] и съответно за $\alpha_{pyd} = 25\%$, 50% , 75% и 100% .



Фиг. 3.5.14 Изменение на к.п.д. на EDF в зависимост от скоростта на течението V , [m/s].

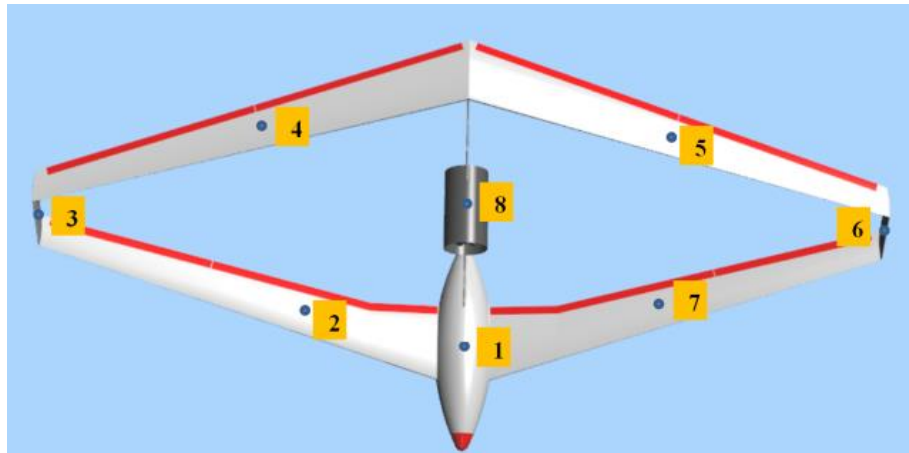
За спомагателни двигатели бяха избрани вентилатори в дюза с външен диаметър 70 mm и тяга 17 N.



Фиг. 3.5.15 Управляващ двигател

3.6. ОПРЕДЕЛЯНЕ НА ИНЕРЦИОННИТЕ МОМЕНТИ

На фиг. 3.6.1 е показано разделяне на БЛА на елементи за аналитично изчисляване на инерционните моменти на етапа на концептуалното проектиране, а в табл. са дадени резултатите от пресмятането на инерционните моменти на елементите и на конкретен вариант на БЛА,



Фиг 3.6.1. Елементи на БЛА СК

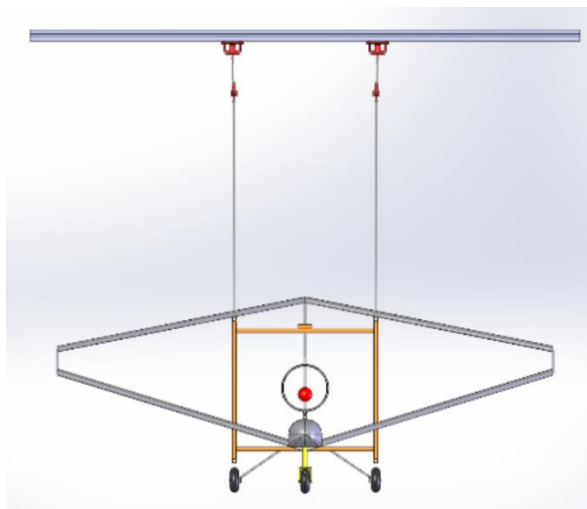
Таблица 3.17

No.	X	Y	Z	r_{xx}	r_{yy}	r_{zz}	m	$m.r_{xx}^2$	$m.r_{yy}^2$	$m.r_{zz}^2$
	m	m	m	m	m	m	kg	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²
1	0,106	0	0,142	0,142	0,1772	0,106	3,712	0,07485	0,11656	0,04171
2	0,102	0,443	0,078	0,44981	0,12841	0,45459	0,41	0,08296	0,00676	0,08473
3	-0,08	0,9	-0,29	0,94557	0,30083	0,90355	0,032	0,02861	0,0029	0,02612
4	-0,702	0,443	-0,418	0,60908	0,81702	0,83009	0,41	0,1521	0,27369	0,28251
5	-0,702	-0,443	-0,418	0,60908	0,81702	0,83009	0,41	0,1521	0,27369	0,28251
6	-0,08	-0,9	-0,29	0,94557	0,30083	0,90355	0,032	0,02861	0,0029	0,02612
7	0,102	-0,443	0,078	0,44981	0,12841	0,45459	0,41	0,08296	0,00676	0,08473
8	-0,075	0	-0,065	0,065	0,09925	0,075	1,56	0,00659	0,01537	0,00878
Сума							6,976	0,60877	0,69861	0,83721

No.	I_{elxx}	I_{elyy}	I_{elzz}	$m.r_{xx}^2$	$m.r_{yy}^2$	$m.r_{zz}^2$	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²	kg.m ²
1	0,216	0,24	0,142	0,07485	0,11656	0,04171	0,29085	0,35656	0,18371
2	0,102	0,083	0,078	0,08296	0,00676	0,08473	0,18496	0,08976	0,16273
3	0,08	0,01	0,02	0,02861	0,0029	0,02612	0,10861	0,0129	0,04612
4	0,102	0,083	0,118	0,1521	0,27369	0,28251	0,2541	0,35669	0,40051
5	0,102	0,083	0,118	0,1521	0,27369	0,28251	0,2541	0,35669	0,40051
6	0,08	0,01	0,02	0,02861	0,0029	0,02612	0,10861	0,0129	0,04612
7	0,102	0,083	0,078	0,08296	0,00676	0,08473	0,18496	0,08976	0,16273
8	0,075	0,163	0,065	0,00659	0,01537	0,00878	0,08159	0,17837	0,07378
Инерционни моменти на БЛА							1,46777	1,45361	1,47621

Изчисляването на инерционните моменти се извършваше и с CAD/CAM система за създаването на примерни модели на БЛА СК. Такъв примерен модел е показан на фиг. Получените резултати за инерционните моменти на примерния модел са за $I_{xx}=1,487 \text{ kg.m}^2$, за $I_{yy}=1,476 \text{ kg.m}^2$ и за $I_{zz}=1,492 \text{ kg.m}^2$.

За определяне на инерционните моменти на БЛА беше проектиран, изработен и монтиран в лабораторията за БЛА на Техническия университет-София, филиал Пловдив стенд за измерване на инерционни моменти. Люлката на стенда е специално проектирана за БЛА СК. Използва се принципа на физичното махало, като при необходимост след монтиране на допълнителни шарнири се използва и принципа на торсионното махало.



Фиг 3.6.3. Примерен модел на стенда за измерване на инерционни моменти



Фиг 3.6.4. Измерване на инерционни моменти на БЛА СК на стенда в лабораторията за БЛА

За определяне на инерционните моменти по трите оси на свързаната координатна система са направени на експерименталната установка (физично махало) по три серии измервания на времето за извърване на 50 цикъла на осцилация (по сто преминавания на равновесното положение) и е взето средноаритметичното време. Масата на БЛА със люлката е 7,480 кг., а на люлката 0,504 кг.

Измереният инерционен момент по оста X на люлката е $0,284 \text{ kg.m}^2$. Разстоянието от оста на люлеене до центъра на масата на системата БЛА-люлка е 2,36 m. Средното време за извършване на една осцилация е 3,243 s. Измереният инерционен момент I_{xx} на БЛА СК е $1,496 \text{ kg.m}^2$.

Измереният инерционен момент на люлката по оста Y е $0,396 \text{ kg.m}^2$. Разстоянието от оста на люлеене до центъра на масата на системата БЛА-люлка е 2,36 m. Измереното време за извършване на една осцилация е 3,223 s. Инерционният момент I_{yy} на БЛА е $1,473 \text{ kg.m}^2$.

Измереният инерционен момент на люлката по оста Z е $0,396 \text{ kg.m}^2$. Разстоянието от оста на люлеене до центъра на масата на системата БЛА-люлка е 2,48

m. Измереното времето за извършване на една осцилация е 3,263 s. Инерционен момент I_{zz} на БЛА е 1,486 kg.m².

Максималната разлика между моментите определени от тримерните модели и от стендовите измервания за БЛА СК е 0,62%.

3.7. ПОЛЕТНИ ИЗПИТВАНИЯ

С цел проверка на достоверността на теоретичните изследвания е проектиран, конструиран и изработен летящ модел със съчленено крило, който трябва да послужи като летяща лаборатория за провеждане на летателни изпитвания. Наименованието на разработения летящ модел е JOWI-1, а негова снимка на общия му вид е показана на фиг.1.



Фиг. 3.7.1 Снимка на летящ модел JOWI-1

Тъй като съчлененото крило е нетрадиционна и нова аеродинамична схема със сравнително сложна конструктивно-силова компоновка на силовите елементи, то показаният летящ модел представлява и технологичен демонстратор. С оглед на големия брой неизвестни, при проектирането са спазени редица съображения и препоръки, както от публикуваната литература, така и от настоящото изследване. Следователно избраните проектни параметри на JOWI-1 са рационални. Аеродинамичните характеристики на летящия модел са изчислени по представените в дисертационния труд метод, методика и аеродинамичен числен модел. Някои негови летателно-технически характеристики, показани по-долу са определени чрез летателни изпитвания.

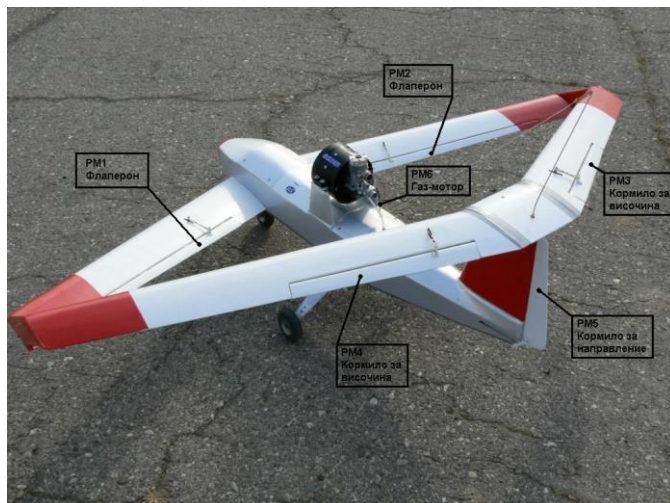
Интерес представлява положението на аеродинамичния фокус на съчлененото крило - x_F . В зависимост от положението на фокуса и запаса по надлъжна статична устойчивост ще се определи местоположението на центъра на масите на летящия модел. Известно е, че ако центровката на летящия модел е прекалено предна, това ще доведе до главотежък самолет, който няма да може да се балансира дори и при пълно отклонение на кормилата за височина. От друга страна прекалено задната центровка ще причини или надлъжна статична неустойчивост на модела, или малък запас от устойчивост. Следователно точното определяне на аеродинамичния фокус и респективно център на масите е критичен момент от проектирането на летящия модел.

Местоположението на фокуса на съчлененото крило на JOWI-1 е $x_F = 0,4633 m$.

Ако приемем степен на надлъжна статична устойчивост $m_z^{c_y} = 0,15$, то центърът на масите на летящия модел трябва да се намира на $x_T = 0,400m$ от носа на крилото.

Летящият модел JOWI се управлява дистанционно с апаратура за радиоуправление. Апаратурата за радиоуправление се състои от наземна част – предавател с пулт за управление Futaba 9сар и бордова част – приемник Futaba9с. Наличните канали за управление са девет на брой. Общият вид на предавателя е показан на фигурата:

На борда на летящия модел се намират шест серво кормилни машини за задвижване на аеродинамичните кормила и ръчката за управление на двигателя. Схемата на разположение на аеродинамичните кормила и серво машините е дадена на фигурата:



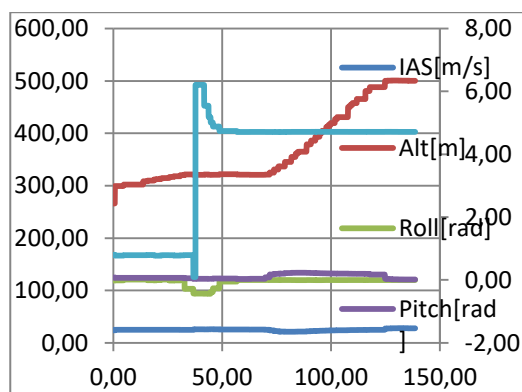
Фиг. 3.7.4 Схема на разположение на кормилните машини и аеродинамичните управляващи плоскости

Избраното разположение на аеродинамичните кормила е: предно крило – флаперони, т.е. елерони, които са смесени със задкрилки. Задкрилките имат три положения на отклонение – прибрано, излитане и кацане; задно крило – кормила за височина; ВОП – кормило за направление.

Проведени са полетни изпитвания и с технологичния демонстратор JoWi 2. При тези тестове се оценят летателно-техническите характеристики на БЛА със съчленено крило и интеграцията му с автопилота [20, 29, 30, 50].

Извършените симулации позволиха да се направят фини настройки на автопилота за точно изпълнение на маневрите, необходими за реализация на мисията.

Като следваща дейност е планирано да се извърши изследване на поведението на БЛА при различни комбинации на отклонения на кормилата и оптимизиране на изпълнението на различни мисии.

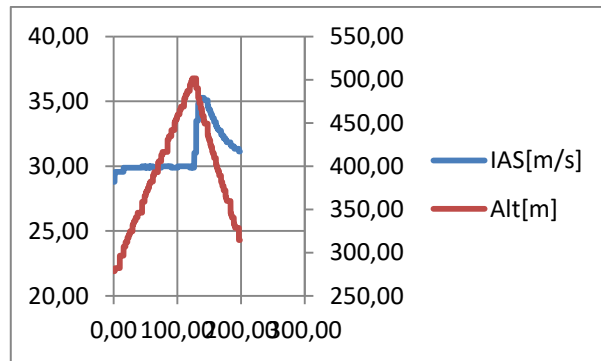


Фиг. 3.7.4 Записи на параметри на полета

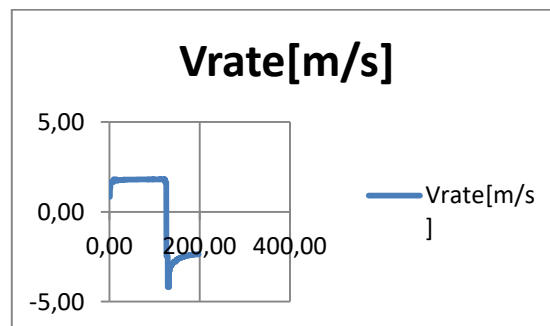
Разгледана е типична мисия на полета, състояща се от няколко етапа: излитане; набор на височина; снижение; кацане. Профила на тази мисия е показан на фигурата.

След извършване на автономен полет, с опитния образец на безпилотен самолет със съчленено крило, се генерира подробен запис в текстови файл с параметрите на полета и данните от сензорите.

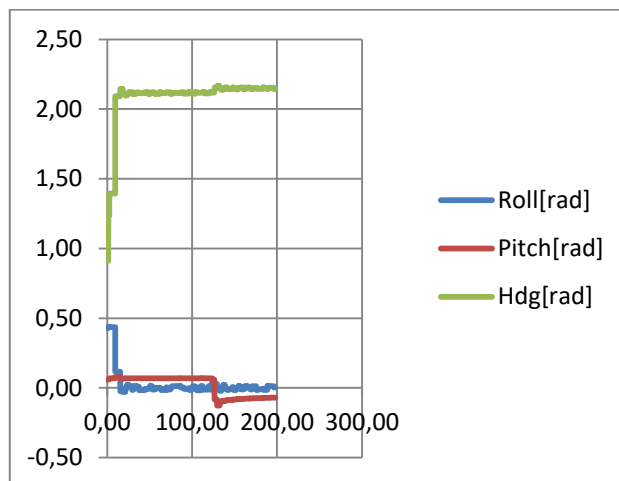
Проведената обработка на част от данните показва изменението на скоростта на полета и барометричната височина, вертикалната скорост на полета и трите ойлерови ъгъла.



Фиг. 3.7.6 Изменение на скоростта и барометричната височина на полета по времето, [s].



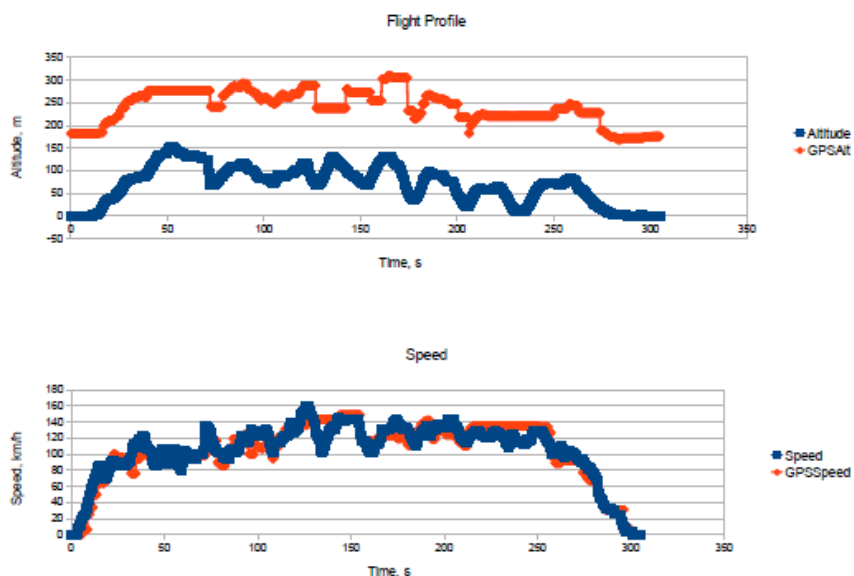
Фиг. 3.7.7 Изменение на вертикалната скорост по времето, [s].



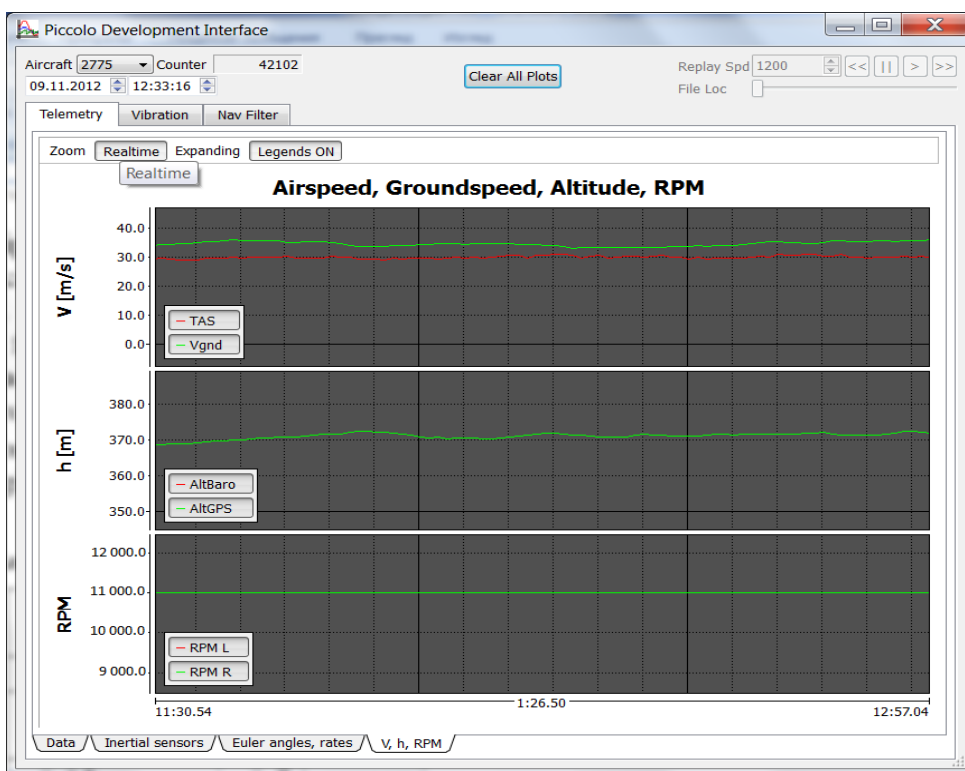
Фиг. 3.7.8 Изменение на ойлеровите ъгли по времето, [s].

От анализа, който може да се направи по горните фигури, се вижда, че самолетът следва зададената мисия с приемливи отклонения. Скоростта в етапа на снижението се поддържа по-висока от заданието, заради големия градиент на

снижение. За да се намали скоростта въпреки това е възможно част от кормилата на крилото да се използват като въздушни спирачки.



Фиг. 3.7.9 Сравнение между теоретични резултати и изпитвания (на горната графика графиките са умишлено разнесени за по-добро сравнение)



Фиг. 3.7.10 Записи на резултати от изпитвания



Фиг. 3.7.11 JoWi 2 след успешен изпитателен полет



Фиг. 3.7.12 Вариант с управляващи двигатели

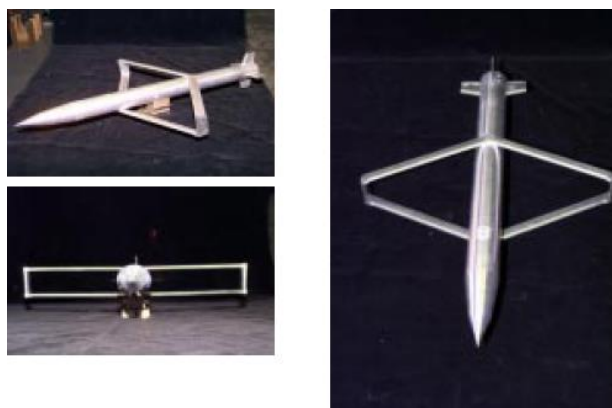


Фиг. 3.7.12 Фрагмент от крило с управляващ двигател

3.8. ОЦЕНКА НА ПОЛУЧЕНИТЕ РЕЗУЛТАТИ ОТ ИЗСЛЕДВАНЕТО НА САМОЛЕТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

Самолетите със съчленено крило се считат за перспективни, но има малко публикувани експериментални резултати за техните аеродинамични характеристики. Обобщени са известни експериментални резултати и са направени изводи за техните предимства, недостатъци и се направят препоръки при избора на параметри в процеса на концептуалното проектиране.

Изследванията показани по-долу са проведени от Jennifer Corneille в Института по технологии на военновъздушните сили на САЩ в дозвукова аеродинамична тръба (АДТ) с диаметър на работната част 1,5 m. Разгледани са 4 конфигурации на физически модел на самолет със съчленено крило.



Фиг. 3.8.1 Физичен модел на ЛА със съчленено крило „Корнел”

Моделите означени с „Pos” имат положителен отстъп, т.е. предното крило е разположено над задното, а моделите, означени с „Neg” имат отрицателен отстъп, т.е. предното крило е разположено под задното. Профилите на крилото са симетрични, хордата е постоянна и е равна на 0,0254 m. Крилата са с нулева напречна V-образност и в краищата си са съчленени с прави крилца.

Има публикувани експериментални резултати от изпитване на модел на съчленено крило в АДТ [16, 31, 173]. Аеродинамичните коефициенти, получени от Корнел при продувки в АДТ можем да определим по аеродинамичните характеристики в надлъжното движение.

$$C_{L\alpha} = \frac{0,4 - 0}{4 - (-2,2)} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = 3,70$$

$$C_{D_0} = 0,12$$

$$C_{M\alpha} = \frac{2,4 - (-1)}{-4 - (5)} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = -21,64$$

Производната $C_{M\alpha}$ е обезразмерена с хордата на предното и задното крило, която е 1" (0,0254 m), докато в настоящото изследване сме приели със средната хорда на крилото, която за модела на Корнел е $b_{cp} = \frac{S}{l} \approx 0,06m$. Така за производната се

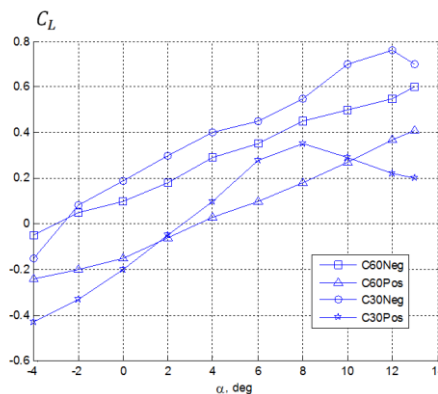
получава $C_{M\alpha} = -21,64 \cdot \frac{0,0254}{0,0600} = -9,16$.

Стойността на коефициента на челно съпротивление C_{D_0} е висока, защото включва и дяла на тялото. Стойността на C_{D_0} на тялото, отнесена към площта на крилото е $C_{D_0} = 0,05$. След корекция за коефициента на челно съпротивление при нулева подемна сила на крилото се получава $C_{D_0} = 0,12 - 0,05 = 0,07$.

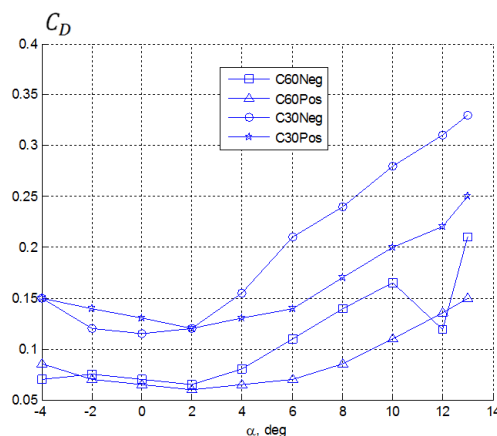
За производната $C_{L\alpha}$ и при двата модела грешките са приемливи. Това се дължи на факта, че подемната сила на съчлененото крило се определя сравнително точно и по двата метода на изчисление – МДВ и CFD. При малките ъгли на атака, за които е изчислена стойността на $C_{L\alpha}$ възникващите смущения са слаби и съответно моделите, които се описват теченията са точни.

При определянето на челното съпротивление, а именно на коефициентите C_{D_0} и D грешката е по-голяма от колкото за $C_{L\alpha}$. Въпреки това, за МСК-2 може да се твърди, че грешките са приемливи и се дължат на фактори като ниски числа на Рейнолдс на теченето в АДТ, неточности в модела, както и на това, че влиянието на течението по границите на работната част на АДТ върху аеродинамичните характеристики на модела не се отчита при числените пресмятания.

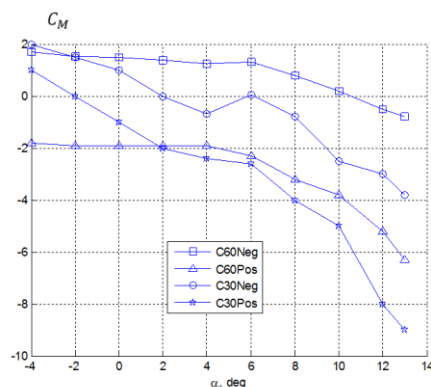
Що се касае до производната на коефициента на надлъжния момент $C_{M\alpha}$ и положението на аеродинамичния фокус x_F при МСК-2 относителната грешка е по-малка от 5%. При модела „Корнел” грешките между числените и експериментални стойности са над 10%. Това може да се обясни, като се разгледа тялото на модела, на което са разположени опасни плоскости, в т.ч. и хоризонтални (ХОП). Нормално е наличието на хоризонтални опасни плоскости да усилва пикиращия момент, т.е. производната $C_{M\alpha}$ да е по-отрицателна, отколкото ако ХОП липсват. Това влияние от разполагаемата литература за проведения експеримент не би могло да се формализира, но може да се очаква, че ако ХОП липсват грешката ще намалее.



Фиг. 3.8.3 Зависимост на коефициента на подемна сила от ъгъла на атака



Фиг. 3.8.4 Зависимост на коефициента на съпротивителна сила от ъгъла на атака

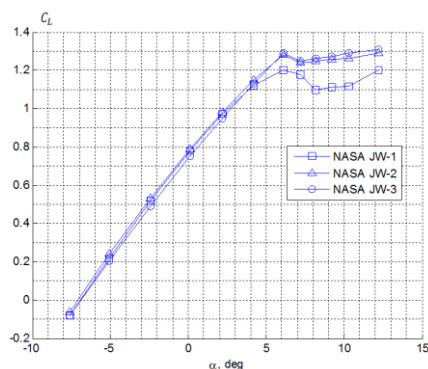


Фиг. 3.8.5 Зависимост на коефициента на надлъжен момент от ъгъла на атака

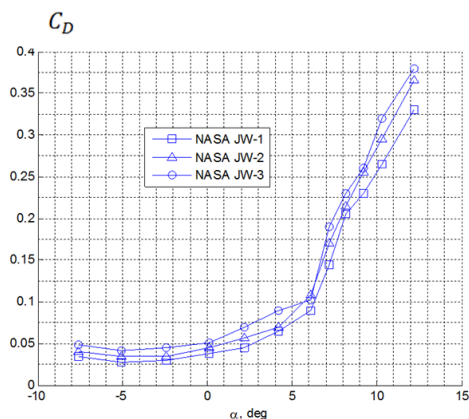
Показани характеристиките на коефициентите на подъемна сила, съпротивителна сила и надлъжен момент в зависимост от ъгъла на атака. Графиките са получени при скорост 70 m/s.

През 1989 г. в NASA Ames Research Center са проведени редица експерименти за изучаване на аеродинамиката на съчленено крило като част от иновационна програма за подпомагане на малкия бизнес. Физичните модел на ЛА представляват самолети със съчленени крила, при които, за разлика от моделите „Корнел“, задното крило е съчленено в различни сечения по разпереността на предното.

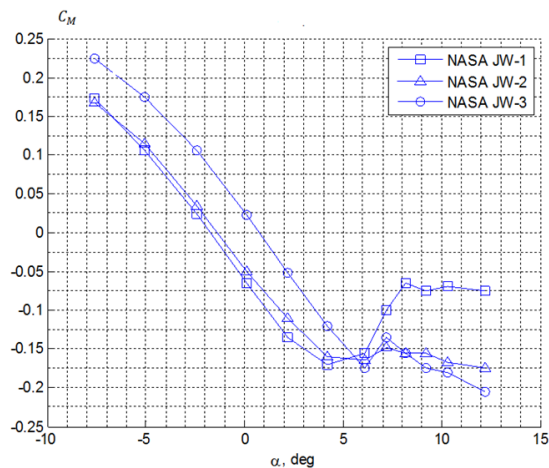
Експериментите са проведени с 12-футова (3,6 m) АДТ на Ames Research Center при число на Рейнолдс $Re=2,2 \times 10^6$ [79, 80].



Фиг. 3.8.7 Зависимост на коефициента на подъемна сила от ъгъла на атака



Фиг. 3.8.8 Зависимост на коефициента на съпротивителна сила от ъгъла на атака



Фиг. 3.8.9 Зависимост на коефициента на надлъжен момент от ъгъла на атака

Моделите JW-2 и JW-3 са получени чрез намаляване на разпереността на предното крило на базовия модел JW-1. Ъглите на стреловидност на предното и задното крило са съответно $30,5^\circ$ и минус 32° . Ъглите на поставяне на коренното и крайното сечение са съответно: предно крило – $7,5^\circ$ и $3,0^\circ$; задно крило – $3,0^\circ$ и $5,0^\circ$.

Представени са графичните зависимости на коефициентите на подемната, съпротивителната сила и надлъжния момент.

От експериментите, проведени от Корнел, от съществен интерес е да се анализира влиянието на отстъпа. Вижда се, че крилата с отрицателен отстъп като цяло имат по-високи стойности на коефициента на подемна сила при равен ъгъл на атака от тези с положителен отстъп. Също така аеродинамичното качество на крилата с отрицателен отстъп е по-високо в целия диапазон на ъгли на атака. Очаквано е, че конфигурациите с ъгъл на стреловидност (положителен за предното и отрицателен за задното крило) от 60° имат по-малък наклон на кривата $C_L = C_L(\alpha)$ от конфигурациите с ъгъл на стреловидност 30° .

От резултатите за моделите, изследвани от НАСА може да се забележи влиянието на параметъра $B = l_{зад}/l_{пр}$. Моделът с крила, съчленени в краищата си притежава най-висока стойност за C_{Lmax} , докато моделът с параметър $B = 0,6$ има най-ниска стойност. Това влияние, вероятно се дължи на появата на зони с интензивно откъсване на течението в крайните сечение на предното крило, което е характерно за крило с положителен ъгъл на стреловидност. И за трите модела след достигане на критичния ъгъл на атака е характерен срив във графиката, след което стойностите на подемната сила продължават слабо да нарастват. За JW-1 с параметър $B = 0,6$ описаният срив е най-силно изразен, а за JW-3 – най-слабо. При коефициента на надлъжния момент за трите модела се вижда, че след достигане на критичния ъгъл на атака се появява зони с положителна стойност на производната $C_{M\alpha}$. Отново при JW-1 този ефект е най-видимо изразен, което също вероятно се дължи на появата на кабриращ момент при откъсване на течението в крайните сечения на предното крило.

Характерно за всички съчленени крила е, че след достигането на критичния ъгъл на атака, при следващо увеличаване на ъгъла на атака плавно продължава да се увеличава коефициента на подемна сила. Тази зависимост е изследвана до $\alpha \approx 20^\circ$.

3.9. ИЗВОДИ

1. Симулациите дават много близки до експериментално получените стойност за коефициента на подемна сила, като разлики се получават при по-големите ъгли на атака, което се дължи на ограниченията на метода на дискретните вихри.

2. Коефициентът на силата на челно съпротивление получен чрез симулации има по-малки стойности от тези получени при изпитания в аеродинамична тръба. Причината за това е неотчитането на съпротивлението от триене на тялото.

3. Производната на коефициента на надлъжния момент по ъгъла на атака получена чрез симулации е сходна с тази от експерименталните данни. Това се вижда по наклона на кривите за коефициента на надлъжния момент.

4. Като цяло от направения анализ може да се заключи, че симулациите дават приемливи резултати за летателен апарат със „Съчленено крило” за целите на концептуалното проектиране.

5. Използваната методика е подходяща за определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило при концептуално проектиране на БЛА. За произволна конфигурация съчленено крило могат да се построят необходимите аеродинамични характеристики в равнината на симетрия за приемливо изчислително време. Представената разработка може да се ползва като елемент от общия аеродинамичен модел на мултидисциплинарна оптимизация.

6. При разполагане на предното крило по-ниско от задното се получава по-високо аеродинамично качество, в сравнение с алтернативната комбинация, но при големи ъгли на атака турбулентният поток от предното крило влошава обтичането на задното.

7. При изследвания модел липсва рязко спадане на подемната сила при големи ъгли на атака, което предполага възможността схемата да се използва при маневрени самолети.

8. От направения анализ се установи, че разликата между теоретичните и експерименталните резултати е в границите под 5%, което позволява използваните методи да се използват при концептуалното проектиране на ЛА със съчленено крило.

ГЛАВА 4

МЕТОДИКА ЗА КОНЦЕПТУАЛНО ПРОЕКТИРАНЕ НА ЕЛЕКТРИЧЕСКИ БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ

Тази методика е разработена за проектиране на оптимални по зададен критерий електрически безпилотни летателни апарати с вертикално излитане и кацане (Е VTOL БЛА СК) от самолетен тип, характеристиките и параметрите на които съответстват на изискванията на Начално задание. Тя в общи линии следва методиката дадена в [35], като тук са описани особеностите, свързани с Е VTOL БЛА СК.

За създаване на методиката са използвани следните методи и инструменти:

- Управление на жизнения цикъл на продукта (PLM);
- Интегрирано проектиране на продукти и процеси (IPPD);
- Паралелен инженеринг;
- Управление на проекти;
- Управление на процеси;
- Статистически методи за анализи и прогнози;
- Математическо моделиране;
- Оптимално проектиране;
- CAD/CAM системи;
- Числени експерименти;
- Симулации;
- Физически експеримент.

:

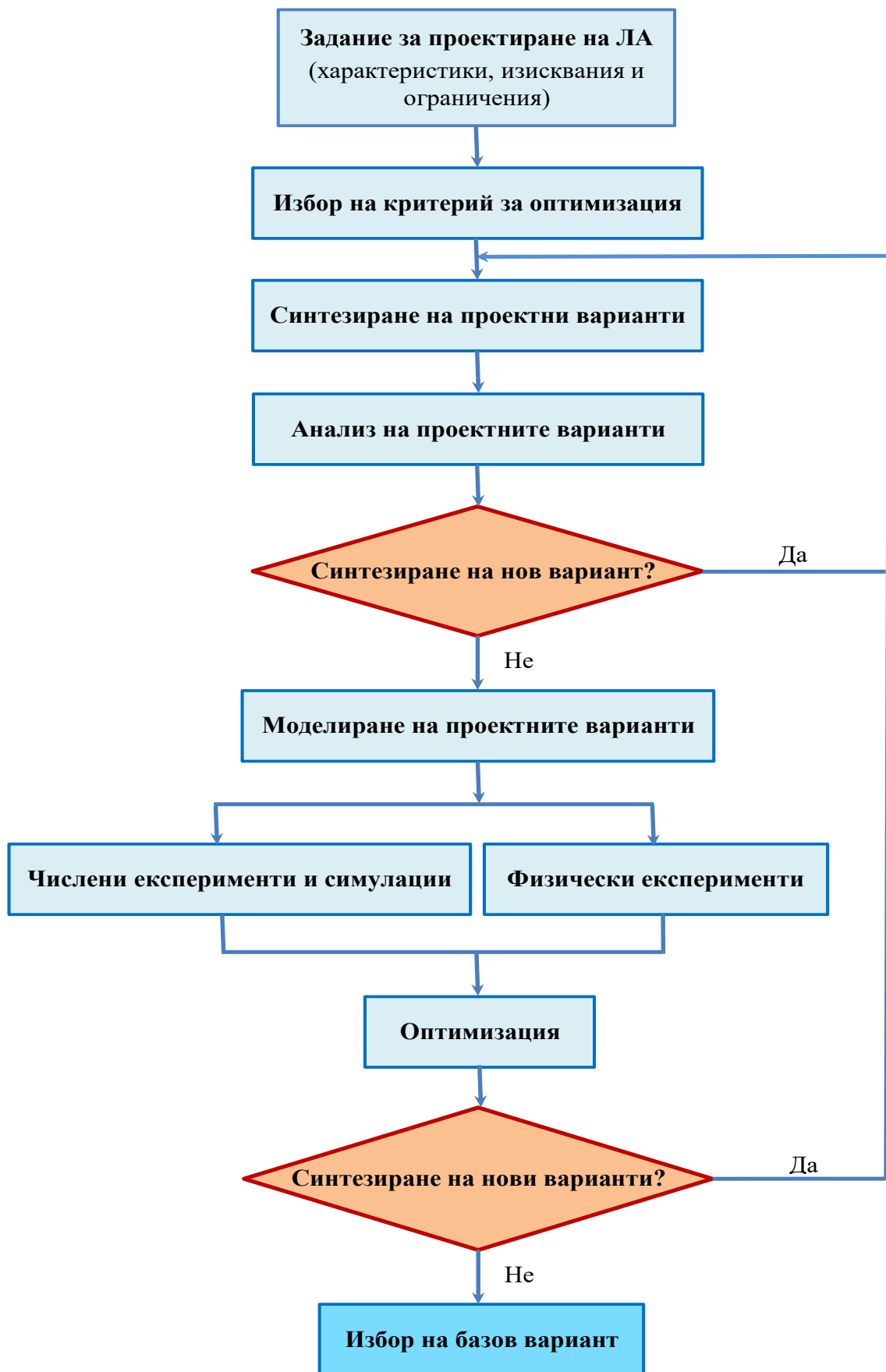
При възникването на идея за създаване на нов ЛА, като резултат от извършваните изследвания се оформят началните изисквания към него. Те включват характеристиките, които са важни за потенциалните купувачи. При положително решение за създаването на нов ЛА започва иницирането на проекта като формира се екип за подготовка и изпълнение на дейностите, регламентирани от методологията за управление на проекти, свързани с този етап. Резултатите от тези дейности са избор на ръководител на проекта, формирането на мултидисциплинарен проектен екип от ключови специалисти, приемането на харта на проекта и разработването на Начално задание (НЗ). Освен началните изисквания НЗ включва и ограничения налагани от нормативни документи, условията на експлоатация, цените и изисквания към използваните ресурси. То основният входен елемент за стартиране на концептуалното проектиране.

Концептуалното проектиране започва с планиране: разпределяне на ролите в проектния екип, разработването на календар на проекта, идентифицирането на основните дейности, групирането им в работни пакети и планиране на ресурсите. Резултатът е създаването на план, който се оптимизира по определен критерий и се приема за базов план за концептуалното проектиране. Подходящ програмен продукт за планирането е Microsoft Project, който свързва извършваните дейности с необходимите ресурси и с оптимизацията. Той позволява и управление на измененията, които се налагат в процеса на изпълнение

След приемането на базовия план за концептуално проектиране започва неговото изпълнение, при което се приемат основните решения, които формират общия вид и характеристиките на проектирания ЛА [3, 13, 14, 15, 18, 22]..

Концептуалното проектиране на Е VTOL БЛА СК се извършва в следната последователност (фиг. 4.1):

1. Разработване на Техническо задание (ТЗ).
2. Анализ на мисията на ЛА и избор на критерий за оптимизация.
3. Определяне на основните характеристики, влияещи върху стойността на критерия за оптимизация.
4. Определяне на параметрите, от които зависят основните характеристики
5. Разработване на проектни модели на Е VTOL БЛА СК
6. Избор на стойности за основните параметри.
7. Синтезиране на проектни варианти на ЛА.
8. Определяне на второстепенните параметри, от които зависят основните характеристики.
9. Начална оптимизация на вариантите
10. Анализ на вариантите и избор на базов вариант
11. Детайлизиране на аеродинамичната компоновка
12. Избор на схема на делене
13. Обемно-масова компоновка
14. Конструктивно-силова компоновка
15. Оптимизация
16. Общ вид на ЛА
17. Разработване на НЗ за основните подсистеми
18. Финализиране на етапа на концептуалното проектиране



Фиг. 4.1 Обща схема на процеса на концептуалното проектиране

1. Разработване на Техническо задание (ТЗ).

На базата на НЗ дадено в Приложение 1 проектният екип разработва ТЗ, което включва изискванията на всички заинтересовани страни, свързани с жизнения цикъл на ЛА.

При анализ на НЗ се определя какви мисии ще трябва да изпълнява проектирания Е VTOL БЛА. След анализирането им се определят изискванията, които да се включат в ТЗ:

ТЗ включва всички изисквания, на които трябва да отговаря проектирания VTOL БЛА. То е основен документ в процеса на проектирането и включва всички изисквания към ЛА, формулирани от заинтересованите от проекта страни и в нормативните документи, регламентиращи процесите от неговия жизнен цикъл. Определя основните цели и задачи за създаване на ЛА, желаните характеристиките, условията за производство, експлоатация и рециклиране. Трябва да се има предвид, че съответствието на ЛА с всичко записано в Техническото задание трябва да може да се проверява и измерва.

За да може да се проектира конкурентоспособен ЛА е необходимо организацията, разработваща ТЗ, да има резултати от перспективни изследвания в областта на пазарите, научните методи, материалите и експлоатацията на ЛА. Обикновено при проектирането на нов тип ЛА се използват от няколко десетки до стотици патенти.

ТЗ определя обхвата на проекта и всички изисквания и ограничения към ЛА. Работата по него започва със стартирането на проекта и то трябва да бъде разработено изключително задълбочено и отговорно, за да се проектира ЛА с характеристики, които да гарантират пазарен успех.

Изискванията се определят от прогнозите за развитие на методите, материалите, технологиите и пазара минимум за 10 години напред, от момента на стартиране на проекта. При разработката на ТЗ трябва да се направи и анализ на всички рискове, които могат да възникнат при изпълнение на проекта.

Изискванията към проектирания ЛА се разделят на следните основни групи:

Функционални изисквания.

Тези изисквания определят типа и класа на ЛА, неговата мисия, основните му характеристики и някои параметри. Те съдържат следните характеристики на бъдещия ЛА:

- Предназначение на ЛА.
- Мисии, изпълнявани от базовия ЛА.
- Модификации на ЛА.
- Маса, вид и размери на платения товар.
- Състав на наземния персонал.
- Оборудване
- Условията за съхранение, класове на използваните площадки за излитане и кацане.

Общи технически изисквания.

Тези изисквания определят основните характеристики на бъдещия ЛА, от които зависи успешното, безопасно и икономично изпълнение на мисиите. Тук се включват и екологичните изисквания.

Списъкът на тези характеристики се определя по метода на експертната оценка, а стойностите им аналитично, чрез статистически анализи, числен и физически експеримент.

Съставът на тези изисквания се определя от целта на ЛА и неговата мисия. За всеки тип ЛА има специфични изисквания.

Летателно-технически изисквания.

Тези изисквания задават числените стойности на основните, за дадения тип ЛА, летателни характеристики. Обикновено това са скорост и височина на полета, скороподемност, най-голяма далечина на полета, претоварвания, характеристики на излитане и кацане.

Зададените числени стойности на летателно-техническите характеристики са съобразени с тенденциите на развитие на ЛА от дадения тип. Те трябва да осигуряват конкурентоспособност на ЛА продължително време след излизането му на пазара. Стойностите на характеристиките се задават или чрез допустим диапазон „от-до“ или чрез границите „не повече от“ или „не по-малко от“.

В този раздел трябва да се включат и изисквания на Нормите за летателна годност за дадения клас БЛА. За да се сертифицира ЛА се извършват изпитвания в присъствието на експерти от сертифициращата организация. Те се извършват по Методика и програма за сертификация, която трябва да се разработи през етапа на Концептуалното проектиране.

Производствени и технологични изисквания.

Тук се задават очакваните годишно производство на ЛА, габаритни размери, степен на стандартизация и унификация. Задават се изискванията към използваните технологии и материали. По екологични или други съображения може да се изготви забранителен списък за използване на някои технологии и материали.

Експлоатационни изисквания.

В този раздел се включват изискванията, които осигуряват съответствие с изискванията на нормативни документи и удобство за пътниците и обслужващия персонал:

- Удобството на работа на наземния персонал;
- Степента на автоматизация при управление на полета;
- Зареждане с гориво
- Удобство за обслужване и ремонт;
- Лесносменяеми и взаимозаменяеми агрегати;
- Оборудване;
- Автономна експлоатация;
- Изисквания за живучест, издръжливост, устойчивост и якост на външни въздействащи фактори;
- Условия на съхранение, транспортиране и консервация.

Технико-икономически изисквания.

Разделът трябва да включва икономическите показатели на проектирането, производството и експлоатацията на ЛА. Тук трябва да се зададе и критерия за оценка на проектните варианти. Задават се и: желаните себестойност на ЛА, себестойност на превоза, коефициент на горивна ефективност и срок на служба на ЛА.

Други изисквания.

Тук се включат:

- Климатични изисквания;
- Изисквания за техническа естетика;
- Изисквания за средствата за обучение;
- Ред, стадии и срокове за разработване на ЛА.

Изискванията, които се записват в ТЗ в много случаи си противоречат. Изискванията, които определят многофункционалността на ЛА си противоречат с изискванията той да изпълнява оптимално всяка конкретна мисия. В приложение 2 е дадено примерно ТЗ за VTOL БЛА СК.

2. Анализ на мисията на VTOL БЛА СК и избор на критерий за оптимизация.

След анализ на изискванията в НЗ може да се определи обобщена мисия на ЛА. Тя отговаря на изискванията на НЗ, дадено в Приложение 1.

Първа стъпка в оптимизацията на проектните параметри е да се определи *критерий за оптималност*. Той обикновено съдържа *частни критерии за оптималност* (характеристики на ЛА), които имат различна тежест върху стойността на общия критерий. Често общия критерий се представя като линейна комбинация от частните критерии, умножени по коефициенти наречени *теглови*:

$$K = \sum_{i=1}^n a_i k_i;$$
$$\sum_{i=1}^n a_i = 1.$$

В средата на 20 век като критерий за оптималност се е приемало минималното излетно тегло на ЛА. При този подход обаче обикновено се намира локален минимум на теглото. Съвременният подход се нарича мултидисциплинарна оптимизация. При него чрез итерации, при които се анализира аеродинамиката, динамиката на полета, обемно-масовата компоновка и експлоатацията на ЛА, се определя комбинацията от оптимални параметри на ЛА [47].

В настоящия момент като критерий за оптимизация се използва цената на жизнения цикъл на ЛА. При този критерий се отчитат цената на закупуване на ЛА, разходите за гориво, директните оперативни разходи и разходите за поддръжка. Това е комплексен критерий, който е решаващ при избора какви БЛА да закупват.

3. Определяне на основните характеристики, влияещи върху стойността на критерия за оптимизация.

Характеристиките са величини, които ЛА реализиран с избраните параметри

притежава. В математическите модели на ЛА характеристиките са функции. Примери за характеристики на ЛА са максималната хоризонтална скорост, статическия таван, разбега и пробега.

Обикновено характеристиките на подсистемите са параметри на системите от по-горно ниво. В началото на концептуалното проектиране като едни от частните критерии за оптимизация ще бъдат характеристиките за маса на полезния товар, крейсерска скорост, продължителност и далечина на полета. Ако тези изисквания бъдат изпълнени с минимално количество енергия, то се очаква и цената на мисията да е минимална.

4. Определяне на параметрите, от които зависят основните характеристики

Параметрите на ЛА са величините, които се избират от проектния екип. В математическите модели на ЛА параметрите са независими променливи. Параметрите са относителни, когато стойностите им са разделени на стойността на някакъв друг параметър. В противен случай те са абсолютни. Примери за абсолютни параметри на ЛА са геометричните размери, а за относителни крилното натоварване, тяговъоръжеността и удължението на крилото.

Характеристиките на проектирания ЛА зависят от голям брой параметри. Но параметрите, които влияят значително на най-важните характеристики на ЛА са сравнително малък брой. Това позволява на етапа на концептуалното проектиране да се работи с малко на брой основни параметри, което опростява математическите модели и позволява да се разглеждат и оценят голям брой варианти. За различните видове ЛА основните параметри са различни. По тази причина една от първите задачи на концептуалното проектиране е да се състави списък на основните и второстепенни параметри на проектирания ЛА. Изборът на основни параметри е началния етап на синтез на ЛА.

Основни параметри

При извършване на статистически анализ на съществуващи ЛА от проектирания клас се построяват зависимости за излетната маса от полезния товар при различни крейсерски скорости и продължителности на полета.

От масата на полезния товар, крейсерската скорост и продължителността на полета, зададени в НЗ, чрез интерполация се определя излетната маса m_0 в първо приближение. Тази маса се разделя на маси на съставните части, които се определят с по-голяма точност при следващите приближения.

5. Разработване на проектни модели на VTOL БЛА СК

В ТЗ са дадени характеристики, които той трябва да притежава. Когато започваме да създаваме някакъв математически модел на ЛА, ние определяме кои от тези характеристики са важни за модела. След това определяме кои основни параметри на ЛА влияят съществено на тези характеристики. Посредством математически формули описваме връзките между характеристиките и параметрите. Към формулите добавяме и граничните условия, с което завършваме създаването на математическия модел.

След това проверяваме каква е точността на математическия модел като го прилагаме за случаи, за които имаме известни решения. Ако точността е по-ниска от желаната извършваме корекции на математическия модел. В итерационен режим коригираме модела, докато точността му стане удовлетворителна. След това избираме набор от параметри, които задаваме като независими променливи и получаваме

решение. Ако решението отговаря на изискванията на заданието, то се нарича допустимо решение. Определяме и чувствителността на модела, като намираме решения за малки отклонения от параметрите и виждаме за кои изменения имаме значително изменение на решението.

В началните етапи на проектиране се използват опростени модели, които отчитат връзките между най-важните характеристики на ЛА и параметрите, които оказват най-голямо влияние върху тях. Те се използват най-вече за оценка на различни варианти на проектирания ЛА. С напредване на проектирането моделите все повече се прецизират и обогатяват, което повишава точността им.

6. Избор на стойности за основните параметри.

Избор на основни параметри

Отначало при концептуалното проектиране са избират основни параметри за един обобщен статистически модел на ЛА, при който не сме приели конкретен вариант. Като начало разделяме масата на две основни части: m_1 , която не зависи от масата на крилата и m_s , която зависи. На този етап приемаме, че m_s е пропорционална на площта на крилата S и че коефициента на пропорционалност е $k_{m_w} = 0,304 \text{ kg/m}^2$, който е получен експериментално. Тогава:

$$m_0 = m_1 + k_{m_w} S. \quad (4.1)$$

Площта на крилата се определя от условието за минимално необходимата енергия за крейсерски полет. В първо приближение приемаме, че преобладаващата част от енергията, около 85% се изразходва при установен хоризонтален полет със зададени крейсерски далечина L_c , скорост V_c и височина H_c .

$$E_c = T_c \cdot V_c \cdot t_c = \frac{m_0}{K_c g} L_c \quad (4.2)$$

Необходимата енергия за крейсерски полет ще е минимална, когато отношението m_0/K_c е минимално. В първо приближение приемаме по статистически данни максималната стойност на качеството, което имат дадения клас ЛА при крейсерска скорост. Площта на крилата ще определим от уравненията:

$$\begin{aligned} m_0 &= m_1 + k_{m_w} S \\ m_0 g &= c_{L_c} S \frac{\rho_c V_c^2}{2} \end{aligned} \quad (4.3)$$

$$(m_1 + k_{m_w} S) g = c_{L_c} S \frac{\rho_c V_c^2}{2} \quad (4.5)$$

$$c_{L_c} = \frac{2(m_1 + k_{m_w} S) g}{S \rho_c V_c^2} \quad (4.6)$$

$$c_{D_c} = c_{D_0} + D c_{L_c}^2 = c_{D_0} + \frac{1}{\pi \lambda} c_{L_c}^2 \quad (4.7)$$

Стойността на c_{D_0} в първо приближение се приема по статистически данни от полярите на дадения клас ЛА. Приемаме, че в първо приближение:

$$K_c = \frac{c_{L_c}}{c_{D_c}} \quad (4.8)$$

Като се използва метод за едномерна оптимизация се намира максимума на m_0/K_c и се определят S и c_{L_c} . След това от базите данни за крилни профили се търси този, който има максимално качество при този c_{L_c} и сравнително широк диапазон на

ниско c_{Dc} около тази стойност. Определя се и енергията необходима за крейсерски полет:

$$E_c = \frac{m_0}{K_{cg}} L_c,$$

за целия полет:

$$E = \frac{E_c}{0,85} \quad (4.8)$$

и масата на тяговите батерии, при каталожна масова енергийна плътност E_s Wh/kg:

$$m_{bat} = \frac{E}{E_s} \quad (4.9)$$

Сложността при определяне на масите на ЛА и неговите елементи се определя от факта, че те са взаимозависими. Например масата на крилото силно зависи от излетната маса на ЛА и обратно. За да определим излетната маса на ЛА трябва да знаем масите на отделните елементи, но техните маси можем да определим, като знаем излетната маса. Това противоречие решаваме, като отначало използваме статистически данни за излетната маса на подобни ЛА и след това пресмятаме масите на няколко итерации докато получим приемлива разлика между две последователни приближения. При концептуалното проектиране тази разлика може да е в диапазона 5-10%. Тя намалява при всеки следващ етап от проектирането.

Съдържание на всяка група

$$m_0 = m_{кон.} + m_{с. у.} + m_{об. упр.} + m_b + m_{ц. н.} + m_{сл.} \quad (4.10)$$

$m_{кон.} = f(m_0, \text{параметри на крилото})$ -маса на конструкцията;

$m_{с. у.} = f(m_0, \text{параметри на силовата установка})$ -маса на силовата установка;

$m_{об. упр.} = f(m_0, \text{параметри на ЛА, оборудването и управлението})$ -маса на оборудването и управлението;

$m_T = f(m_0, V, L, H, K)$ -маса на батериите;

$m_{ц. н.} = \text{const}$ -маса на полезния товар;

$m_{сл.} = \text{const}$ -маса на служебните товари.

$$1 = \bar{m}_{кон.} + \bar{m}_{с. у.} + \bar{m}_{об. упр.} + \bar{m}_T + \frac{m_{ц. н.} + m_{сл.}}{m_0} \quad (4.11)$$

$$(m_0)_I = \frac{m_{ц. н.} + m_{сл.}}{1 - \bar{m}_{кон.} + \bar{m}_{с. у.} + \bar{m}_{об. упр.} + \bar{m}_T} \quad (4.12)$$

Основни случаи:

- Максимална излетна маса с максимален платен товар и допълваща маса батерии;
- Максимална излетна маса с максимална маса на батериите и допълваща маса на полезния товар;
- С максимален полезен товар и допълваща маса на батериите до максимално допустима излетна маса;
- Маса без гориво и платен товар.

При VTOL ЛА тяговъоръжеността се определя, като излетната тяга е в границите между 1,05 и 1,4 от излетното тегло [62]. При тези ЛА отпадат ограниченията за пробег, разбег и хоризонтални скорости за излитане и кацане. По тази причина е необходимо да се определи крилната площ при крейсерска скорост, която освен от полетното тегло зависи и от коефициента на подемната сила. За VTOL БЛА СК, които ще извършват полети при ниски дозвукови скорости, изследванията показват [4, 5, 86, 113, 117], че най-подходящи са крилни профили, които имат висока стойност на максималното аеродинамично качество при високи стойности на коефициента на подемна сила. Тогава ще е необходима и малка крилна площ, която да осигурява необходимата подемна сила, като ще получат ниско полетно тегло и ниска стойност на силата на челно съпротивление.

След избора на крилен профил, коефициент на подемната сила при крейсерска скорост и крилна площ може да се определи и необходимата енергия за полета [167].

Избираме електрически двигател с движител, които да осигуряват необходимата тяга, като от каталожните данни определяме и масата им.

От необходимата енергия за полета и работно напрежение на избрания двигател по каталози на преизводителите избираме и подходящи пакети батерии. Определяме и масата на подходящите за този двигател батерии, като приемаме достигнатата в момента специфична енергийна плътност за единица маса на използваните батерии. Използваните в момента литиево-полимерни батерии имат специфична енергия около 300 Wh/kg.

От предлаганите на пазара контролери избираме такъв, който да работи при дотиганите максимални напрежения и сила на тока и от каталожните данни определяме масата му.

Определили сме излетната тяга, площта на крилата, характеристиките и параметрите на профила на крилото, излетната маса и масата на батериите.

7. Синтезиране на проектни варианти на ЛА.

При този процес се синтезират варианти на VTOL БЛА, параметрите на които са в от областта на допустимите решения (т.е. изпълняват изискванията на ТЗ).

Изборът на основна схема на ЛА е определящ за постигане на комбинация от характеристики, които най-добре удовлетворяват изискванията на ТЗ. Съществува огромен брой комбинации от формата и разположението на основните елементи на ЛА, като една голяма част от тях отпадат при предварителния анализ за реализацията и целесъобразността им. За подобряване на процеса на генериране на варианти се използва направената в глава 2 класификация на ЛА със крило със затворен контур, частен случай на което е съчлененото крило.

След като се отхвърлят вариантите, които са очевидно нереализуеми и нецелесъобразни, започва да се прави анализ на всеки един от останалите. Отхвърлят се и тези, за които се очаква, че няма да задоволят изискванията на заданието, не са технологични и за които няма необходимия научен задел. Като краен резултат се оформя набор от 3 до 5 работни варианта, оценени като най-перспективни.

За да се направи анализ на вариантите на ЛА е необходимо да се познават предимствата и недостатъците на вариантите по всеки признак в контекста на изпълнявания проект.

8. Определяне на второстепенните параметри, от които зависят основните характеристики.

Като второстепенни параметри се приемат удължението на крилото, разпереността, диедъра, параметрите на формата на крилото в план и на геометричното и аеродинамично усукване на крилата.

9. Начална оптимизация на вариантите

Избраната комбинация от параметри на проектирания ЛА трябва да осигури най-добра стойност на критерия за оптималност. Параметрите образуващи тази комбинация се наричат *оптимални*. Обикновено значенията на някои параметри са различни от оптималните по допълнителни съображения на конструкторите. Затова крайните значения на параметрите се наричат *рационални*.

Високата степен на неопределеност в началото на проекта налага да се започне с параметри, които са приблизителни и обикновено са получени на базата на статистически анализи на исторически данни за ЛА от същия клас. Използват се и физически зависимости за определяне на начални стойности на някои от параметрите.

Втора стъпка е съставянето на *списък на основните параметри*, които оказват най-голямо влияние върху стойностите на частните критерии (характеристиките).

Трета стъпка е съставянето на *математически модел* отразяващ връзките (уравнения или неравенства) между основните параметри и характеристиките на ЛА. Математическият модел трябва да съдържа и *гранични условия*. Трябва да се направи и анализ за чувствителността на модела, като се определи колко силно е влиянието на всеки параметър върху характеристиките и критерия

Четвърта стъпка е избора на *метод за оптимизация*, който ще се използва.

Най-трудоемък и неточен е метода на сканирането, при който често намираме само локален екстремум. По тази причина той вече не се използва и сега се използва програмно осигуряване, което реализира многомерна оптимизация, гарантираща намирането на глобалния екстремум.

Обикновено се избират няколко метода, като получените резултати се сравняват и анализират.

Пета стъпка е самата оптимизация. Определят се различни комбинации от параметри, за които се получават стойностите на критерия за оптималност. През тези стойности се построява повърхнина на критерия за оптималност и се намира комбинацията от параметри, при които той има екстремум.

Процесът на оптимизация се повтаря за всеки от избраните варианти на проектирания ЛА. Получените стойности за критерия за оптималност за всеки вариант се сравняват и се избира варианта с най-добър резултат. Ако разликата между стойностите на критериите на първите варианти не е голяма, можем да продължим паралелно да ги проектираме, защото при детайлната разработка може да се окаже, че не класираният за първи вариант ще е най-добър за проекта.

На етап Концептуално проектиране се извършва начална оптимизация на вариантите. На етап Предварително проектиране се извършва задълбочена оптимизация на базовия вариант.

10. Анализ на вариантите и избор на базов вариант

В началото на концептуалното проектиране се синтезират варианти на ЛА. По различни причини се оценява, че част от тези варианти не са перспективни и след

извършване на началната оптимизация и компоновките остават определен брой варианти, които отговарят на всички изисквания на Техническото задание. При уточняване на крилния профил, двигателя, формите и масите получаваме повече информация, която ни позволява да направим нова итерация за пресмятане на характеристиките на ЛА.

Анализираме тези варианти, като пресметнем основните им характеристики, които се изискват от Техническото задание. Анализирайки получените резултати, може да решим, че някои от вариантите не са перспективни и да не продължим тяхното развитие. За всеки от останалите варианти правим ново пресмятане на критерия за оптималност, като използваме получените при последната итерация данни. Вариантът, който има екстремална стойност на критерия, се избира за базов. Възможно е други варианти да имат много близки стойности за критерия, сравнени с тези на базовия вариант. Тогава можем да приемем няколко базови варианта, които продължаваме да разработваме и сравняваме на следващите етапи, докато направим окончателен избор на един базов вариант.

11. Детайлизиране на аеродинамичната компоновка

Компоновката на ЛА осигурява пространственото обвързване на аеродинамическата и конструктивно-силовата схеми за ЛА с разполагането на пилотите, полезния товар, горивото, силовата подсистема, шасито и оборудването, като едновременно с това се определят и координатите на центъра на масата.

Компоновката на ЛА може да се раздели на три основни части-аеродинамична, конструктивно-силова и обемно-масова.

Целта на аеродинамичната компоновка е да се осигурят характеристиките посочени в техническото задание, като се спазят ограниченията свързани със устойчивостта и безопасността [9].

12. Обемно-масова компоновка

Обемната и масовата компоновка се извършват паралелно, защото са силно зависими. Промяната на разположението дори на един компонент, променя формите и центровката. Окончателното решение се постига след последователни приближения.

Целта на обемната компоновка е рационално разпределение на обемите на пилотската, пътническата кабина и за подсистемите на ЛА, като се осигури оптимална аеродинамика и допустими експлоатационни центровки.

Под масова компоновка на ЛА се разбира такова разполагане на масите, при което центъра на масата на ЛА съвпада със зададена точка от средната аеродинамична хорда на крилото.

Основен изглед в чертежа на обемно-масовата компоновка е надлъжен разрез на летателния апарат, на който са нанесени схематично основните елементи на летателния апарат и неговите товари. Дадени са и центровете на техните маси и техните координати спрямо координатна система с начало в атакуващия ръб на сечението в корена на крилото.

13. Конструктивно-силова компоновка

В зависимост от избраната основна схема на базовия ЛА се определя типа и разположението основните силови елементи на конструкцията. Съчлененото крило има специфично разпределение на усилията и деформациите. По тази причина в CAD/CAM система се създава приблизителен 3D модел на силовите елементи се

извършва анализ по метода на крайните елементи за постигане на оптимално разпределение на материала в тях.

14. Избор на схема на делене

В зависимост от избраните материали, технологии, производствени и експлоатационни условия се определят основните сглобени единици, на които ще е разделен проектирания ЛА и типа на връзките (сглобките) между тях.

15. Оптимизация

За извършване на оптимизация на базаовия вариант се създават математически модели, които дават връзките между характеристиките, основните и второстепенните параметри и с които може да се прогнозира цената на жизнения му цикъл (стойността на критерия за оптимизация). В зависимост от броя на параметрите на математическия модел и желаната точност се избира и метод за оптимизация. Поради факта, че критерият за оптимизация зависи от решенията, определени от голям брой дисциплини (аеродинамика, динамика на полета, съпротивление на материалите, технологии, материали и обслужване) на този етап трябва да се осигурят възможности за използване на мултидисциплинарна оптимизация на следващите етапи на проектиране.

16. Експериментални изследвания

Числени експерименти

Числените експерименти представляват определяне на характеристики при зададен набор от параметри при точно определени условия на окръжаващата среда чрез използване на математически модели, даващи връзките между характеристиките и параметрите. При концептуалното проектиране те обикновено се използват за определяне на стойности на критерия за оптимизация за разглеждан вариант. Особено подходящ за извършването на числени експерименти е програмния продукт Matlab, който разполага с модул Airspace, предназначен за изследвания и анализи при проектирането на ЛА.

Симулации

Симулационната среда на автопилота позволява провеждането на два типа симулации: **софтуерна симулация** (Software-in-Loop Simulation – SiL) и **хардуерна симулация** (Hardware-in-Loop Simulation – HiL). Симулацията на полета дава възможност законите за управление на ЛА и функционалността на мисията да бъдат изпитвани, без да се рискува летателния апарат в реален тестов полет. Симулационната среда осигурява идеален инструмент за обучение, който може да бъде използван в лабораторни условия. Въпреки, че симулацията не може да замени реалните полетни изпитвания, измеримо намалява вероятността от провал чрез откриване на грешки и пропуски, преди летателният апарат и системите му да са подложени на риск.

Конфигурацията HiL използва наземната станция, както и автопилота в контура на симулацията. Конфигурацията SiL предоставя същата функционалност като HiL, но без участието на автопилота и наземната станция. В SiL-конфигурация, компютърни приложения заемат мястото на наземната станция и автопилота.

По време на HiL-симулация командният център на автопилота - РСС изпраща потребителски команди на наземната станция, които след това се изпращат на автопилота. Симулаторът чете положенията на кормилните машини от автопилота, прилага ги в модела на динамиката на полета на ЛА, изчислява нови данни на сензорите и ги изпраща обратно към автопилота. Той подава телеметрични данни към

наземната станция, които след това се изпращат на РСС. Географските координати и пространственото положение, се изпращат до симулатора FlightGear за визуализация.

Връзката между автопилота и командния център на пиколо (РСС), инсталиран на компютър, се осъществява посредством CAN-интерфейс и преходник USB-CAN. Комуникацията между Автопилота и наземната станция е чрез радио линия на 2.4 GHz, а комуникацията между наземната станция и командния център е чрез сериен интерфейс RS 232. Управляващият сигнал към кормилните машини и полезните товари се предава чрез интерфейския кабел на Автопилота. Управляващият сигнал може да бъде изработен от самия автопилот, при включен автопилот или от пилот-оператора, при включен ръчен режим.

Симулаторът, позволява моделиране на динамиката на полета на летателния апарат в реален мащаб на времето. Общият симулационен модел на летателния апарат се състои от следните основни частни модели: аеродинамичен, инерционен, силова установка, система за излитане и кацане и др.

За създаването на аеродинамичния модел могат да се използват програмните продукти на Марк Дрела XFOIL и AVL. Като резултат се определят необходимите за симулатора аеродинамични коефициенти и производни. Координатната система на симулатора е показана на фиг. 4.2:

Инерционният модел включва задаване на масите на летателния апарат (излетна маса, маса празен, маса на горивото и др.) и масови инерционни моменти по главните оси [172].

Моделът на силовата установка се състои от модел на двигателя, в зависимост от неговия тип (бутален, електрически или реактивен) и модел на движителя (витло, вентилатор, тунелен вентилатор). Моделът на двигателя определя енергетичните и честотни характеристики.

Моделът на движителя се задава чрез основните геометрични и инерционни характеристики, и чрез таблично дефинирана зависимост на коефициента на тягата и мощността от скоростта [49].

В модела на колесника се задават координатите на контактните точки на летателния апарат със земната повърхност.

Създаденият модел на летателен апарат се зарежда в симулатора, след което е необходимо да се настроят характеристиките на летателния апарат в контролера на автопилота. Тази функция се изпълнява от командния център (РСС).

БЛА със съчленено крило предлага възможности за комбиниране на кормилата и управляващите движители за изпълнение на различни маневри. Плоскостите на изходящия ръб на крилото могат да служат за клапи, кормила за височина, елерони, кормила за посока и въздушни спирачки.

Автопилотът формира сигнали за изменение на височината, наклона, посоката и тягата. Тези сигнали могат да се предадат директно на изпълнителните механизми на кормилата, определени за изпълнение на тези функции, но може да се извърши и миксиране на сигналите за комбинирано действие на кормилата.

БЛА със съчленено крило ще бъде много по-маневрен от еквивалентни БЛА с други аеродинамични схеми поради по-малките инерционни моменти и по-големите управляващи моменти [11].

Създадена е процедура за задаване на параметрите на интегрираната система за управление на полета и следващо настройване на коефициентите на съгласуване (тунигване) за получаване на желаните характеристики [48]. Това е особено полезна възможност, защото позволява на оператора при хардуерната симулация в ръчен режим да настрои окончателно управлението на БЛА.

След като е създаден адекватен симулационен модел на летателния апарат в командния център (РСС) съвместно със симулатора могат да се разгледат различни полетни задания и мисии. Мисиите в командния център се задават чрез полетен план и навигационни точки. Полетният план е основният навигационен маршрут, който летателният апарат изпълнява. Във всеки един момент могат да бъдат редактирани параметрите на навигационната точка посредством диалогов прозорец

В режим АП потребителят може да измени заданието на автопилота съгласно въведения полетен план и да посочи различни задания на стабилизацията по височина, скорост и курс. Тези промени се управляват от полетния дисплей.

При включен режим АП могат да се използват и асистирани режими, при които се активират завой от конзолата за управление. В този случай автопилота поддържа заданията за височина и скорост, а пилот-операторът (ПО) изменя с от конзолата курса. Другият асистиран режим е с възможност да се контролира от конзолата и вертикалната скорост, респективно режимите на изкачване и снижение.

При изключен режим АП и включен РУ, ПО има възможност за непосредствено управление на летателния апарат.

В командния център могат да се анализират и потенциални опасности от колизия със земната повърхност. Удобно за анализа на мисиите е редактирането на профила на полетния план, както и наблюдаването на текущото положение на летателния апарат. Визуализацията на полета при различни изгледи (поглед от кабината, поглед от земята и т.н.) се осъществява в симулатора с отворен код FlightGear.

Анализът на чувствителност (постоптималният анализ) се прави, за да се оцени степента на влияние на изменението на някой от параметрите, от които зависи дадена характеристика, върху нейната стойност. Като пример можем да разгледаме влиянието на излетната маса на ЛА и на силата на челно съпротивление върху максимална далечина на полета. Един от двата параметъра ще има по-голямо влияние върху характеристиката и при проектирането ще е по-изгодно да отделим повече усилия и средства на подобряване на стойността му.

Задълбочени анализи на избраният базов вариант на E VTOL БЛА СК се извършват в процеса на предварителното проектиране чрез симулации в пакети за CFD и FM анализи, които са добре развити в пакета Ansys и чрез физическо моделиране и изпитване в аеродинамични тръби и на стендове.

17. Общ вид на ЛА

Чертежът на общия вид на летателния апарат е документ съдържащ изображението на летателния апарат и основните му геометрични параметри.

Чертежът на общия вид се разработва след завършването на пресмятането на масовите и геометрични параметри на летателния апарат и неговите основни елементи и на компоновката и центровката.

18. Разработване на НЗ за основните подсистеми

Разработват се начални задания за всички основни подсистеми.

19. Финализиране на етапа на концептуалното проектиране

Финализирането на концептуалния проект завършва с оформянето на следните документи:

- *Концептуален 3D модел на ЛА*
- *Чертеж на общия вид на базовия вариант на ЛА;*
- *Чертеж на обемно-масовата компоновка;*
- *Техническо описание;*
- *Отчет за концептуалното проектиране.*

ОТЧЕТ ЗА КОНЦЕПТУАЛНОТО ПРОЕКТИРАНЕ

Отчетът за концептуалното проектиране описва извършената дейност, получените резултати и препоръки за следващи дейности по проекта и към други проекти. Към него се прилага информация за използваните методики и резултатите от извършените изчисления, симулации и оптимизации.

Отчетът и приложенията към него се съхраняват и в електронен формат, по начин който позволява лесното им използване и от други служители, които не са били в проектния екип.

ОБЩИ ИЗВОДИ, ЗАКЛЮЧЕНИЕ И БЛАГОДАРНОСТИ

Общи изводи

1. Направен е анализ на състоянието на изследванията на ЛА със съчленено крило и са разкрити техните предимства и недостатъци, отразени в релевантна информация. Определени са областите, в които те превъзхождат останалите схеми на ЛА.

2. Направен е анализ на състоянието на изследванията на VTOL самолети и са разкрити техните предимства и недостатъци при изпълнение на мисии.

3. Разработената обща методика за изследвания на ЛА със съчленено крило позволява да се разкрият техните предимства пред използваните конвенционални схеми и да се получат резултати, които да позволят широкото използване на тази схема при проектиране на нови летателни апарати.

4. Разработената обща методика за изследвания на ЛА със съчленено крило може успешно да се използва за създаване на модели, за тяхната валидация и верификация.

5. Разработените математически модели за теоретични изследвания на ЛА със съчленено крило позволяват да се отчете влиянието на основните параметри върху характеристиките за тази схема.

6. Разработените математически модели за теоретични изследвания на ЛА със съчленено крило успешно могат да се използват при оптимизация по зададен критерий.

7. Предложеният метод за реализиране на управление на ЛА със съчленено крило посредством управляващи двигатели осигурява добра устойчивост и управляемост, както и свойството свръхманевреност.

8. Предложеният метод за реализиране на управление на ЛА със съчленено крило посредством управляващи двигатели позволява да се реализира вертикално излитане, кацане и висене на ЛА при които се използва.

9. Направените експериментални изследвания за апробиране на теоретичните резултати позволиха да се направи верификация на моделите и допусканията и показаха приложимостта на теоретичните изследвания в практиката.

10. Направените експериментални изследвания могат да се използват в процеса на концептуалното проектиране на VTOL БЛА СК.

11. Получените резултати от изследванията на ЛА със съчленено крило разкриват качествените и количествени зависимости между характеристики и параметри.

12. Получените резултати от изследванията на ЛА със съчленено крило доказват, че използването за изследването модели са адекватни и достатъчно точни за целите на инженерната практика.

13. Сравнението на получените при изследванията на ЛА със съчленено крило резултати с такива, които са публикувани в научната литература, потвърждава адекватността на използваните в дисертационният труд модели и методи.

14. Разработената методика за концептуално проектиране на VTOL БЛА със съчленено крило позволява да се проектират полезни за практиката ЛА, които имат отлични летателно-технически характеристики.

15. Разработената методика за концептуално проектиране на VTOL БЛА със съчленено крило позволява да се проектират ЛА, които имат опростена експлоатация и повишена надеждност.

Заключение

Получените при изследванията на ЛА със съчленено крило резултати, както предложените метод и методика потвърждават основната хипотеза на дисертационния труд, че ЛА със съчленено крило могат да бъдат по-ефективни и екологични от използваните в настоящия момент схеми на ЛА.

Благодарности

Авторът изказва благодарност за моралната и материална подкрепа на колегите си, докторантите от Техническият университет – София и ИКТ – БАН, както и за оборудването и финансовата подкрепа от проектите, по които се извършиха част от изследванията:

1. Договор НИС ТУ София № 142 ПД0025-24/28.03.2014 Изследвания на безпилотен летателен апарат със съчленено крило и управляем вектор на тягата за реализация на автономен полет с автопилот, ръководител доц. д-р Д. Зафиров.

2. Договор НИС ТУ София № I-272/10.05.2005 – Експериментално определяне на аеродинамичните характеристики на летателен апарат със съчленено крило, ръководител доц. д-р Д. Зафиров

3. Договор НИС ТУ София НВС-01-00070-7/30.09.2008 г. Методика за определяне на оптимални параметри на съчленено крило при предварителното проектиране на летателни апарати, ръководител доц. д-р Д. Зафиров

4. BG161PO003-1.2.04-0053-C0001, по ОП „Развитие на конкурентоспособността на българската икономика” 2007-2013, процедура BG161PO003-1.2.04 „Развитие на приложните изследвания в изследователските организации в България”, “Информационен комплекс за аерокосмически мониторинг на околната среда“ (ИКАМОС) с ръководител чл.-кор. проф. П. Гецов

Специални сърдечни благодарности изказвам на доц. д-р Христиан Панайотов за дългогодишната съвместна работа и съпричастие в областта на ЛА със съчленено крило.

Приноси в дисертационния труд

Научни

1. Разработена е класификация на ЛА с крило със затворен контур, която се използва за генериране на варианти в процеса на концептуалното проектиране.
2. Разработен и изследван е метод за реализиране на управление на ЛА със съчленено крило посредством управляващи двигатели, който позволява значително да се повиши маневреността и надеждността им, а при определени обстоятелства да се извършва вертикално излитане и кацане, както и висене.
3. Разработен и изследван е математически модел на движението на самолет със съчленено крило, който отчита наличието на по-голям брой управляващи плоскости, които изпълняват различни функции.
4. Разработен и изследван е математически модел за теоретични изследвания на ЛА със съчленено крило.
5. Разработен и изследван е математически модел на движението при вертикално излитане и кацане на ЛА със съчленено крило с управляващи двигатели.

Научно-приложни

1. Разработена е обща методика за изследването на ЛА със съчленено крило.
2. Разработена е методика за концептуално проектиране на БЛА със съчленено крило.
3. Направени са експериментални изследвания за апробиране на теоретичните резултати.
4. Извършена е оценка на получените резултати от изследванията на ЛА със съчленено крило.

Практически

1. Разработен и изработен е стенд за определяне на инерционни моменти, на който са определени стойностите на осовите инерционни моменти и центъра на масата на различни варианти на самолети със съчленени крила.
2. Разработен и изработен е стенд за определяне на тягата на двигатели за ЛА при различни скорости на полета.
3. Получен е патент за изобретение "Самолет със съчленено крило" № 65998 от 21.10.2010.
4. Получен е патент за изобретение "Вертикално излитащ и кацащ самолет със съчленено крило" № 66681 от 17.05.2018 г.

Публикации по дисертационния труд

1. **Zafirov D.**, Autonomous VTOL Joined-Wing UAV. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2013, Boston, Massachusetts, USA, 19-22 August 2013, Volume 2, Curran Associates, Inc., pp. 1386-1404, ISBN:978-1-62993-154-8 **Цитиране 1**
2. **Zafirov, D.** Closed Wing Aircraft Classification. *International Journal of Engineering Research and Technology*. Vol. 3 Issue 1, January-2014, 10-15, ISSN:2278-0181 **Impact factor**
3. **Zafirov, D.** Joined Wing UAV Maneuverability. *International Journal of Research in Engineering and Technology*. Volume 2, Issue 11| Nov-2013, 377-380, eISSN:2319-1163, pISSN:2321-7308. **Impact factor**
4. **Zafirov, D.** Joined Wings Thrust Vectored UAV Flight Envelope, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2010, Toronto, Ontario, Canada, 2-5 August 2013, Volume 1, Curran Associates, Inc., pp. 153-161, ISBN:978-1-61782-333-6. **Цитиране 1**
5. **Zafirov, D.** Moments of Inertia of Joined Wing UAV. *International Journal of Research in Engineering and Technology*, Volume 2, Issue 12| Dec-2013, pp. 325-331, eISSN:2319-1163, pISSN:2321-7308. **Impact factor**
6. **Zafirov, D., Panajotov H.**, UAV Joined-Wing Test Bed. *Proceedings of 4th CEAS in Linköping*, 2013, Sweden, pp. 516-524, mISBN 978-91-7519-519-3. **Цитиране 1**
7. **Божков А., Роглев П., Зафиров, Д.** Определяне на инерционните моменти на безпилотен летателен апарат със съчленено крило. БулТранс-2011 Сборник доклади, Созопол, Септември 27-30, 2011, с. 26-29, ISSN 1313-955X. **Цитиране 1**
8. **Зафиров Д.** Автономен безпилотен летателен апарат. - *Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications", 2011, International Conference Engineering, Technologies and Systems TechSys 2011, Vol. 16, Book 2, с. 87-92, ISSN 1310-8271. **Цитиране 1***
9. **Зафиров Д. И.** Високоманеврен самолет със съчленено крило. - *Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications", 2009, International Conference Engineering, Technologies and Systems TechSys 2009, Vol. 14(2), с. 375-380, ISSN 1310-271. **Цитиране 2***
10. **Зафиров Д. И., Панайотов Х. П.** Анализ на експериментални резултати на самолети със съчленено крило. БулТранс-2009 Сборник доклади, Созопол, Септември 24-26, 2009, с. 82-85, ISSN 1313-955X. **Цитиране 2**

11. Зафиров, Д., Панайотов, Х. Методика за определяне на аеродинамичните коефициенти на безпилотен самолет, БулТранс-2011 Сборник доклади, Созопол, Септември 27-30, 2011, с. 47-50, ISSN 1313-955X. Цитиране 2

12. Панайотов Х. П., Зафиров Д. И. Изследване на аеродинамичните характеристики на съчленено крило с помощта на Навие-Стокс базирана повърхнина на отклика. Научна конференция Мотоауто, Пловдив, 14-17 октомври 2004, с. 33-36,- ISSN 954-9322-05-X. Цитиране 2

13. Панайотов Х. П., Зафиров Д. И. Изследвания върху безпилотни летателни апарати със съчленено крило. Механика на машините, год. XXI, кн. 3, 2013, с. 41-44, ISSN 0861-9727.

14. Панайотов Х. П., Зафиров Д. И. Методика за изследване зависимостта на аеродинамичните характеристики на съчленено крило от някои геометрични параметри чрез построяване на повърхнина на отклика. ЮНС "90 години авиационно образование в България", Д. Митрополия, 22-23 април 2004, с. 140-146, ISBN 954-713-068-4 (т. 1).

15. Панайотов Х. П., Стоянов П. И., Зафиров Д. И. Изчисляване на аеродинамичните коефициенти и производни на самолет със съчленено крило в надлъжното движение SENS 09, София, 2009 Цитиране 2

16. Панайотов Х. П., Стоянов П. И., Зафиров Д. И. Определяне на балансировъчните отклонения на аеродинамичните кормила на самолет със съчленено крило в надлъжното движение. SENS 09, София, 2009

17. Панайотов Х., Зафиров Д. Оптимизация на аеродинамичните характеристики на съчленено крило за безпилотен летателен апарат. *Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications" Anniversary Scientific Conference 2006, Vol. 13(8),с. 12-19, ISSN 1310-8271.*

Цитиране 1

18. Панайотов, Х., Д. Зафиров Изследване на аеродинамични характеристики на съчленено крило по метода на дискретните вихри. ЮНС "10 години катедра Въздушен транспорт" 01-03 октомври 2003, София, с. 99-106.

19. Панайотов, Х., Хаджиев Й., Зафиров, Д. Интеграция на автопилот и безпилотен летателен апарат със съчленено крило. БулТранс-2011 Сборник доклади, Созопол, Септември 27-30, 2011, с. 96-98, ISSN 1313-955X.

20. Панайотов, Х., Хаджиев Й., Зафиров, Д. Симулиране на автономен полет на безпилотен самолет със съчленено крило и автопилот Piccolo II. БулТранс-2011 Сборник доклади, Созопол, Септември 27-30, 2011, с. 99-102, ISSN 1313-955X.

21. Стоянов П. Д. И. Зафиров Изследване на динамични характеристики на летателен апарат със съчленено крило. ЮНС "10 години катедра Въздушен транспорт" 01-03 октомври 2003, София, с. 107-112.

22. Стоянов П. И., Зафиров Д. И. Изследване изменението на коефициента на надлъжен момент при различни конфигурации на летателен апарат със съчленено крило. ЮНС "10 години катедра Въздушен транспорт" 01-03 октомври 2003, София, с. 113-116.

23. Стоянов П. И., Зафиров Д. И. Изследване на динамичните характеристики на краткoperиодичното надлъжно смутено движение на летателен апарат със съчленено крило. Научна конференция Мотоауто, Пловдив, 14-17 октомври 2004, с. 37-40.

24. Стоянов П. И., Зафиров Д. И. Методика за експериментално изследване на динамичните характеристики на надлъжно движение на летателен апарат със съчленено крило в аеродинамична тръба УЛАК-1. ЮНС "90 години авиационно образование в България", Д. Митрополия, 22-23 април 2004, с. 134-139, ISBN 954-713-068-4 (т. 1).

25. Хаджиев, Й., Вранчев Т., Зафиров Д. Вертикално излитане и кацане на самолет със съчленено крило. - *Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications", 2012, International Conference Engineering, Technologies and Systems TechSys 2009, Vol. 18, с. 73-80, ISSN 1310-8271.*

СПИСЪК НА ИЗПОЛЗВАНАТА ЛИТЕРАТУРА

На кирилица

1. **Бедржицкий Е. Л., Дубов Б. С., Радциг А. Н.** Теория и практика аэродинамического эксперимента, М.: МАИ, 1990
2. **Божков А., Роглев П., Зафиров, Д.** Определяне на инерционните моменти на безпилотен летателен апарат със съчленено крило. БулТранс-2011 Сборник доклади, Созопол, Септември 27-30, 2011, с. 26-29, ISSN 1313-955X.
3. **Брусов В. С., Баранов С. К.** Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. М.: Машиностроение 1989 г.
4. **Бюшгенс Г. С.** Аэродинамика, устойчивость и управляемость самолетов, М.: Наука, 1998
5. **Гешев Диан.** Аеродинамика на летателните апарати. Основен курс, София, Кинг-2001, 341 с. ISBN 954-9518-18-3.
6. **Гешев Д. Н., Пенчев С. И., Савов В. С.** Дозвукови аеродинамични тръби в Република България, ЮНС „110 години въздухоплаване в България”, т. 2, Д. Митрополия, 2002
7. **Гешев Д., Узунов С., Савов В., Димитров К.** Аеродинамика и динамика на полета на самолета, С.: МО, 1996 г.
8. **Горлин С. М., Слезингер И. И.** Аэромеханические измерения. Методы и приборы., М.: Наука, 1964.
9. **Егер С. М.** Проектирование самолетов, М.: Машиностроение, 1983
10. **Зафиров Д.** Автономен безпилотен летателен апарат. - *Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications", 2011, International Conference Engineering, Technologies and Systems TechSys 2011, Vol. 16, Book 2, с. 87-92, ISSN 1310-8271.*
11. **Зафиров Д. И.** Високоманеврен самолет със съчленено крило. - *Journal of the Technical University Sofia, branch Plovdiv, "Fundamental Sciences and Applications", 2009, International Conference Engineering, Technologies and Systems TechSys 2009, Vol. 14(2),с. 375-380, ISSN 1310-271.*

12. **Зафиров Д. И.** Маневри на самолети със съчленено крило. БулТранс-2009 Сборник доклади, Созопол, Септември 24-26, 2009, с. 78-81, ISSN 1313-955X.
13. **Зафиров Д. И.** Перспективи за внедряването на CALS технологията в българската индустрия. ЮНС, Д. Митрополия 22-23 април 2004
14. **Зафиров Д. И.** Функционален модел на процеса на проектиране на летателни апарати при прилагане на CALS технология. ЮНС, Д. Митрополия 22-23 април 2004
15. **Зафиров Д. И., Стоянов П.** Проектиране на нови продукти и процеси за армиите на страните членки на НАТО. Международен семинар “Хемус 2002”
16. **Зафиров Д. И., Х. П. Панайотов,** Анализ на експериментални резултати на самолети със съчленено крило, БулТранс-2009 Сборник доклади, Созопол, Септември 24-26, 2009, с. 82-85, ISSN 1313-955X.
17. **Зафиров Д. И., Х. П. Панайотов,** Методика за определяне на аеродинамичните коефициенти на безпилотен самолет, БулТранс-2011 Сборник доклади, Созопол, Септември 27-30, 2011, с. 47-50, ISSN 1313-955X.
18. **Зафиров Д.** *Интегрирано проектиране на продукти и процеси за транспортни средства (CALS подход), Хемус 2006*
19. **Зафиров Д.** *Надлъжна устойчивост на самолет със съчленено крило.* Доклад на научна конференция trans & MOTAUTO '08, Созопол, 18-20.09.2008
20. **Зафиров Д., Лозанов Л.** *Определяне на характеристиките на летателен апарат чрез анализиране на полетната информация* ЮНС “10 години катедра Въздушен транспорт” 01-03 октомври 2003
21. **Зафиров, Д.** *Ролята на CAD/CAM/CAE системите в управление на жизнения цикъл на продукта* стр. 67-69, IV Международен конгрес “Механични инженерни технологии ‘04”, Септември 23-25, 2004, Варна
22. **Зафиров, Д.** *Управление на жизнения цикъл на летателните апарати* стр. 70-73, IV Международен конгрес “Механични инженерни технологии ‘04”, Септември 23-25, 2004, Варна
23. **Зафиров, Д., Панайотов, Х.,** *Методика за определяне на аеродинамичните коефициенти на безпилотен самолет,* Бултранс 2010, Созопол

24. **Колесников Г. А.** Аэродинамика летательных аппаратов, М.: Машиностроение, 1993
25. **Кринецкий Е. И.** Основы испытаний летательных аппаратов, М.: Машиностроение, 1989
26. **Лойцянский Л. Г.** Механика жидкости и газа, М.-Л.: Гостехиздат, 1950
27. **Миронов А. Д.** Методы исследования на летающих моделях, М.: Машиностроение, 1988
28. **Митков Ат., Минков Д.** Математични методи на инженерните изследвания, Русе, 1985
29. **Панайотов Х. П.** Възстановяване на траекторията на полета по данни на MEMS-базирана инерциална навигационна система, *Сб. от доклади на Научна конференция с международно участие по авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии БулТранс-2012*, 26-28 септември 2012, Созопол, стр. 87-91
30. **Панайотов Х. П.** Експериментално изследване на полета на лек акробатичен самолет за създаване на изкуствена микрогравитация, *Научно списание Journal of the Technical University-Sofia, Plovdiv Branch*, Vol. 17, ISSN 1310-8271, 2012, стр. 115-120
31. **Панайотов Х. П.** Определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило при предварителното проектиране на безпилотен летателен апарат, *Автореферат на дисертация за получаване на образователната и научна степен „ДОКТОР”*, Пловдив, 2007
32. **Панайотов Х. П.** Оптимизация на проектните параметри на безпилотен летателен апарат със съчленено крило, *Сб. от доклади на XIV Международна научно-техническа конференция Trans & Motauto '07*, 08-10 ноември 2007, стр. 103-106
33. **Панайотов Х. П., С. И. Пенчев, А. Д. Божков, Д. И. Зафиров,** Изследване на характеристиките на тунелен вентилатор в аеродинамична тръба, *Сб. от доклади на Научна конференция с международно участие по авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии БулТранс-2010*, 24-26 септември 2010, Созопол, стр. 61-64

34. **Панайотов Х. П., Д. И. Зафиров** Изследвания върху безпилотни летателни апарати със съчленено крило, *Сб. от доклади на XXXIX Национален семинар по Динамика на механични системи, Дни на механиката във Варна, 8-10 Септември 2012*

35. **Панайотов Х. П., Д. И. Зафиров**, Ръководство за курсово проектиране на летателни апарати, Пловдив, *Автопринт ООД*, ISBN 978-954-8932-61-5, 2013

36. **Панайотов Х. П., Зафиров Д. И.** Експериментално определяне на аеродинамичните характеристики на летателен апарат със съчленено крило, *Сб. от доклади на XII Международна научно-техническа конференция Trans & Motauto '05+, 25-25 ноември 2005*, В. Търново, Научно списание Техника и технологии, том. II, ISBN 954-9322-10-6, 2005, стр. 281-284

37. **Панайотов Х. П., Зафиров Д. И.** Изследване на аеродинамични характеристики на съчленено крило по метода на дискретните вихри, *Сб. от доклади на ЮНС „10 години катедра „Въздушен транспорт”, София, 2003*, стр. 99-106

38. **Панайотов Х. П., Зафиров Д. И.** Изследване на аеродинамичните характеристики на съчленено крило с помощта на Навие-Стокс базирана повърхнина на отклика. стр. 33-36. Научна конференция Мотоауто, Пловдив, 14-17 октомври 2004

39. **Панайотов Х. П., Зафиров Д. И.** Изследвания върху безпилотни летателни апарати със съчленено крило [Article] // XXXIX Национален семинар по Динамика на механични системи. - Варна : [s.n.], 2012.

40. **Панайотов Х. П., Зафиров Д. И.** Методика за изследване зависимостта на аеродинамичните характеристики на съчленено крило от някои геометрични параметри чрез построяване на повърхнина на отклика, *Сб. от доклади на ЮНС „90 години авиационно образование в България”, т. 1, Д. Митрополия, април 2004*, стр. 140-146

41. **Панайотов Х. П., Зафиров Д. И.** Определяне на аеродинамичната производна c_{ya}^{α} на съчленено крило чрез метода на дискретните вихри и Навие-Стокс базирана поправка, *Сб. от доклади на т.1 ЮНС „120 години от Съединението”, Д.Митрополия, 2005*, стр. 99-106

42. **Панайотов Х. П., П. И. Стоянов, Д.И. Зафиров**, Изчисляване на аеродинамичните коефициенти и производни на самолет със съчленено крило в надлъжното движение, *Сб. от доклади на Fifth Scientific Conference Space, Ecology, Nanotechnology, Safety, SENS 2009*, София, стр. 78-81

43. **Панайотов Х. П., П. И. Стоянов, Д.И. Зафиров,** Определяне на балансировъчните отклонения на аеродинамичните кормила на самолет със съчленено крило в надлъжното движение, *Сб. от доклади на Fifth Scientific Conference Space, Ecology, Nanotechnology, Safety, SENS 2009*, София, стр. 72-77
44. **Панайотов Х. П., П. И. Стоянов,** Изчисляване на положението на аеродинамичния фокус на съчленено крило, *Научно списание Journal of the Technical University - Sofia, Plovdiv Branch*, Vol. 14(2), ISSN 1310-8271, 2009, стр. 387-392
45. **Панайотов Х. П., Стоянов П. И., Зафиров Д. И.** Изчисляване на аеродинамичните коефициенти и производни на самолет със съчленено крило в надлъжното движение *SENS 09*, София, 2009
46. **Панайотов Х. П., Стоянов П. И., Зафиров Д. И.** Определяне на балансировъчните отклонения на аеродинамичните кормила на самолет със съчленено крило в надлъжното движение. *SENS 09*, София, 2009
47. **Панайотов Х., Зафиров Д.** Оптимизация на аеродинамичните характеристики на съчленено крило за безпилотен летателен апарат *Journal of the Technical University at Plovdiv "Fundamental Sciences and Applications"*, Vol. 13(8), 2006 Anniversary Scientific Conference '2006, BULGARIA, 12-19
48. **Панайотов Х., Й. Хаджиев, Д. Зафиров,** Интеграция на автопилот и безпилотен летателен апарат със съчленено крило, *Сб. от доклади на Научна конференция с международно участие по авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии БулТранс-2011*, 27-30 септември 2011, Созопол, стр. 96-98
49. **Панайотов Х., Й. Хаджиев, Д. Зафиров,** Симулиране на автономен полет на безпилотен самолет със съчленено крило и PicoLo II, *Сб. от доклади на Научна конференция с международно участие по авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии БулТранс-2011*, 27-30 септември 2011, Созопол, стр. 99-102
50. **Панайотов Х., Й. Хаджиев,** Изследване на аеродинамиката на безпилотен самолет за реализация на автономен полет, *Сб. от доклади на Научна конференция с международно участие по авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии БулТранс-2011*, 27-30 септември 2011, Созопол, стр. 103-106

51. **Панайотов, Х., Д. Зафиров** *Изследване на аеродинамични характеристики на съчленено крило по метода на дискретните вихри* ЮНС “10 години катедра Въздушен транспорт” 01-03 октомври 2003

52. **Панайотов, Х., Пенчев С., Божков А., Зафиров, Д.,** *Изследване на характеристиките на тунелен вентилатор в аеродинамична тръба*, Бултранс 2010, Созопол

53. **Панайотов, Х., Хаджиев Й., Зафиров, Д.** *Симулиране на автономен полет на безпилотен самолет със съчленено крило и автопилот Pico II*. Бултранс 2011, Созопол

54. **Паронов, М., Д. Зафиров** *Методика за изследване на аеродинамичните характеристики на летателен апарат със съчленено крило и струен двигател* ЮНС “10 години катедра Въздушен транспорт” 01-03 октомври 2003

55. **Пенчев Ст., Х. Панайотов, Д. Зафиров, П. Стоянов,** *Автоматизирана система за управление на аеродинамичния експеримент и обработка на резултатите, Сб. от доклади на XII Международна научно-техническа конференция Trans & Motauto '05+, 25-25 ноември 2005, В. Търново, Научно списание Техника и технологии, том. II, ISBN 954-9322-10-6, 2005, стр. 285-287*

56. **Пэнкхерст Р., Холдер Д.** *Техника експеримента в аеродинамических трубах*, М.:ИЛ, 1955

57. **Стойнов П. Д. И. Зафиров** *Изследване на динамични характеристики на летателен апарат със съчленено крило* ЮНС “10 години катедра Въздушен транспорт” 01-03 октомври 2003

58. **Стойнов П. И., Зафиров Д. И.** *Методика за експериментално изследване на динамичните характеристики на надлъжно движение на летателен апарат със съчленено крило в аеродинамична тръба УЛАК-1.* ЮНС, Д. Митрополия 22-23 април 2004

59. **Стойнов П. И., Зафиров Д. И.** *Изследване изменението на коефициента на надлъжен момент при различни конфигурации на летателен апарат със съчленено крило.* Юбилейна научна сесия “10 години катедра Въздушен транспорт”, София 01-03 октомври 2003.

60. **Стоянов П. И., Зафиров Д. И.** Изследване на динамичните характеристики на надлъжното движение на летателен апарат със съчленено крило. Годишник на ВА "Г. С. Раковски", бр. 83, стр. 175-182, 2004

61. **Стоянов П. И., Зафиров Д. И.** *Методика за експериментално изследване на динамичните характеристики на надлъжно движение на летателен апарат със съчленено крило в аеродинамична тръба УЛАК-1.ЮНС*, Д. Митрополия 22-23 април 2004

62. **Хаджиев, Й., Вранчев Т., Зафиров Д.** *Вертикално излитане и кацане на самолет със съчленено крило*, *Journal of the Technical University-Sofia, Plovdiv branch, Vol. 18, 2012*

На латиница

63. **Abbott J.** Design of Experiments. Class notes, 2004

64. **Addoms, R.B. and Spaid, F.W.**, "Aerodynamic Design of High Performance Biplane Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 12, Aug. 1975, pp. 629-630.

65. **Bagwill T. L., Selberg B. P.** Aerodynamic Investigation of Twist and Cant Angles for Joined Wing Transport Aircraft, AIAA -97-0037, 1997

66. **Beard R. et al** Autonomous Vehicle Technology for Small Fixed-Wing UAVs, *Journal of Aerospace*, 2005

67. **Bernadini G., Mastroddi F.** Multidisciplinary Design Optimization for the Preliminary Design of Aeronautical Configurations, Roma, Italy, AIAA 2004-1544, 2004

68. **Biber K., Ol M.V., Tilmann C.P.** Some Examples of Airfoil Design for Future Unmanned Air Vehicles Concepts, AIAA 2004-1050, 2004

69. **Blair M., Canfield R. A.** A Joined-Wing Structural Weight Modeling Study, AIAA-2002-1337, 2002

70. **Bowers, P.M.**, *Unconventional Aircraft*, Tab Books, Inc., Blue Ridge Summit, PA, 1984.

71. **Breitsamter Ch., Laschka B.** Vortical Flowfield Structure at Forward Swept-Wing Configurations, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, 2001

72. **Bulot, C.** "Joined Wings: Modernizing an Old Concept," *Homebuilt Aircraft*, Vol. 10, March 1983, pp. 20-23, and 70.

73. **Butler R., Hansson E.** Comparison of Multidisciplinary Design Optimization Codes for Conceptual and Preliminary Wing Design, *Journal of Aircraft*, Vol 36, 1999
74. **Cahill, J.F., and Stead, D.H.** "Preliminary Investigation at Subsonic and Transonic Speeds of Aerodynamic Characteristics of a Biplane Composed of a Swept-Back and Swept-Forward Wing Joined at the Tip," NACA RM L53L34B, March 1954.
75. **Chung H. S., Alonso J. J.** Using Gradients to Construct Response Surface Models for High-Dimensional Design Optimization Problems, AIAA-2001-922
76. **Clyde, J.A.** "Transonic Design and Wind Tunnel Testing of a Joined Wing Concept," AIAA Paper 84-2433, 1984.
77. **Clyde, J.A., Bonner, E., Goebel, T.P., and Spachl, L.** "Joined Wing Transonic Design and Test Validation," Rockwell International Corp., NAAO Div., Los Angeles, CA, Rept. 84-1434, June 1984.
78. **Cooper E. D., McKenna D. W.** Design of a Twin-Engine Short-Haul Commuter Aircraft for the 1990s, AIAA-86-0077, 1986
79. **Cornelle J., Franke M. E.** Wind tunnel tests of a joined wing missile model, USAF, Inst. of Technology, AIAA-2000-938
80. **Cornelle J.** Wind Tunnel Investigation of Joined-Wing Configurations, Thesis, USAF, 1999
81. **DeLaurier, J.** "Drag of Wings with Cambered Airfoils and Partial Leading-Edge Suction," *Journal of Aircraft*, Vol. 20, Oct. 1983, pp. 882-886.
82. **Durham, M.H.** "Flutter Tests on High-Aspect-Ratio Model Joined and Cantilever Wings for High Altitude Platforms," Kentron International Corp., Hampton, VA.
83. **Fairchild M. P.** Structural Weight Comparison of a Joined-Wing and a Conventional Wing, AIAA-81-0366, 1981
84. European Aeronautics: A Vision for 2020, Report of The Group of Personalities, January 2001, ISBN 92-894-0559-7
85. **Fanjoy D. W., Dorney D. J.** A Study of Tandem-Airfoil Interaction in Different Flight Regimes, AIAA-97-0515, 1997
86. **Foch R. J., Ailinger K. G.** Low Reynolds Number, Long Endurance Aircraft Design, AIAA 92-1263, 1992

87. **Frediani, A.** The Prandtl Wing, in Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft, von Kármán Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series 2005-06, June 2005
88. **Frink N. T.** Unstructured Navier-Stokes on Joined Wing, NASA Langley Research Center, 1999
89. **Gad-el-Hak M.** Flow Control: The Future, Journal of Aircraft Vol. 38, 2001
90. **Gallman J. W., Kroo I. M.** Optimization for Joined-Wing Aircraft, Journal of Aircraft Vol. 30, 1993
91. **Gallman J. W., Kroo I. M.** Structural Optimization for Joined-Wing Aircraft, Journal of Aircraft Vol. 33, 1996
92. **Gallman J. W., Kroo I. M., Smith S. C.** Design Synthesis and Optimization of Joined-Wing Transports, AIAA-90-3197, 1990
93. **Goldschmied F. R., Monroeville P. A.** On the Aerodynamic Optimization of Mini-RPV and Small GA Aircraft, AIAA-84-2163, 1984
94. **Goldsmith, I. M.** "A Study to Define the Research and Technology Requirements for Advanced Turbo/Propfan Transport Aircraft," Douglas Aircraft Company, Long Beach, CA, NASA CR-166138, 1981.
95. **Gopalarathnam A., Selig M. S.** A Hybrid Method for Multipoint Inverse Wing Design, Urbana, Illinois, 1999
96. **Haftka R. T.** Multidisciplinary Optimization of a Transonic Commercial Transport with Strut-Braced Wing, Journal of Aircraft, Vol. 38, 2001
97. **Hagenauer B.** NASA selects nine new projects for RevCon, XPress, 2000
98. **Hajela P., Chen J. L.** Optimum Structural Sizing of Conventional Cantilever and Joined Wing Configurations Using Equivalent Beam Models, Florida, AIAA-86-2653, 1986
99. **Hajela, P.,** "Weight Evaluation of the Joined Wing Configuration," Final Report, Department of Engineering Sciences, University of Florida, Gainesville, FL, 1983.
100. **Hall-Warren, N.** "Design of Tailless Aircraft," *Flight* (UK), Aug. 10, 1950, pp. 179-181.
101. **Henderson, W.P. and Huffman, J.K.,** "Aerodynamic Characteristics of a Tandem Wing Configuration at a Mach Number of 0.30," NASA TM X-72779, Oct. 1975.

102. **Hoerner, S.F. and Borst, H. V.** "Fluid-Dynamic Lift," Hoerner Fluid Dynamics, Brick Town, NY, 1975.
103. **Hur J., Beran P., Huttzell L.** Parametric Mesh Deformation for Sensitivity analysis and design of a Joined –Wing Aircraft, AIAA-2004-116, 2004
104. **Iemma U., Diez M., Morino L.** Community Noise Impact on the Conceptual Design of Innovative Aircraft Configurations, Universita “Roma Tre”, Roma, Italy, 2005
105. **Igoe, W.B., and Cassetti, M.D.** "Transonic Aerodynamic Characteristics of a Wing-Body Combination Having a 52.5 Deg Sweptback Wing of Aspect Ratio 3 and Conical Camber and Designed for a Mach Number of V_2 ," NASA TN D-817, May 1961.
106. **Jameson A.** The Role of CFD in Preliminary Aerospace Design, 4TH ASME Joint Fluids Engineering Conference, Hawaii 2003
107. **Jameson A., Leoviriyakit K.** Aerodynamic Shape Optimization of Wing Including Planform Variations, AIAA 2003-0210, 2003
108. **Jameson, Pierce et al.** Optimum Aerodynamic Design using the Navier-Stokes Equations, AIAA-1997-101, 1997
109. **Johnson E. N., Proctor A. A. et al.** Development and Test of Highly Autonomous Unmanned Aerial Vehicles, Journal of Aerospace, 2004
110. **Jones, R.T.** "Classical Aerodynamic Theory," NASA Reference Publication 1050, 1979.
111. **Kaloyanova V.** Aerodynamic and Structural Behavior of a Joined-Wing Configuration of a HALE Aircraft, ICNPAA 2004, Timisoara, 2004
112. **Kaloyanova V. B., Ghia K. N., Ghia U.** Structural modeling and optimization of the joined-wing of a High-Altitude Long-Endurance aircraft, University of Cincinnati, 2005
113. **Katz J., Plotkin A.** Low Speed Aerodynamics. Second Edition, Cambridge Aerospace Series, 2001
114. **Knill D.** Response Surface Models Combining Linear and Euler Aerodynamics for Subsonic Transport Design, Journal of Aircraft Vol. 36, 1999
115. **Kroo I. M., Gallman J.** Aerodynamic and Structural Studies of Joined-Wing Aircraft, Journal of Aircraft Vol. 28, 1991

116. **Kroo I., Altus S., Braun R.** Multidisciplinary Optimization Methods for Aircraft Preliminary Design, AIAA 94-4325, 1994
117. **Kulhman, J. M. and Ku, T. J.** "Numerical Optimization Techniques for Bound Circulation Distribution for Minimum Induced Drag of Non-Planar Wings: Computer Program Documentation," NASA CR-3458, 1982.
118. **Lamar, J. E.** "A Vortex-Lattice Method for the Mean Camber Shapes of Trimmed Noncoplanar Planforms with Minimum Vortex Drag," NASA TN D-8090, 1976.
119. **Lange, R. H. et al.** "Feasibility Study of the Transonic Biplane Concept for Transport Aircraft Application," NASA CR-132462, 1974.
120. **Letcher, J. S.** "V-Wings and Diamond-Ring Wings of Minimum Induced Съпротивление," *Journal of Aircraft*, Vol. 9, Aug. 1972, pp. 605-607.
121. **Marisarla S., Narayanan V., Ghia U., Ghia K.** Prediction of Structural Behavior of Joined- Wing Configuration of High-Altitude Long-Endurance, AIAA 2004-625, 2004
122. **Miranda, L. R. and Dougherty, G. L.,** "Transonic Wind Tunnel Testing of a Low Induced Drag Lifting System, Vols. I and II," Lockheed Aircraft Corp., Burbank, CA, Feb. 1974.
123. **Miura, H., Shyu, A., and Wolkovitch, J.** "Parametric Weigh! Evaluation of Joined Wings by Structural Optimization," AIAA Paper 85-0642-CP, April 1985.
124. **Nadarajah S. K.** The Discrete Adjoint Approach to Aerodynamic Shape Optimization, 2003
125. **Nangia R. K.** Towards Designing Novel High Altitude Joined-Wing Sensor-Craft (HALE-UAV), AIAA 2003-2695, 2003
126. **Nangia R. K., Palmer M. E., Tilmann C. P.** On Design of Unconventional High Aspect Ratio Joined-Wing Type Aircraft, ICAS 2002 Congress, 2002
127. **Nangia R. K., Palmer M. E., Tilmann C. P.** Planform Variation Effects in Unconventional High Aspect Ratio Joined-Wing Incorporating Laminar Flow, AIAA Paper, 2005
128. **Nangia R. K., Palmer M. E., Tilmann C. P.** Unconventional High Aspect Ratio Joined-Wing Aircraft Incorporating Laminar Flow, AIAA-2003-3927, 2003

129. **Nietz T. C., Barber S.** An Innovative UAV Design, AIAA 2004-6380, 2004
130. **Panayotov H.**, Investigation of Dutch Roll of a Joined-Wing Aircraft, *Cб. om доклади на Scientific Conference on Aeronautics, Automotive and Railway Engineering and Technologies BulTrans-2012, 26-28 September 2012, Sozopol, Bulgaria*, pp. 84-87
131. **Peric M., Ferziger J. H.** Computational Methods for Fluid Dynamics, Springer – Verlag Berlin Heidelberg, 1996
132. **Perkins J. N., Cheatwood F. M. et al** The Design and Testing of Several Joined-Wing RPV's, AIAA-85-0275, 1985
133. **Platz, R.**, "Ein neuartiges Segelflugzeug," *Zeitschrift fur Flugtechnik und Motor Luftschiffahrt*, Vol. 13, 1922.
134. **Player J. L., Gingras D. R.** Rapid Simulation Development for Elevation of Conceptual Unmanned Aerial Vehicles, AIAA 2004-5042, 2004
135. **Prandtl, L.** Induced Drag of Multiplanes, NACA TN-182, March 1924
136. **Munk, M.** The Minimum Induced Drag of Airfoils, NACA Report No. 121, March 1921
137. **Rallabhandi S. K., Cagatay E., Mavris D. N.** An Improved Procedure for Prediction of Drag Polars of a Joined-Wing Concept Using Physics-Based Response Surface Methodology, AIAA 2001-3015, 2001
138. **Rasmussen C. C., Canfield R. A., Blair M.** Joined-Wing Sensor-Craft Configuration Design, AIAA-2004-1760, 2004
139. **Raymer D.** Enhancing Aircraft Conceptual Design using Multidisciplinary Optimization, Doctoral Thesis, ISBN 91-7283-259-2, 2002
140. **Raymer D. P.** Aircraft Design: A Conceptual Approach. Fourth Edition, AIAA Education Series, AIAA Inc., Reston, Virginia, 2006
141. **Rhodes, M. D. and Selberg, B. P.**, "Benefits of Dual Wings over Single Wings for High-Performance Business Airplanes," *Journal of Aircraft*, Vol. 21, Feb. 1984, pp. 116-127.
142. **Samuels, M. F.**, "Structural Weight Comparison of a Joined Wing and a Conventional Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 19, June 1982, pp. 485-491.

143. **Schwartz J., Canfield R. A., Maxwell B.** Aero-Structural Coupling and Sensitivity of a Joined-Wing SensorCraft, AIAA 2003-1580
144. **Selberg B. P., Cronin D. L.** Aerodynamic – Structural Optimization of Positive/Negative Stagger Joined Wing Configurations, AIAA Paper, 1986
145. **Shyu, A.,** "Analysis of Structural Weights of Joined and Cantilever Wing Systems for Transports," forthcoming NASA Ames Research Center Report.
146. **Siuru W.** Supermaneuverability: Fighter technology of the future, Aerospace Power Journal, 1988
147. **Smith S. C., Cliff S.E., Kroo I.M.** The Design of a Joined-Wing Flight Demonstrator Aircraft, AIAA-87-2930, 1987
148. **Spall R. E.** Numerical Study of a Wing-Tip Vortex Using Euler Equations, Journal of Aircraft 2001 vol.38, 0021-8669
149. **Sturdza P., Manning V. M., Kroo I. M.** Boundary Layer Calculations for Preliminary Design of Wing in Supersonic Flow, Stanford University
150. **Sue Baker** AFRL Tests Joined-Wing Technology Demonstrator, AFRL, 2006
151. **Sweetman B.** Flights of Fancy Take Shape, 2000
152. **Turner, C. D. and Ricketts, R. H.** "Aeroelastic Considerations for Patrol High Altitude Surveillance Platforms," AIAA Paper 83-0924-CP, 1983.
153. **Tyler Ch., Schwabacher G., Carter D.** Comparison of Computational and Experimental Studies for a Joined-Wing Aircraft, AIAA 2002-0702, 2002
154. **Weishaar T. A., Lee D. H.** Aeroelastic Tailoring of Joined-Wing Configurations, AIAA-2002-1207, 2002
155. **White, E. R.,** "Preliminary Force Test Data for a Joined Wing Aircraft Configuration," NASA Langley Research Center, Hampton, VA, Internal Memo File V-19100/OLTR-094, April 8, 1980.
156. **White, E. R.,** "Low-Speed Wind-Tunne! Investigation of a Joined-Wing Aircraft Configuration" forthcoming NASA Report.
157. **Wolkovitch J.** Joined-Wing Research Airplane Feasibility Study, AIAA-84-2471, 1984

158. **Wolkovitch J.** The Joined Wing: An Overview, AIAA-85-0274, 1985
159. **Wolkovitch, J.** "Application of the Joined Wing to Cruise Missiles," Phase I, ONR-CR-212-266-1, Nov. 1980.
160. **Wolkovitch, J.** "Joined-Wing Research Airplane Feasibility Study," AIAA Paper 84-2471, 1984.
161. **Wolkovitch, J.** "Subsonic VSTOL Aircraft Configurations with Tandem Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 16, Sept. 1979, pp. 605-611.
162. **Wolkovitch, J. and Bettes, W. H.** "Low-Speed Wind Tunnel Test on Joined Wing and Monoplane Configurations, Vol. I: Analysis of Results, Vol. II: Test Data," ACA Industries, Inc., Ran-cho Palos Verdes, CA, ACA Report 82-2, 1984.
163. **Wolkovitch, J. and Lund, D.W.** "Application of the Joined Wing to Turboprop Transport Aircraft," forthcoming NASA CR-22187.
164. **Wolkovitch, J.** Joined Wing Aircraft, US Patent 3,942,747, March 1976.
165. **Wolkovitch, J.** Joined Wing Aircraft, US Patent 4,365,773, Dec. 1982.
166. **Wood R. A.** Discussion of Aerodynamic Control Effectors for Unmanned Aerial Vehicles, AIAA 2002-3494, 2002
167. **Zafirov D.** *Autonomous VTOL Joined-Wing UAV*, AIAA Atmospheric Flight Mechanic Conference, 2013, Boston, Massachusetts, USA, 19-22 August 2013, Volume 2, pp. 1386-1404, ISBN:978-1-62993-154-8, Curran Associates, Inc.
168. **Zafirov D. I.** Joined Wing UAV with Ducted Fan. UAV World Conference, Frankfurt/Main, 2-4 November 2009
169. **Zafirov, D.** *Closed Wing Aircraft Classification*, International Journal of Engineering Research and Technology ISSN:2278-0181, Vol. 3 Issue 1, January-2014, 10-15.
170. **Zafirov, D.** *Joined Wing UAV Maneuverability*, International Journal of Research in Engineering and Technology, 377-380, eISSN:2319-1163, pISSN:2321-7308, Volume 2, Issue 11| Nov-2013.
171. **Zafirov, D.** Joined Wings Thrust Vected UAV Flight Envelope, AIAA Atmospheric Flight Mechanic Conference, 2010, Toronto, Ontario, Canada, 2-5 August 2010, Volume 1, pp. 153-161, ISBN:978-1-61782-333-6, Curran Associates, Inc.

172. **Zafirov, D.** *Mass Moments of Inertia of Joined Wing UAV*, International Journal of Research in Engineering and Technology, 325-331, eISSN:2319-1163, pISSN:2321-7308, Volume 2, Issue 12| Dec-2013.

173. **Zafirov, D., Panajotov H.** *UAV Joined-Wing Test Bed*, Proceedings of 4th CEAS in Linköping, 2013, Sweden, ISBN 978-91-7519-519-3, pp 516-524.

174. **Zimmer, H.** "Das Hochauftriebsverhalten beim Rauten-flügelkonzept," Dornier GMBH, Friedrichshafen, Germany, DGLR Repl. No. 78-114, 1978.

Онлайн източници

175. Aerodynamics of 3D Lifting Surfaces through Vortex-Lattice Methods.
http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/CAtxtTop.html

176. http://en.wikipedia.org/wiki/AgustaWestland_Project_Zero

177. http://en.wikipedia.org/wiki/Closed_wing

178. http://en.wikipedia.org/wiki/F35_Lightning_II

179. http://en.wikipedia.org/wiki/Harrier_Jump_Jet

180. http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle

181. http://en.wikipedia.org/wiki/V-22_Osprey

182. http://mait.camins.cat/ET2050_library/index.php?option=com_content&view=article&id=33:-european-aeronautics-a-vision-for-2020-report-of-the-group-of-personalities-&catid=3:trends&Itemid=9

183. <http://www.agustawestland.com/product/aw609>

184. http://www.darpa.mil/Our_Work/TTO/Programs/Hydra.aspx

185. [http://www.darpa.mil/Our_Work/TTO/Programs/Vertical_Takeoff_and_Landing_Experimental_Plane_\(VTOL_X-Plane\).aspx](http://www.darpa.mil/Our_Work/TTO/Programs/Vertical_Takeoff_and_Landing_Experimental_Plane_(VTOL_X-Plane).aspx)

186. <http://www.lgtaerospace.com/>

187. <http://www.nasa.gov/topics/technology/features/puffin.html>

188. <http://www.naval-technology.com/projects/belleagleeyeuav/>

189. <http://www.pplane-project.org/>

190. <http://www.youtube.com/watch?v=X6A1mSh0DB8>

191. https://www.fbo.gov/index?s=opportunity&mode=form&id=4af82338eb6efdf4cfa-fb3a21ec72004&tab=core&_cview=0
192. Matlab Users Guide, Mathworks, 2013, <http://www.mathworks.com/>
193. **Patil M. J.** Nonlinear aeroelastic analysis of Joined-Wing Aircraft, [AIAA 2003-1487](#), 2003
194. Unmanned systems integrated roadmap 2013-2038, Department of Defense, USA, 2013, <http://publicintelligence.net/dod-unmanned-systems-2013/>
195. www.acare4europe.com/
196. www.fluent.com
197. www.uavforum.com, UAV Acronym Soup
198. http://www.eurekaalert.org/pub_releases/2009-06/aioa-ant060109.php