



ТЕХНИЧЕСКИ УНИВЕРСИТЕТ – СОФИЯ

Факултет по машиностроене и уредостроене

Филиал Пловдив

Катедра: „Транспортна и авиационна техника и технологии“

маг. инж. Мартин Атанасов Зикямов

**АЕРОДИНАМИЧНО ПРОЕКТИРАНЕ И ИЗСЛЕДВАНЕ НА
НОСЕЩИ СИСТЕМИ ОТ ТИПА КРИЛО–ВИТЛО**

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т

на дисертация за придобиване на образователна и научна степен
„ДОКТОР“

НАУЧНА ОБЛАСТ 5. ТЕХНИЧЕСКИ НАУКИ,
ПРОФЕСИОНАЛНО НАПРАВЛЕНИЕ,
5.5 ТРАНСПОРТ, КОРАБОПЛАВАНЕ И АВИАЦИЯ,
ДОКТОРСКА ПРОГРАМА „ПРОЕКТИРАНЕ И КОНСТРУИРАНЕ НА
АВТОМАТИЧНИ И ПИЛОТИРАНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ“

Научен ръководител:

доц. д-р инж. Христиан Петров Панайотов

ПЛОВДИВ, 2026 г.

Дисертационният труд е обсъден и насочен за защита от Катедрения съвет на катедра „Транспортна и авиационна техника и технологии“ към Технически университет – София, Филиал Пловдив, на заседание, проведено на 10.06.2026 г.

Публичната защита на дисертационния труд ще се състои на 12.10.2026 г. от 15:00 часа в зала 3206, III учебен корпус на Технически университет – София, Филиал Пловдив на открито заседание на научното жури, определено със заповед № ОЖ-5.5-22 / 24.06.2026 г. на Ректора на ТУ – София, в състав:

1. проф. д-р инж. Вълчо Николов Николов – председател
2. доц. д-р инж. Владимир Сергеев Сербезов – научен секретар
3. проф. д-тн инж. Георги Ставрев Сотиров
4. проф. д-р инж. Асен Ангелов Маринов
5. доц. д-р инж. Цветелина Владимирова Велкова

Резервни членове:

1. доц. д-р инж. Красимир Матеев Амбаров
2. доц. д-р инж. Юлиян Николаев Минчев

Рецензенти:

1. проф. д-р инж. Асен Ангелов Маринов
2. доц. д-р инж. Владимир Сергеев Сербезов

Материалите по защитата са на разположение на интересующите се в канцеларията на Факултет по машиностроене и уредостроене, при Технически университет – София, Филиал Пловдив.

Дисертантът е редовен докторант към катедра „Транспортна и авиационна техника и технологии“. Изследванията по дисертационната разработка са направени от автора, като някои от тях са подкрепени от научноизследователски проекти.

Автор: маг. инж. Мартин Атанасов Зикямов

Заглавие: Аеродинамично проектиране и изследване на носещи системи от типа крило–витло

Тираж: 30 броя.

I. ОБЩА ХАРАКТЕРИСТИКА НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Актуалност на проблема

Увеличаването на транспортната натовареност и все по-широкото използване на безпилотни летателни системи (БЛС) създават предпоставки за развитие на нови транспортни решения, използващи въздушното пространство над градската среда. В този контекст концепцията за градска въздушна мобилност (ГВМ) (Urban Air Mobility – UAM) поставя изисквания към летателни апарати (ЛА), способни да излитат и кацат вертикално и да осъществяват ефективен хоризонтален полет.

Развитието на електрическите силови установки, както и на системите за автоматично и автономно управление, създава предпоставки за преразглеждане на конфигурациите на ЛА с вертикално излитане и кацане и носещи системи от типа крило–витло, които са били обект на изследване в миналото. Тогава изследванията и разработките са били насочени предимно към проектиране на тежки транспортни конвертоплани, при които основните ограничения са били свързани с конструктивната сложност, както и с устойчивостта и управляемостта в преходните режими. При съвременните безпилотни ЛА, както и при пилотираните леки ЛА, тези ограничения могат да бъдат преодоляни чрез използване на нови аеродинамични схеми и конфигурации, изцяло електрически или хибридни силови установки и усъвършенствани системи за управление.

Летателните апарати с вертикално излитане и кацане и носещи системи от типа крило–витло са особено подходящи при необходимост от експлоатация от летателни площадки с ограничено пространство, тъй като съчетават предимствата на носещото витло при вертикален полет и на

крилото при хоризонтален полет. Основното проектно противоречие при тях е свързано с това, че за съчетаване на двата вида носещи повърхности се изисква комплексен подход, а подборът на параметри има компромисен характер.

При конвертопланите с носеща система крило–витло основните геометрични параметри на двата вида носещи повърхности са взаимно свързани: увеличаването на диаметъра на витлото намалява дисковото натоварване при висене, но ограничава работата на витлото в тягов режим и увеличава аеродинамичното съпротивление при крейсерски режим. Това оказва съществено влияние върху общата енергия на мисията, а това прави аеродинамичните характеристики на този тип носещи системи основен проектен проблем.

Поради това изборът на конфигурация не може да се извършва само по показателите за един отделен режим. Необходим е подход, който отчита общата енергия за изпълнение на мисията при съвместната работа на носещата система крило–витло. Това е пряко свързано с геометричните параметри на носещата система и определя актуалността на дисертационния труд.

Обект и предмет на изследването

Обект на настоящото изследване са конвертопланите с вертикално излитане и кацане, използващи носещи системи от типа крило–витло, при които подемната сила в различните етапи от полета се създава от неподвижно крило и носещо витло (ротор). Особен интерес представляват конвертопланите с конфигурации от типовете с наклоняемо витло и с наклоняемо крило, като фокусът е насочен най-вече към техните съвременни електрически и хибридни разновидности, ориентирани към безпилотни приложения и градска въздушна мобилност.

Предмет на изследването са аеродинамичните и геометричните характеристики и параметри на носещите системи от типа крило–витло и тяхното влияние върху енергийната ефективност на ЛА при различни профили на мисията. По-конкретно се изследва влиянието на геометричните параметри на крилото и витлото (ротора), включително относителната площ на наклоняемите секции, върху общата енергия за изпълнение на мисията при различни профили на мисията.

Цел и задачи на дисертационния труд и методи за изследване

Целта на дисертационния труд е да се изследва аеродинамиката на носещи системи от типа крило–витло и да се предложи методика за оптимален избор на параметри при концептуалното аеродинамично проектиране на летателни апарати с вертикално излитане и кацане.

За постигане на поставената цел са формулирани следните задачи:

1. Да се направи класификация на съществуващите ЛА с аеродинамична носеща система крило–витло въз основа на проучване и анализ на техните основни схеми, конструкции, параметри и характеристики.
2. Да се разработи методика за избор на оптимални параметри на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло, при зададени мисии на полета и летателно–технически характеристики.
3. Да се направи анализ и избор на критерий за оптималност и оптимизационни параметри на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло.
4. Да се анализират и изберат методи за определяне на аеродинамичните характеристики на носещи системи крило–витло и алгоритъм на оптимизационната задача.
5. Да се изследват числено и експериментално аеродинамичните характеристики на носеща система крило–витло и да се определят стойностите на критерия за оптималност за разглежданите конфигурации.

6. Да се извърши анализ на получените числени и експериментални резултати и да се предложи оптимален и рационален базов вариант на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло.

Използвани са методи на литературен анализ, параметричен анализ чрез Π -теоремата на Buckingham, симулационни изследвания, експериментални изследвания, както и лазерно-оптичен метод Particle Image Velocimetry – PIV за качествена и количествена оценка на скоростното поле.

Научна новост

Научната новост се състои в разглеждане на носещата система крило–витло като единна аеродинамична система, при която изборът на геометричен параметър се извършва по критерий, свързан с общата енергия на мисията, а не само по характеристики на отделен режим.

Предложен е комплексен проектен геометричен параметър, представляващ относителната площ на наклоняемите секции Lifting Surface Ratio (LSR).

$$LSR = \frac{n_s D c}{s}, \quad (2.12)$$

Този параметър е удобен за използване в началните етапи на проектиране, тъй като обединява в един показател диаметъра на витлото, хордата на крилото, броя на наклоняемите секции и площта на крилото. В разглежданата конфигурация именно промяната на диаметъра на витлата води до промяна на площта на наклоняемите секции и до промяна на енергийните характеристики на мисията.

В методологията са разгледани три мисии, различаващи се по относителното време на висене. Това позволява да се проследи как

избраният геометричен параметър оказва влияние върху общата енергия за изпълнение на мисията.

Практическа приложимост

Практическата приложимост на резултатите е свързана с възможността разработената методика да се използва при предварително проектиране на безпилотни конвертоплани и при избор на оптимални или рационални стойности на диаметъра на витлото, дисковото натоварване и площта на наклоняемите секции.

Апробация и публикации

Основните резултати от дисертационния труд са отразени в четири публикувани научни труда. Три от научните трудове са публикувани в индексирани издания. Публикациите обхващат резултати от литературния обзор, класификацията на носещите системи от типа крило–витло, както и от симулационните и експерименталните изследвания.

Структура и обем на дисертационния труд

Дисертационният труд е в обем от 143 страници и включва увод, четири глави, общи изводи, приноси, използвана литература и приложения. В работата са цитирани 101 литературни източника, включени са 56 фигури и 34 таблици. Номерата на фигурите, таблиците и уравненията в автореферата съответстват на тези в дисертационния труд.

II. СЪДЪРЖАНИЕ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

ГЛАВА 1. ЛИТЕРАТУРЕН ОБЗОР

В обзора са разгледани както исторически експериментални разработки, така и съвременни електрически и хибридни концепции. Историческите разработки показват основните предимства и недостатъци

както и аеродинамичните и конструктивните решения, при реализация на конвертопланите с носещи системи крило–витло, докато съвременните примери очертават тенденциите към избор на изцяло електрически или хибридни силови установки и многовитлови схеми.

Особено внимание е обърнато на разликата между конфигурациите с наклоняем ротор (витло) и тези с наклоняемо крило. При първите преходът се извършва чрез завъртане на осите на витлата (роторите), докато при вторите се накланя цялото крило заедно със закрепените към него витло-моторни групи. Тази разлика определя начина на взаимодействие между крилото и течението от витлото.



Фигура 1.13. Joby S4



Фигура 1.14. Airbus Vahana

Обзорът показва, че съвременните разработки за ГВМ и безпилотни летателни апарати (БЛА) се ориентират към електрически или хибридни силови установки, многовитлови схеми и съчетани конфигурации. Това разширява проектното пространство, но увеличава и необходимостта от критерии за сравнение между различните варианти.

В анализа са разгледани основни параметри и характеристики: излетна маса, крилно натоварване, дисково натоварване, площ на крилото, разпереност, диаметър на витлото, аеродинамично качество, тяговъоръженост и енерговъоръженост. Установено е, че самостоятелното сравнение по тези показатели не е достатъчно, тъй като оптималността зависи от избрания профил на мисията.

Извършеният литературен обзор показва, че конвертопланите с аеродинамични носещи системи от типа крило–витло представляват актуален научноизследователски проблем, свързан с развитието на ЛА с вертикално излитане и кацане за безпилотни приложения и градска въздушна мобилност (ГВМ/UAM). Съвременните изследвания са насочени към повишаване на аеродинамичното качество, далечината на полета и енергийната ефикасност чрез използване на изцяло електрически и хибридни силови установки, многовитлови схеми и усъвършенствани системи за управление.

Сравнителният анализ на съществуващите аеродинамични носещи системи показва, че носещите системи от типа крило–витло са подходящо направление за ЛА с вертикално излитане и кацане, тъй като позволяват съчетаване на вертикално излитане и кацане с енергийно по-ефективен хоризонтален полет. Най-задълбочено са изследвани конфигурациите с наклоняем ротор (витло) и с наклоняемо крило, като наред с тях съществува възможност за реализиране на съчетани конфигурации, обединяващи характерни признаци на двата основни вида. Натрупаните теоретични и експериментални резултати от изследванията на NACA/NASA и други автори представляват надеждна основа за анализ на аеродинамичните характеристики, преходните режими, устойчивостта и управляемостта на носещите системи крило–витло, както и за съпоставяне на симулационни и експериментални резултати.

Основният извод от първа глава е, че при носещите системи от типа крило–витло е необходимо да се търси компромис между режимите на висене и хоризонтален полет. Това налага въвеждането на единен геометричен параметър и критерий за сравнение, които отчитат

съвместната работа на двата вида носещи повърхности и позволяват оценка на енергийната ефективност при различни профили на мисията. Именно в тази насока е насочен настоящият дисертационен труд.

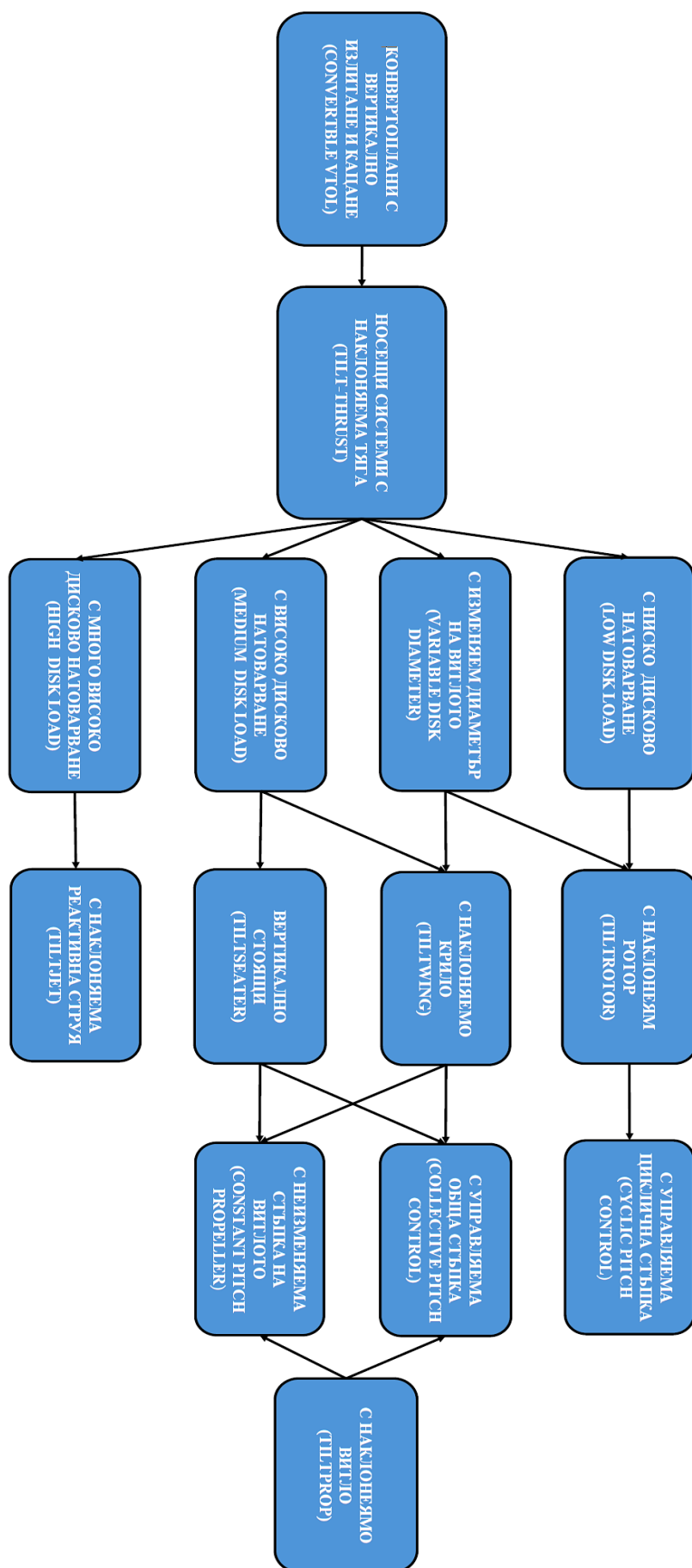
ГЛАВА 2. МЕТОДОЛОГИЯ НА ИЗСЛЕДВАНЕТО

Методологията на настоящото изследване е изградена така, че да позволи проверка на влиянието на геометричните параметри на крилото и витлото върху ефикасността на аеродинамичната носеща система.

В началото на втора глава е направена класификация, насочена към конвертопланите с вертикално излитане и кацане и аеродинамични носещи системи крило–витло. Основните признаци, по които те могат да бъдат класифицирани (Фиг. 2.2), са начинът на създаване на подемната сила, механизмът на преход между вертикален и хоризонтален полет, броят и разположението на витлата, аеродинамичната схема и видът на силовата установка. Приетата концепция е ориентирана към изследване на взаимодействието в системата крило–витло в два основни режима на полета – при еднакви условия на мисията и различна относителна продължителност на етапите на висене.

На базата на класификацията е избрана конфигурация с правоъгълно крило, наклоняеми секции и две разположени на тях витла. Така се осигурява възможност за сравнение между различни стойности на диаметъра на витлото при запазване на останалите базови параметри.

На следващия етап са разгледани геометричните и масови параметри, които ще бъдат анализирани в изследването, при което са определени постоянните и променливите параметри на разглежданата схема.



Фиг. 2.2. Схема на класификацията

За описание на влиянието на геометрията е въведен основен безразмерен параметър, свързващ броя на наклоняемите секции (броя на витлата), диаметъра на витлото, хордата и площта на крилото.

$$\frac{n_S D c}{S} = \sqrt{\frac{2n_S}{\pi AR} \frac{(G/S)(T/G)^3 PL^2}{\rho FM^2}} \quad (2.32)$$

Получената зависимост показва, че параметърът $\frac{n_S D c}{S}$ е свързан с основните относителни параметри на носещата система - крилното натоварване G/S , тяговъоръжеността T/G , $PL = G/P$, критерий за оптималност FM и удължението на крилото AR . Поради това този параметър може да бъде използван като основна проектна променлива в оптимизационната задача за избор на геометрията на носещата система крило–витло.

Като критерий за оптималност е приета минималната обща енергия за изпълнение на мисията. За целта мисията се разглежда като съвкупност от сегменти, за които се определя съответната енергия.

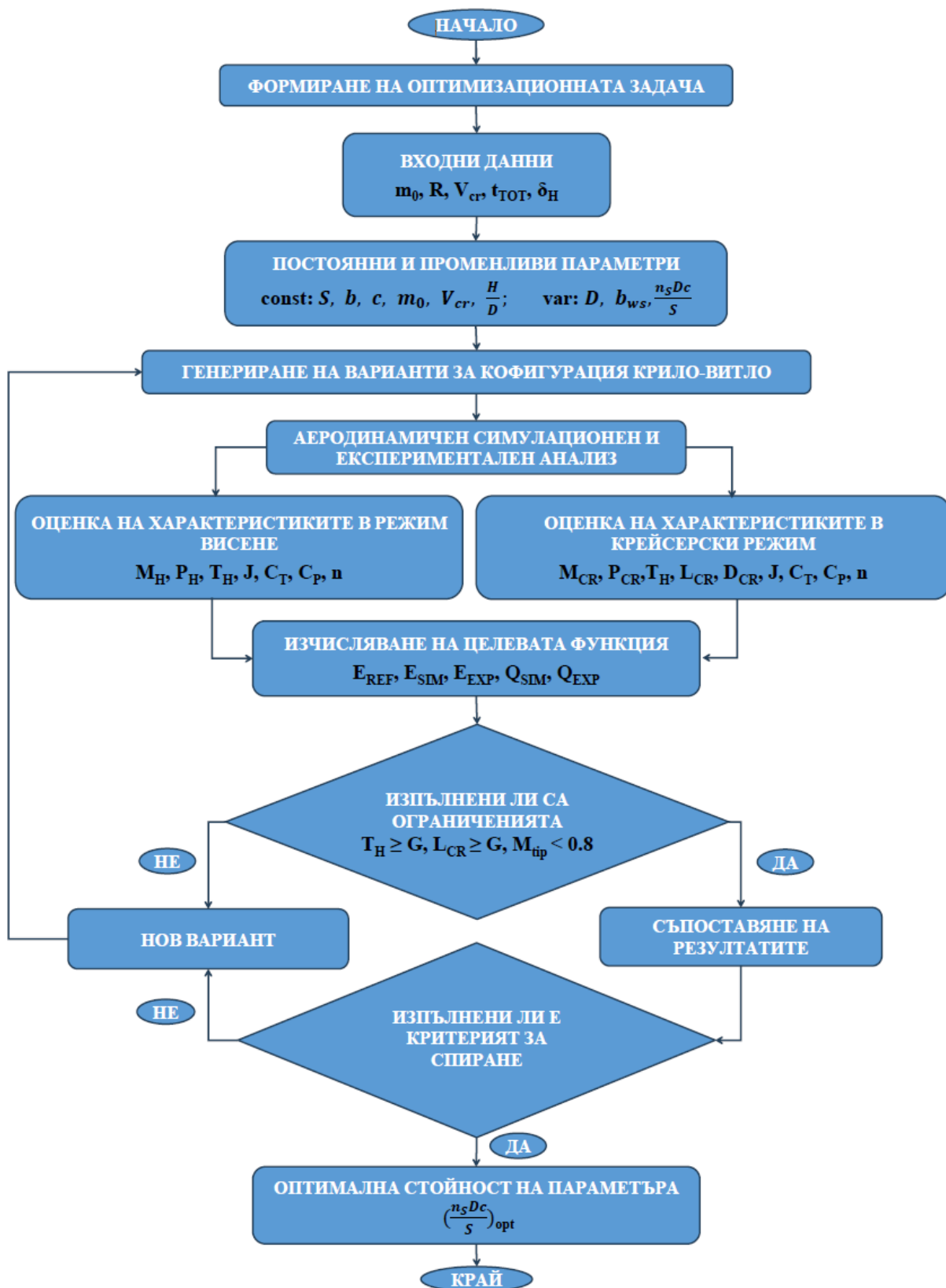
$$E_{TOT} = E_H + E_{CR} = P_H \cdot t_H + P_{CR} \cdot t_{CR} \quad (2.34)$$

За сравнение е въведена референтна енергия за еквивалентен хоризонтален полет, базирана на масата на ЛА, далечината на полета, аеродинамичното качество и КПД на витлото.

$$E_{ref} = m_0 g \frac{R}{(\frac{L}{D})_{cr} \eta_p}, \quad (2.37)$$

Безразмерният критерий Q позволява да се оцени относителното изменение на енергията спрямо референтната и да се сравнят различни геометрични варианти при еднакви условия за мисията.

$$Q = \frac{E - E_{ref}}{E_{ref}}, \quad (2.38)$$



Фигура 2.6. Схема на оптимизационната задача

В оптимизационната задача са разгледани три типа мисии с различна относителна продължителност на висене. Това позволява

оптимизационната задача да се формулира като задача за определяне на оптималната конфигурация на носеща система от типа крило–витло при зададен профил на мисията.

Методологията включва последователно: избор на базова конфигурация, определяне на геометрични параметри, симулационно изследване, експериментална проверка, изчисляване на енергията на мисията и оценка на критерия Q (Фиг. 2.6).

Изводите от втора глава показват компромисния характер на задачата, при която геометричният параметър на носещата система трябва да се избира в зависимост от профила на мисията, а не само от показателите в режим на висене или в крейсерски режим. Извършената класификация показва, че конвертопланите с носещи системи от типа крило–витло могат да бъдат разглеждани като самостоятелен клас ЛА с вертикално излитане и кацане.

Получената зависимост показва, че геометричният параметър $\frac{n_s D c}{S}$ е свързан с основните относителни параметри на носещата система. Поради това този параметър може да се използва като основна проектна променлива при избор на геометрията на носещата система крило–витло. Критерият за оптималност, основан на минималната енергия за изпълнение на мисията, позволява сравнение на различни геометрични конфигурации при еднакви начални условия. За определяне на този критерий са използвани симулационни и експериментални методи, както и методи за оптимално проектиране.

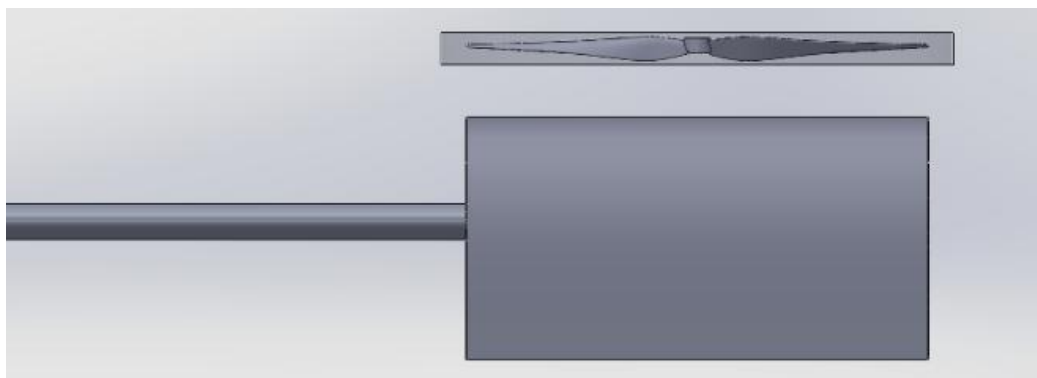
ГЛАВА 3. СИМУЛАЦИОННИ ИЗСЛЕДВАНИЯ

Симулационните изследвания са насочени към определяне на аеродинамичните и енергийните характеристики на трите варианта на носещата система. Всеки вариант се различава по диаметъра на витлото, площта на наклоняемата секция, дисковото натоварване и стойността на геометричния параметър (Таб. 3.2).

Таблица 3.2. Геометрични варианти и дисково натоварване

Наименование	Озн.	Дим.	Стойност		
	Вариант		1	2	3
Диаметър на витлото	D	m	0.7	0.9	1.1
Сумарна ометаема площ на витлата	A	m^2	0.77	1.27	1.9
Сумарна площ на наклоняемите секции	S_T	m^2	0.66	0.85	1.04
Дисково натоварване	DL	$\frac{Kg}{m^2}$	58.5	35.4	23.7
Относителна площ на наклоняемите секции	$\frac{n_s D c}{S}$	—	0.37	0.47	0.58

Като основа за геометричното моделиране е използвано право крило с правоъгълна форма в план и модел на APC параметрично витло (Фиг. 3.5). Този избор е съобразен с функционалните изисквания към носещата система, с възможността за реализация на наклоняема секция и с необходимостта от изработване на експериментален модел за последваща проверка.



Фигура 3.5. Вариант 2, $D = 0.9 \text{ m}$, конфигурация при висене.

След определяне на размерите на крилото са определени и размерите на витлото. Изборът на диаметър е свързан с дисковото натоварване, което при разглежданите ЛА за ГВМ попада в диапазон, характерен за съвременни eVTOL и БЛА.

$$A = n_s \frac{\pi D^2}{4} \quad (3.11)$$

$$DL = \frac{G}{A} \quad (3.12)$$

Симулационните изследвания са проведени чрез SolidWorks Flow Simulation за два основни режима: висене и крейсерски хоризонтален полет. В режим на висене са анализирани разполагаемата тяга, въртящ момент и мощност, а в крейсерски режим – аеродинамичната подъемна сила, аеродинамичното съпротивление, разполагаемата тяга, въртящ момент и мощност.

Изчислителният обем, граничните условия и мрежата са избрани така, че да позволят сравнение между трите варианта при еднакви условия. За въртящата се област около витлото е използван отделен изчислителен обем, а около крилото и наклоняемата секция е формирана област за локално сгъстяване на мрежата.

Резултатите (Таб. 3.8) потвърждават зависимостта, произтичаща от импулсната теория на носещия диск: при една и съща необходима тяга

по-голямата дискова площ намалява индуктивната скорост и съответно потребната мощност при висене.

Таблица 3.8. Резултати от симулациите при режим на висене

Наименование	Озн.	Дим.	Стойност		
	Вариант		1	2	3
Честота на въртене при тяга 225 N	n	rpm	7440	4200	2625
Периферна скорост	M_{tip}	—	0.8	0.79	0.44
Тяга	T	N	≈ 225		
Въртящ момент	M	Nm	21.22	23.12	23.98
Разполагаема мощност	P_H	W	16530	10170	6590
Ъгъл на наклон на секциите при режим на висене	k_H	°	90		

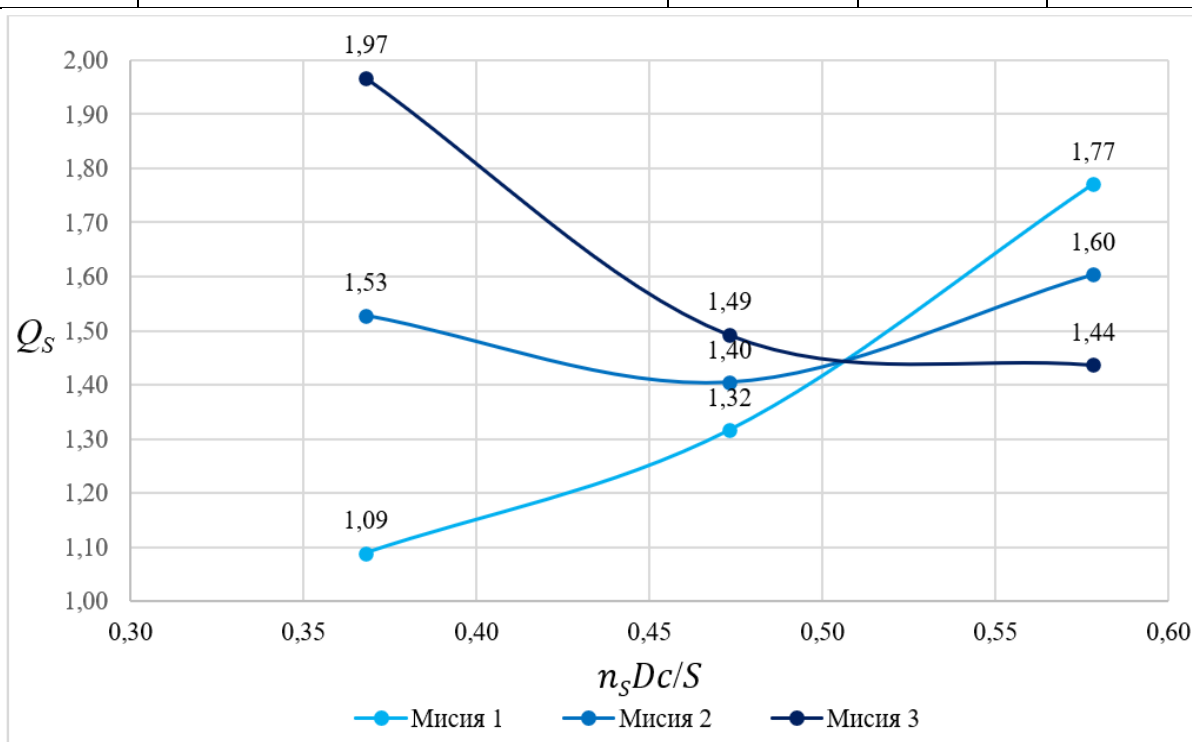
В крейсерски режим (Таб. 3.9) тенденцията е обратна. Увеличаването на диаметъра на витлото е свързано с по-голяма площ на наклоняемата секция и с нарастване на аеродинамичното съпротивление. Това води до увеличение на потребната мощност в хоризонтален полет.

Таблица 3.9. Резултати от симулациите при крейсерски режим.

Наименование	Озн.	Дим.	Стойност		
	Вариант		1	2	3
Аеродинамична подъемна сила	L_{CR}	N	≈ 225		
Аеродинамично съпротивление	D_{CR}	N	1.07	6.97	-0.53
Честота на въртене	n	rpm	7440	5700	4571
Периферна скорост	M_{tip}	—	0.8	0.79	0.77
Тяга	T_{CR}	N	19.74	35	52.81
Въртящ момент	M	Nm	7.65	13.48	22.16
Разполагаема мощност	P_{CR}	W	5960	8050	10610
Ъгъл на наклон на секциите в крейсерски режим	k_{CR}	°	0		

Таблица 3.10. Стойности на критерия за оптималност Q_{sim}

Относителна продължителност на етапа на висене $\delta = \frac{t_H}{t_{TOT}}$		Мисия 1 15%	Мисия 2 30%	Мисия 3 45%
Относителна площ на наклоняемите секции $\frac{n_s Dc}{S}$				
1	0.37	1.09	1.53	1.97
2	0.47	1.32	1.40	1.49
3	0.58	1.77	1.60	1.44



Фигура 3.19. Графика на енергийно отношение Q_{sim} за трите конфигурации и трите мисии

Получените стойности на Q_{sim} (Фиг. 3.19) показват ясно изразена зависимост от профила на мисията. За мисия с по-малък относителен дял на висене по-благоприятен е вариантът с по-малка стойност на геометричния параметър, докато при мисия с по-голям относителен дял на висене по-благоприятен става вариантът с по-голям диаметър на витлото.

Този резултат потвърждава основната хипотеза на изследването: оптималната конфигурация на носещата система крило–витло не е

постоянна, а зависи от профила на мисията. Поради това при проектиране на подобни ЛА трябва да се търси компромисна област, която осигурява приемлива енергийна ефективност за повече от един режим на работа.

Оптималната стойност на параметъра се измества към по-голям диаметър при увеличаване на относителната продължителност на висене.

При Мисия 1, където преобладава крейсерски полет, най-благоприятен е вариантът с най-малък диаметър на витлото и най-малка площ на наклоняемата секция. При Мисия 3, при която делът на висене е най-голям, предимство получава вариантът с най-голям диаметър и най-ниско дисково натоварване.

Мисия 2 показва междинен характер. Тук рационалната стойност на параметъра е близка до $\frac{n_s D_c}{s} = 0.47$, което съответства на компромис между висене и крейсерски полет. Получените симулационни резултати показват, че около $\frac{n_s D_c}{s} \approx 0.5$ може да бъде очаквана рационална област за широк диапазон от мисии.

Основният извод от трета глава е, че увеличаването на диаметъра на витлото подобрява характеристиките във висене, но влошава част от характеристиките в крейсерски режим. Следователно изборът на диаметър и площ на наклоняемата секция трябва да бъде мисийно-ориентиран.

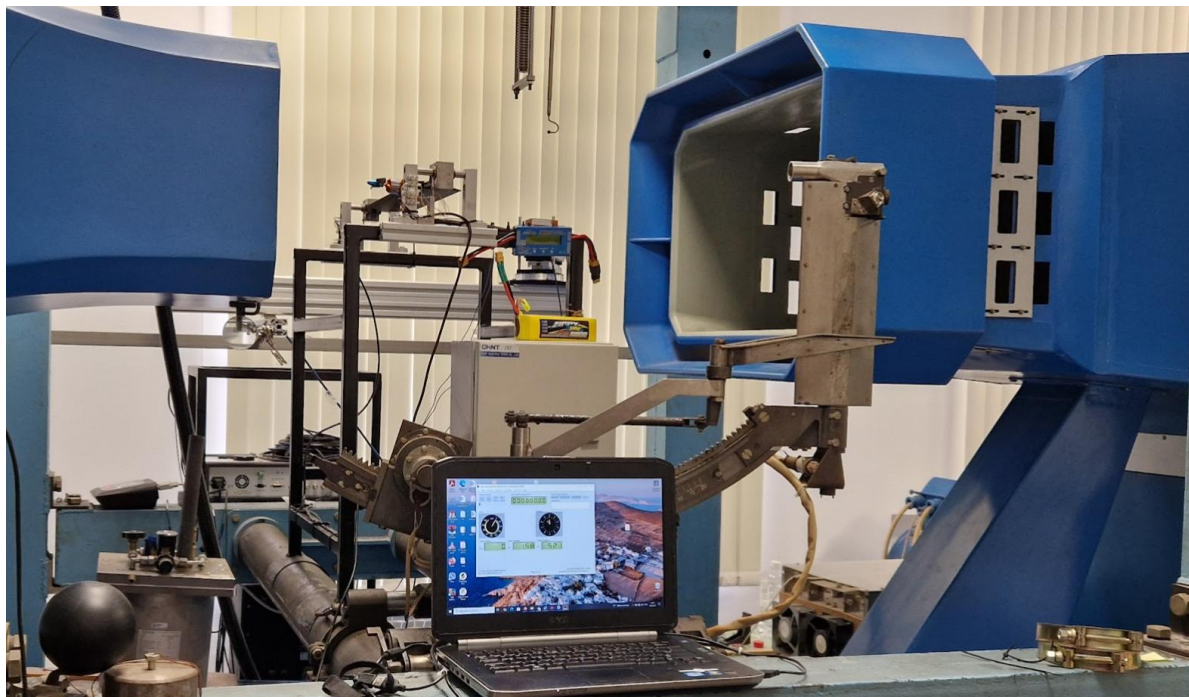
ГЛАВА 4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИ ИЗСЛЕДВАНИЯ

Целта на експерименталните изследвания е да се потвърдят резултатите от симулационните изследвания и да се оцени влиянието на основния геометричен параметър върху енергията в режим на висене и в крейсерски режим, както и върху критерия за оптималност.

В четвърта глава са представени експерименталният модел, опитната постановка, методиката на измерване и резултатите от експерименталните

изследвания. Целта е да се провери дали основните тенденции от симулационния анализ се потвърждават при реални измервания.

За експерименталните изследвания е използван мащабен модел на носещата система крило–витло в мащаб 1:5. Изследвани са витла с различен диаметър 6, 7 и 9 инча, като се измерват: - тягата, мощността, оборотите и скоростта на течението.



Фигура 4.6. Стенд за изпитване на тяга и мощност в работната част на УЛАК-1.

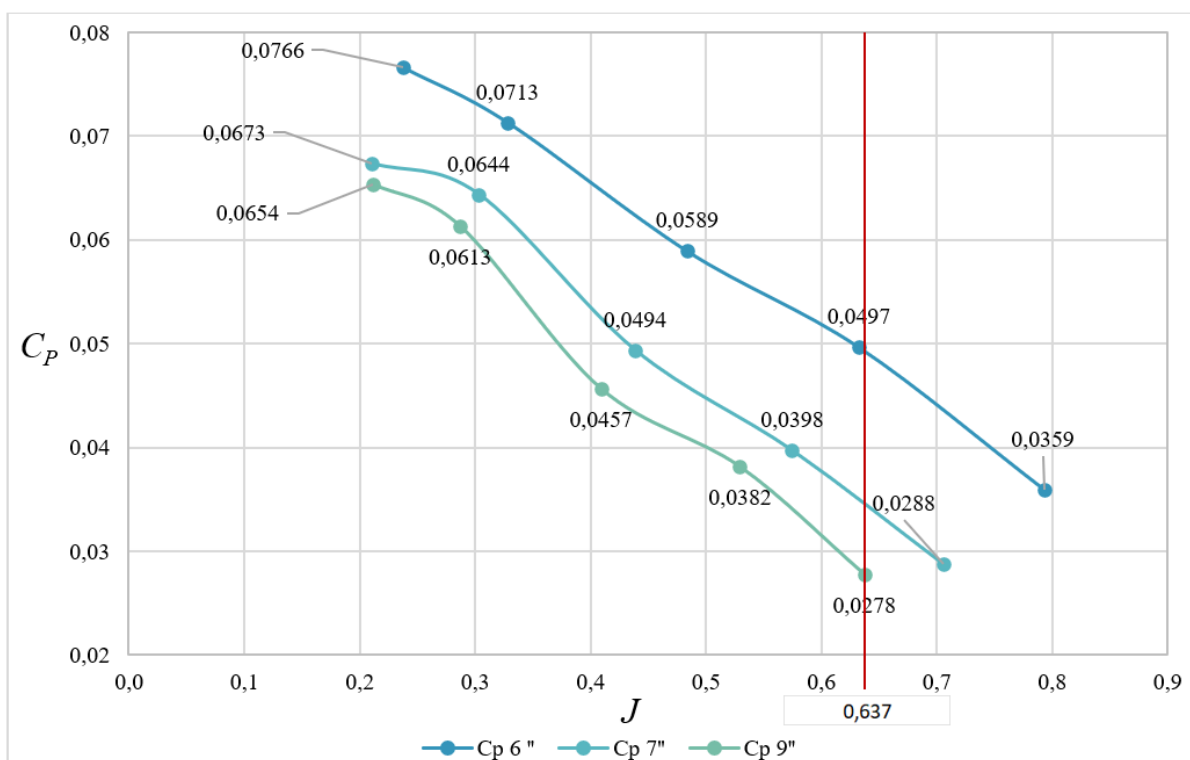
Опитната постановка включва аеродинамична тръба, стенд за измерване на тяга и мощност, измервателна апаратура и PIV система за заснемане на скоростното поле.

За обработка на експерименталните данни са използвани коефициентът на скоростта J , коефициентът на тяга C_T и коефициентът на мощност C_P . Тези безразмерни коефициенти позволяват съпоставка на получените резултати от мащабния модел с тези на модела в натура.

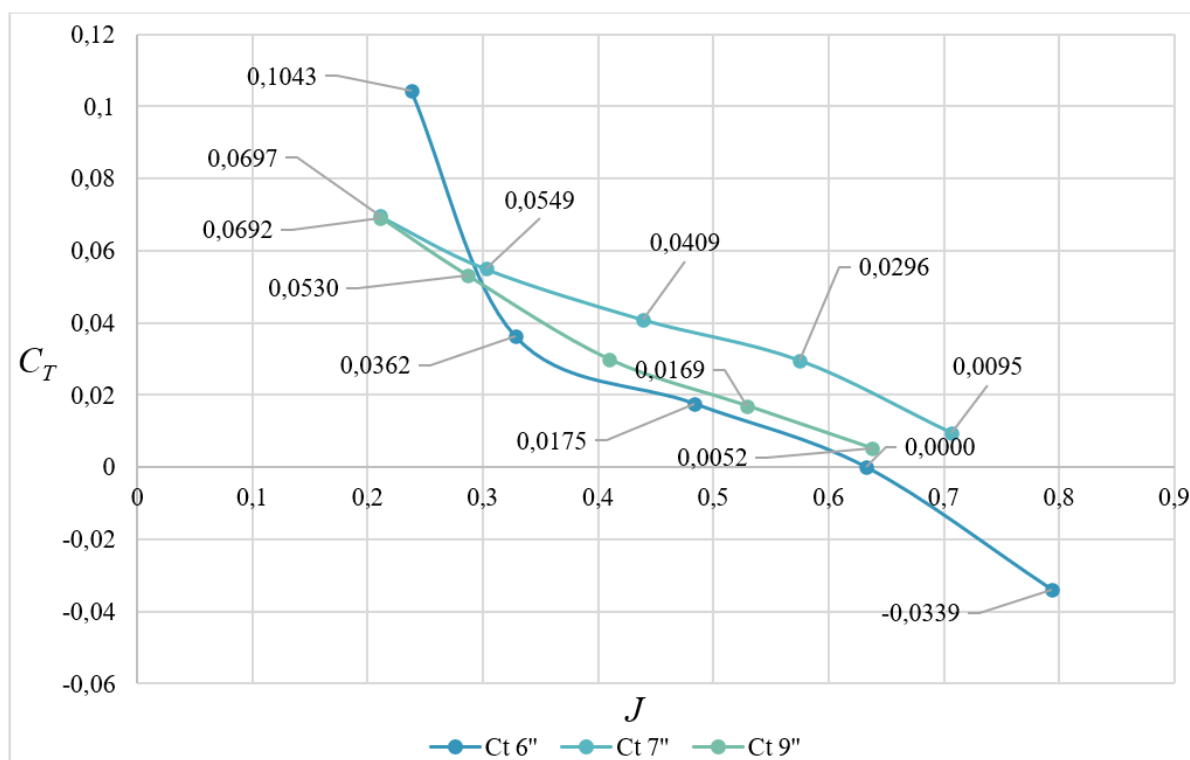
$$J = \frac{v}{nD}, \quad (4.1)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, \quad (4.5)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}. \quad (4.6)$$



Фигура 4.11. Зависимост на C_P от J за витла: 6, 7, 9 инча.



Фигура 4.12. Зависимост на C_T от J за витла: 6, 7, 9 инча

В режим на висене скоростта на несмутеното течение е равна на нула и основният анализ е свързан с тягата, мощността и индуктивната скорост. При крейсерски режим стойността на коефициента на скоростта J се определя чрез скоростта на несмутеното течение V_{∞} и честотата на въртене на витлото n .

PIV измерванията са използвани за получаване на скоростното поле в режим на висене и крейсерски режим. Те допълват резултатите от измерванията, получени от стенда за тяга и мощност, тъй като дават информация за картината на обтичане, течението зад витлото и интерференцията в носещата система.

Таблица 4.15. Резултати от експеримента при режим на висене

Наименование	Озн.	Дим.	Стойност		
	Вариант		1	2	3
Честота на въртене при тяга 225 N	n	rpm	6498	3931	2631
Коефициент на тягата при висене	C_{Tmax}	—	0.0693		
Тяга	T	N	225		
Коефициент на мощността	C_P	—	0.0766	0.0673	0.0654
Разполагаема мощност	P_H	W	18870	12990	10290
Ъгъл на наклон на наклоняемата секция при режим на висене	k_H	°	90		

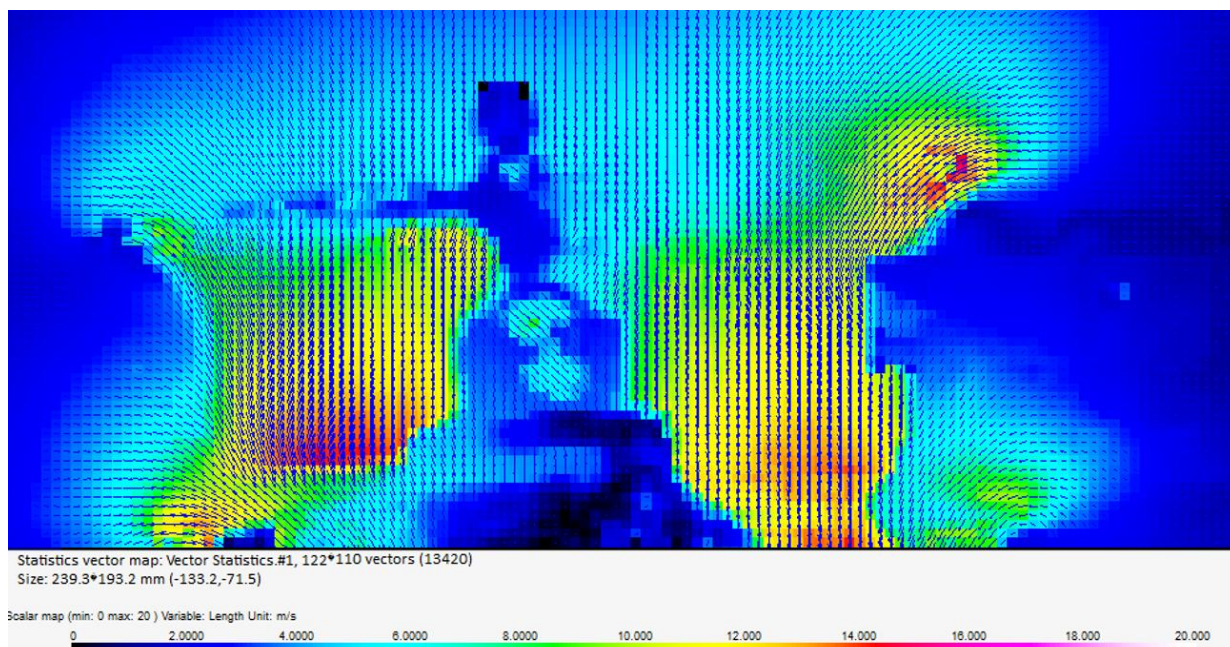
Експерименталните резултати в режим на висене потвърждават тенденцията, установена при симулациите. При увеличаване на диаметъра на витлото потребната мощност за постигане на зададена тяга намалява.

В крейсерски режим експерименталните резултати показват нарастване на необходимата мощност при увеличаване на диаметъра на

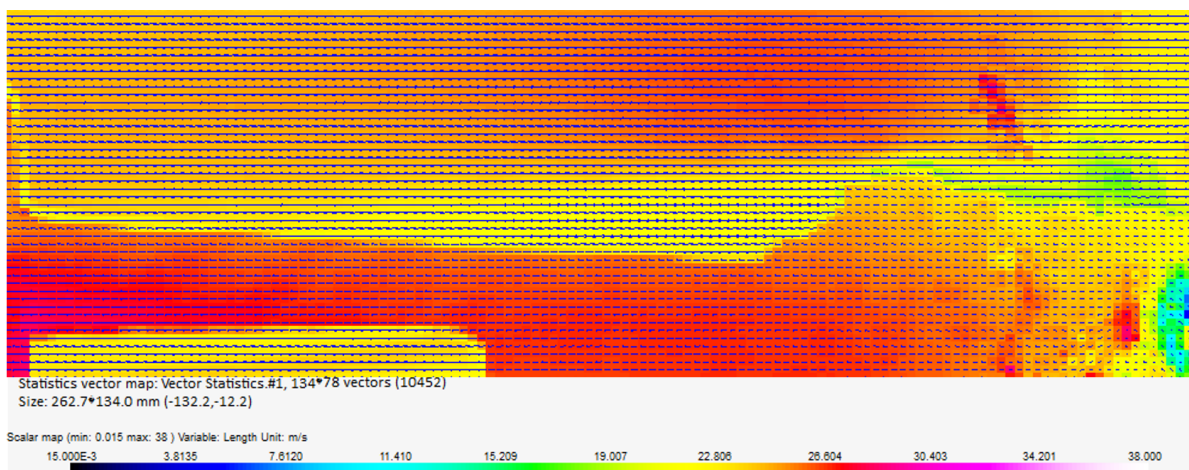
витлото и площта на наклоняемата секция. Това съответства на тенденцията от симулационните изследвания.

Таблица 4.16. Резултати от експеримента при крейсерски режим

Наименование	Озн.	Дим.	Стойност		
	Вариант		1	2	3
Аеродинамична подъемна сила	L_{CR}	N	450		
Честота на въртене	n	rpm	6055	4710	3853
Коефициент на тягата при крейсерски полет	C_{Tmin}	—	0.0076		
Тяга	T	N	21.26	35.43	52.72
Коефициент на мощността	C_P	—	0.0278	0.0343	0.0497
Коефициент на скоростта	J	—	0.637		
Разполагаемата мощност	P_{CR}	W	9880	11360	13710
Ъгъл на наклон на наклоняемата секция при крейсерски режим	k_{CR}	$^{\circ}$	0		



Фигура 4.9. Скоростно поле на обтичане при висене, 7", $n=11000rpm$

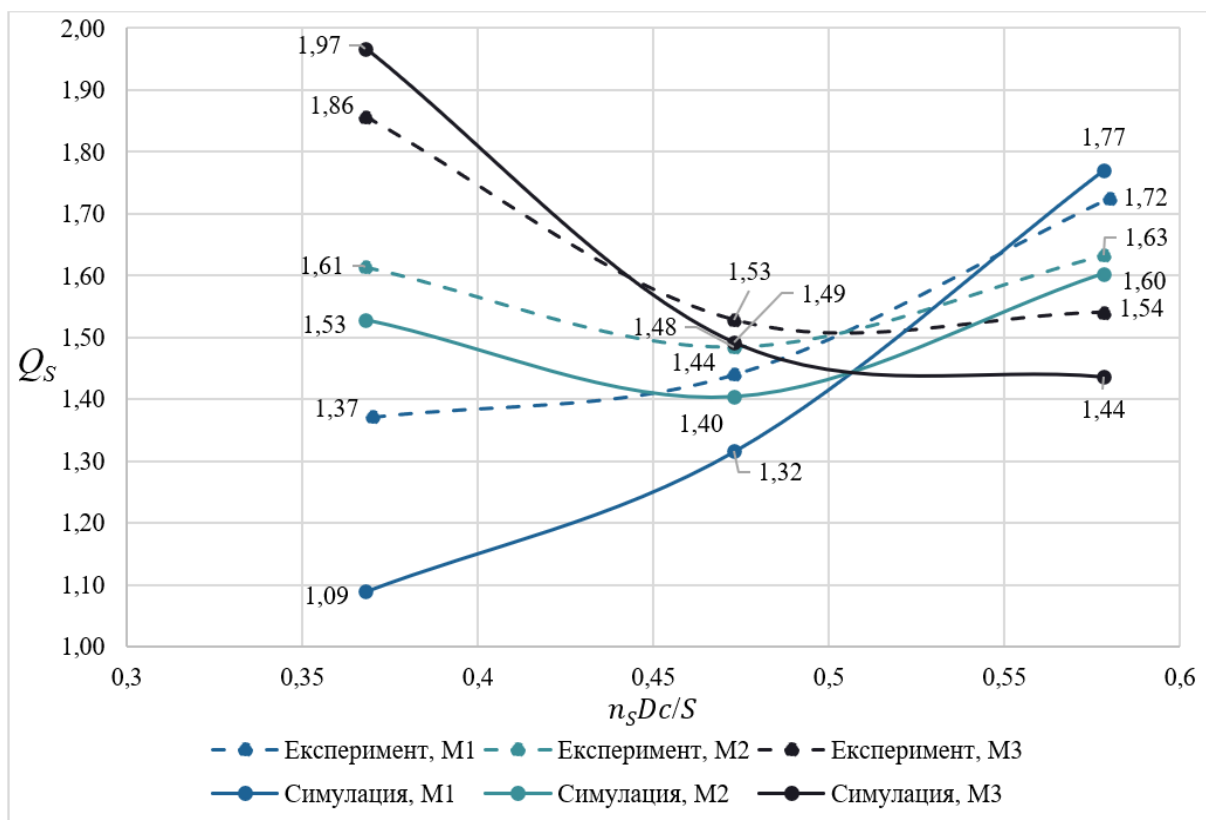


Фигура 4.10. Скоростно поле на обтичане при крейсерски режим $D = 7''$,
 $V_{\infty} = 25 \text{ m/s}$

В режим на висене (Фиг. 4.9) PIV измерванията позволяват оценка на скоростта в струята и проверка на зависимостите, заложи в импулсната теория. В крейсерски режим (Фиг. 4.10) те дават възможност за качествен анализ на интерференцията в носещата система. По този начин заснемането с лазерно-оптичен метод PIV се използва като допълнителен експериментален метод за потвърждаване на основните тенденции, установени от симулационните изследвания.

Таблица 4.17. Стойности на критерия за оптималност Q_{exp}

Относителна продължителност на етапа на висене $\frac{t_H}{t_{TOT}}$		Мисия 1 15%	Мисия 2 30%	Мисия 3 45%
Относителна площ на наклоняемите секции $\frac{n_S D c}{S}$				
1	0.37	1.37	1.61	1.85
2	0.47	1.44	1.48	1.53
3	0.58	1.72	1.63	1.54



Фигура 4.13. Графика на енергийно отношение Q_{sim} и Q_{exp} (пунктир) за трите конфигурации и трите мисии

Експериментално определените стойности на Q_{exp} (Таб. 4.17 и Фиг. 4.13) запазват основната тенденция, установена при симулационните резултати. При мисии с малък дял на висене предимство има по-малкият диаметър, докато при мисии с по-голям дял на висене нараства значението на по-ниското дисково натоварване. Това дава основание използваният симулационен подход да се прилага за предварителна оценка, а експерименталните резултати да служат за потвърждаване на резултатите. Това потвърждава необходимостта от компромисен избор на геометричния параметър.

Установените различия в абсолютните стойности на симулационните и експерименталните резултати показват, че използваният симулационен подход е подходящ за сравнителен анализ и избор на оптимална или

рационална конфигурация, но за по-точно количествено прогнозиране са необходими по-прецизни симулационни методи.

ОБЩИ ИЗВОДИ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

В резултат на извършените изследвания са формулирани следните основни изводи:

1. Литературният обзор и извършената класификация показват, че летателните апарати с вертикално излитане и кацане с носеща система от типа крило–витло представляват самостоятелно и перспективно направление в развитието на съвременните конвертоплани, особено в контекста на безпилотната авиация, електрическите и хибридните силови установки и приложенията в градската въздушна мобилност.
2. Установено е, че при концептуалното проектиране на ЛА с вертикално излитане и кацане носещата система крило–витло следва да се разглежда като единна аеродинамична и енергийна система, при която геометричните параметри на крилото, наклоняемите секции и витловата система са взаимно свързани и оказват съвместно влияние върху характеристиките в режим на висене и в крейсерски хоризонтален полет.
3. Чрез прилагане на П-теоремата на Buckingham е предложен комплексен проектен геометричен параметър $\frac{n_s D c}{s}$, който характеризира относителната площ на наклоняемите секции и може да бъде използван като основна проектна променлива в оптимизационната задача. Показано е, че този параметър е свързан с крилното натоварване, дисковото натоварване, тяговъоръжеността, енерговъоръжеността, коефициента на оптималност при висене и удължението на крилото.
4. Разработената методология и методика за оптимално определяне на параметрите на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло позволяват задачата да бъде формулирана като мисийно-ориентирана, при което изборът на геометрични параметри се

извършва не по показатели за един отделен режим, а по критерия за минимална обща енергия за изпълнение на мисията.

5. Обоснован е изборът на критерия за оптималност, основан на общата енергия на мисията и безразмерното отношение $Q = \frac{E - E_{ref}}{E_{ref}}$, тъй като той осигурява възможност за пряко сравнение между различни геометрични конфигурации при еднакви мисии на полета и летателно-технически характеристики. По този начин се отчита едновременно влиянието на режима на висене и на крейсерския полет.
6. Проведените симулационни изследвания показват, че увеличаването на диаметъра на витлото и съответното намаляване на дисковото натоварване подобрява характеристиките в режим на висене, но едновременно с това изменя аеродинамичните характеристики в крейсерски режим, поради промяната на площта на наклоняемата секция и съпротивлението на конфигурацията. Оттук следва, че оптималната конфигурация има компромисен характер.
7. Експерименталните изследвания потвърждават основните тенденции, установени в симулационния анализ, и потвърждават приложимостта на разработената методика за определяне на аеродинамичните характеристики на носеща система крило–витло. Изградената опитна постановка, включително стендът за измерване на тяга и мощност и използването на лазерно-оптични методи (PIV), позволява надеждно експериментално определяне на основните характеристики на системата.
8. Числените и експерименталните резултати съвместно показват, че оптималните стойности на параметъра $\frac{n_{SDc}}{S}$ не са еднакви за всички профили на мисията, а зависят от относителната продължителност на висене спрямо крейсерския полет. Следователно рационалният избор на параметрите на носещата система трябва да бъде обвързан с конкретното предназначение и профил на полета на летателния апарат.

9. Установено е съществуването на рационален базов вариант на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло, приложим в относително широк интервал на съотношението между времето за висене и времето за крейсерски полет. Това позволява при предварителното проектиране да се избере конфигурация, която не е оптимална само за един частен случай, а запазва приемлива енергийна ефикасност при различни профили на мисията.
10. Дисертационният труд има научно-приложна и приложна стойност, тъй като на основата на класификация, размерен анализ, симулационни и експериментални изследвания е разработена и проверена методика за избор на параметри на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло, както и е предложен концептуален проект на безпилотен ЛА на базата на прототип TERES-02. Получените резултати могат да се използват като основа за последващо проектиране, експериментално доуточняване и практическа реализация на такива летателни апарати.

НАУЧНО-ПРИЛОЖНИ И ПРИЛОЖНИ ПРИНОСИ

Научно-приложни приноси

- 1.1. Определени са основните геометрични параметри на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло.
- 1.2. Предложен е комплексен проектен геометричен параметър на носещи системи крило–витло чрез прилагане на Π -теоремата на Buckingham, който представлява относителната площ на наклоняемите секции.
- 1.3. Разработена е методология и методика за оптимално определяне на параметрите на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло.
- 1.4. Разработена е методика за експериментални аеродинамични изследвания чрез използване на лазерно-оптични методи (Particle Image Velocimetry – PIV).
- 1.5. Определени са оптималните параметри посредством симулационни и експериментални изследвания на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло при зададен критерий за оптималност и различна относителна продължителност на висене спрямо крейсерския полет.
- 1.6. Определен е рационален базов вариант на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло, приложим за относително широк интервал на висене спрямо етапа на крейсерски полет.

Приложни приноси

- 2.1. Направена е класификация на ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло.
- 2.2. Разработен е стенд за експериментални аеродинамични изследвания на носещи системи крило–витло в аеродинамична тръба.
- 2.3. Разработен е концептуален проект на разузнавателен безпилотен ЛА с вертикално излитане и кацане с носеща система крило–витло на базата на прототип TERES-02.

СПИСЪК НА ПУБЛИКАЦИИТЕ ПО ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Публикувани:

1. M. Zikyamov, H. Panayotov, "Classification of Wing-Propeller Lifting Systems," Youth forums "SCIENCE, TECHNOLOGY, INNOVATION, BUSINESS", 2023, pp. 128–133.
2. M. Zikyamov and H. Panayotov, "Simulation study of tiltwing-propeller vertical take-off and landing aircraft in hover and cruise configurations," presented at the 13th International Scientific Conference TECHSYS 2024 – Engineering, Technologies and Systems, Plovdiv, Bulgaria, 2025, p. 060001, doi: 10.1063/5.0259649.
3. H. Panayotov, S. Penchev, and M. Zikyamov, "Experimental study of turbulence in the test section of wind tunnel," ETR, vol. 3, pp. 217–220, Jun. 2024, doi: 10.17770/etr2024vol3.8118.
4. M. Zikyamov, H. Panayotov, and S. Penchev, "Wind Tunnel Experiment and Analysis of Aerodynamic Characteristics of eVTOL Aircraft," Engineering Proceedings, vol. 150, no. 1, p. 102, 2026, doi: 10.3390/engproc2026150102.

SUMMARY

The abstract follows the terminology and structure of the dissertation and summarizes the motivation, methodology, numerical and experimental results, conclusions and contributions of the work.

Title: Aerodynamic design and investigation of wing–propeller lifting systems

Author: Martin Atanasov Zikyamov M.Sc. Eng.

The dissertation is dedicated to the aerodynamic design and investigation of lifting systems of the wing–propeller type, intended for vertical take-off and landing aircraft and unmanned aerial vehicles. The work addresses a key design problem: the geometric parameters that improve hovering performance may have an unfavorable effect on cruise flight efficiency. Therefore, the configuration has to be evaluated with respect to the complete mission profile rather than to a single flight regime.

The study includes a literature review, classification of wing–propeller configurations, selection of a representative conceptual UAV configuration, formulation of a mission-oriented optimization criterion, numerical simulations, experimental measurements and PIV flow-field visualization. A complex geometric parameter is introduced, representing the relative area of the tilting sections and connecting the propeller diameter, wing chord, number of tilting sections and wing area.

Three geometric configurations are investigated. The simulation results show that increasing the propeller diameter reduces the required power in hover due to lower disk loading, but increases the required power in cruise because of

the larger tilting section and the related aerodynamic drag. This confirms the compromise nature of the design problem.

Experimental studies are carried out using a scaled wing–propeller model in a wind tunnel. Thrust, rotational speed, power and flow velocity are measured, while PIV is applied to obtain information about the local velocity field in hover and cruise regimes. The experimental results confirm the main tendencies obtained from the simulations. Differences in absolute values are attributed to model simplifications, scale effects and real losses in the propulsion and electrical systems.

The mission energy criterion Q is used to compare the configurations for three mission profiles with different relative hovering time. The results demonstrate that the rational configuration shifts toward a larger propeller diameter when the hovering time increases. For the investigated cases, a compromise region around $\frac{n_s D c}{s} \approx 0.5$ is identified as suitable for a relatively wide range of mission profiles.

The main contributions of the dissertation include the proposed classification, the definition of a complex geometric design parameter, the development of a methodology for mission-oriented selection of wing–propeller lifting system parameters, the development of an experimental methodology including PIV measurements, and the determination of rational geometric parameters for the investigated VTOL UAV configuration.



Technical University of Sofia

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

PLOVDIV BRANCH

Department of Transport and Aeronautics Engineering

Eng. Martin Atanasov Zikyamov, M.Sc.

**AERODYNAMIC DESIGN AND INVESTIGATION OF
WING-PROPELLER LIFTING SYSTEMS**

A B S T R A C T

of a dissertation for the award of the educational and scientific degree

“Doctor of Philosophy (PhD)”

SCIENTIFIC FIELD 5. TECHNICAL SCIENCES

PROFESSIONAL FIELD 5.5 TRANSPORT, SHIPPING AND AVIATION

DOCTORAL PROGRAMME “DESIGN AND CONSTRUCTION OF
AUTOMATIC AND PILOTED AIRCRAFT”

Scientific supervisor:

Assoc. Prof. Eng. Hristian Petrov Panayotov, PhD

PLOVDIV, 2026

The dissertation was discussed and approved for defense by the Department Council of the Department of Transport and Aeronautics Engineering at the Technical University of Sofia, Plovdiv Branch, at a meeting held on 10 June 2026.

The public defense of the dissertation will take place on 12 October 2026 at 15:00 in Room 3206, Building III, Technical University of Sofia, Plovdiv Branch, at an open meeting of the scientific jury appointed by Order No. OЖ-5.5-22 / 24.06.2026 of the Rector of the Technical University of Sofia, comprising:

1. Prof. Eng. Valyo Nikolov Nikolov, PhD – chairperson
2. Assoc. Prof. Eng. Vladimir Sergeev Serbezov, PhD – scientific secretary
3. Prof. Sc. Eng. Georgi Stavrev Sotirov, PhD
4. Prof. Eng. Asen Angelov Marinov, PhD
5. Assoc. Prof. Eng. Tsvetelina Vladimirova Velkova, PhD

Reserve members:

1. Assoc. Prof. Eng. Krasimir Mateev Ambarev, PhD
2. Assoc. Prof. Eng. Yuliyana Nikolaeva Mincheva, PhD

Reviewers:

1. Prof. Eng. Asen Angelov Marinov, PhD
2. Assoc. Prof. Eng. Vladimir Sergeev Serbezov, PhD

The defense materials are available to interested parties at the office of the Faculty of Mechanical Engineering, Technical University of Sofia, Plovdiv Branch.

The doctoral candidate is a full-time doctoral student in the Department of Transport and Aeronautics Engineering. The research reported in the dissertation was carried out by the author, with some of the investigations supported by research projects.

Author: Eng. Martin Atanasov Zikyamov, M.Sc.

Title: Aerodynamic Design and Investigation of Wing–Propeller Lifting Systems

Print run: 30 copies.

I. GENERAL CHARACTERISTICS OF THE DISSERTATION

Relevance of the problem

The increase in transport demand and the wider use of unmanned aircraft systems (UAS) create conditions for developing new transport solutions that use the airspace above urban areas. In this context, the concept of Urban Air Mobility (UAM) imposes requirements on aircraft capable of vertical take-off and landing and efficient horizontal flight.

The development of electric propulsion systems and automatic and autonomous control systems creates conditions for reconsidering the configurations of vertical take-off and landing aircraft with wing-propeller lifting systems, which were investigated in the past. Earlier research and development were mainly directed towards heavy transport convertiplanes, for which the principal limitations were associated with structural complexity, stability and controllability in transition regimes. In modern unmanned aircraft and piloted light aircraft, these limitations can be mitigated through new aerodynamic schemes and configurations, all-electric or hybrid propulsion systems, and advanced control systems.

Vertical take-off and landing aircraft with wing-propeller lifting systems are particularly suitable for operation from landing sites with limited space, because they combine the advantages of the lifting propeller in vertical flight and the wing in horizontal flight. The main design trade-off arises from the need to integrate the two types of lifting surfaces, while the selection of their geometric parameters has a compromise character.

In convertiplanes with a wing-propeller lifting system, the principal geometric parameters of the two types of lifting surfaces are interrelated: increasing the propeller diameter reduces disk loading in hover but limits

propeller operation in propulsive mode and increases aerodynamic drag in cruise. This has a significant effect on total mission energy and makes the aerodynamic characteristics of this type of lifting system a major design problem.

Therefore, configuration selection cannot be based solely on the characteristics of a single regime. An approach is required that accounts for the total energy required to accomplish the mission during the joint operation of the wing–propeller lifting system. This is directly related to the geometric parameters of the lifting system and defines the relevance of the dissertation.

Object and subject of the research

The object of the present research is convertiplanes with vertical take-off and landing using wing–propeller lifting systems, in which lift during the different phases of flight is generated by a fixed wing and a lifting propeller (rotor). Attention is given to convertiplanes with tilting-propeller and tiltwing configurations, with the focus placed on their modern electric and hybrid variants intended for unmanned applications and Urban Air Mobility.

The subject of the research is the aerodynamic and geometric characteristics and parameters of wing–propeller lifting systems and their influence on the energy efficiency of aircraft for different mission profiles. More specifically, the influence of the geometric parameters of the wing and propeller (rotor), including the relative area of the tilting sections, on the total energy required to accomplish missions with different profiles is investigated. The required mission energy is adopted as the optimality criterion.

Aim, tasks and research methods

The dissertation aims to investigate the aerodynamics of wing–propeller lifting systems and to propose a methodology for the optimal selection of parameters in the conceptual aerodynamic design of vertical take-off and landing aircraft.

To achieve this aim, the following tasks are formulated:

1. To classify existing aircraft with aerodynamic wing–propeller lifting systems based on a survey and analysis of their principal schemes, designs, parameters and characteristics.
2. To develop a methodology for selecting optimal parameters of vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system for specified mission profiles and flight-performance characteristics.
3. To analyze and select an optimality criterion and optimization parameters for vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system.
4. To analyze and select methods for determining the aerodynamic characteristics of wing–propeller lifting systems and the algorithm of the optimization task.
5. To investigate numerically and experimentally the aerodynamic characteristics of a wing–propeller lifting system and to determine the values of the optimality criterion for the considered configurations.
6. To analyze the obtained numerical and experimental results and to propose an optimal and rational baseline configuration of a vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system.

The research methods comprise literature analysis, parametric analysis using the Buckingham Π -theorem, simulation studies, experimental investigations, and the laser-optical Particle Image Velocimetry (PIV) method for qualitative and quantitative assessment of the velocity field.

Scientific novelty

The scientific novelty consists in considering the wing–propeller lifting system as a unified aerodynamic system, in which the geometric parameter is selected using a criterion related to total mission energy rather than solely on the characteristics of an individual flight regime.

A complex geometric design parameter is proposed, representing the relative area of the tilting sections – Lifting Surface Ratio (LSR).

$$LSR = \frac{n_s D c}{S}, \quad (2.12)$$

The parameter is convenient for use in the initial stages of design because it combines, in a single indicator, the propeller diameter, wing chord, number of tilting sections and wing area. In the investigated configuration, variation in propeller diameter changes the area of the tilting section and, consequently, the energy characteristics of the mission. Three missions with different relative hovering times are considered in the methodology, allowing the influence of the selected geometric parameter on mission energy to be determined.

Practical applicability

The practical applicability of the results is related to the possibility of using the developed methodology in the preliminary design of unmanned convertiplanes and in selecting an optimal or rational propeller diameter, disk loading and tilting-section area.

Approbation and publications

The main results of the dissertation are reflected in four published scientific papers. Three of the papers have been published in indexed publications. The publications cover results from the literature review, the

classification of wing-propeller lifting systems, and the numerical and experimental investigations.

Structure and volume of the dissertation

The dissertation comprises 143 pages and includes an introduction, four chapters, general conclusions, contributions, references and appendices. The work cites 101 references and contains 56 figures and 34 tables. The numbering of figures, tables and equations in this abstract corresponds to that in the dissertation.

II. CONTENTS OF THE DISSERTATION

CHAPTER 1. LITERATURE REVIEW

The review considers both historical experimental developments and contemporary electric and hybrid concepts. Historical developments demonstrate the principal advantages and disadvantages, as well as aerodynamic and structural solutions, in the implementation of convertiplanes with wing-propeller lifting systems, whereas contemporary examples outline the tendency towards all-electric or hybrid propulsion systems and multi-propeller schemes.

Attention is paid to the difference between tilting-rotor (propeller) configurations and tiltwing configurations. In the former, transition is performed by rotating the axes of the propellers (rotors), whereas in the latter, the entire wing, together with the propeller-motor units mounted on it, is tilted. This difference determines the nature of the interaction between the wing and the propeller slipstream.

The review shows that contemporary developments for Urban Air Mobility and unmanned aircraft are oriented towards electric or hybrid propulsion systems, multi-propeller schemes and combined configurations. This expands the design space but also increases the need for criteria for comparing different variants.



Figure 1.13 Joby S4



Figure 1.14 Airbus Vahana

The analysis considers major parameters and characteristics: take-off mass, wing loading, disk loading, wing area, span, propeller diameter, aerodynamic efficiency, thrust-to-weight ratio and power loading. It is established that separate comparison using these indicators is insufficient because optimality depends on the selected mission profile.

The literature review shows that convertiplanes with aerodynamic wing–propeller lifting systems represent a current research problem related to the development of vertical take-off and landing aircraft for unmanned applications and Urban Air Mobility. Contemporary research is directed towards increasing aerodynamic efficiency, flight range and energy efficiency by using all-electric and hybrid propulsion systems, multi-propeller schemes and advanced control systems.

The comparative analysis of existing aerodynamic lifting systems shows that wing–propeller lifting systems constitute a suitable direction for vertical take-off and landing aircraft because they allow vertical take-off and landing to be combined with more energy-efficient horizontal flight. Tilting-propeller (rotor) and tiltwing configurations have been investigated most extensively, while combined configurations incorporating characteristic features of both principal types are also possible. The accumulated theoretical and experimental results from NACA/NASA research and other authors provide a reliable basis for analyzing aerodynamic characteristics, transition regimes, stability and controllability of wing–propeller lifting systems, as well as for comparing numerical and experimental results.

The principal conclusion of Chapter 1 is that, for wing–propeller lifting systems, a compromise must be sought between hover and horizontal-flight regimes. This requires the introduction of a unified geometric parameter and a

comparison criterion that accounts for the joint operation of the two types of lifting surfaces and permits assessment of energy efficiency for different mission profiles. The present dissertation is directed towards this objective.

CHAPTER 2. METHODOLOGY OF RESEARCH

The methodology of the present research is structured to enable verification of the influence of the geometric parameters of the wing and propeller on the efficiency of the aerodynamic lifting system. At the beginning of Chapter 2, a classification is developed for convertiplanes with vertical take-off and landing and aerodynamic wing-propeller lifting systems. The principal classification features are the method of generating lift, the transition mechanism between vertical and horizontal flight, the number and arrangement of propellers, the aerodynamic scheme, and the type of propulsion system. The adopted concept is intended for investigating the interaction within the wing-propeller system in two principal flight regimes under identical mission conditions but with different relative durations of the hovering phases.

Based on the classification, a configuration with a rectangular wing, tilting sections and two propellers mounted on them is selected. This makes it possible to compare different propeller diameters while maintaining the remaining baseline parameters. The geometric and mass parameters to be analyzed are subsequently considered, and the constant and variable parameters of the selected scheme are determined.

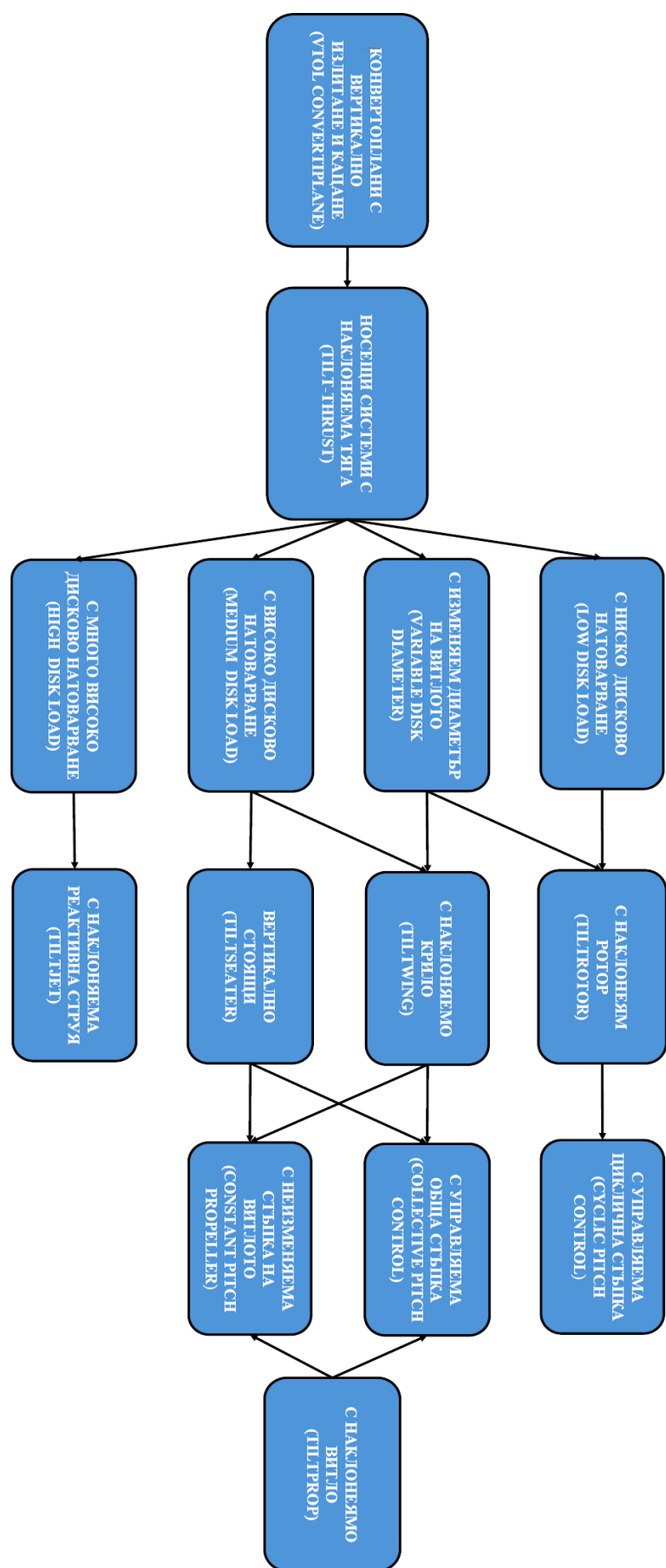


Figure 2.2. Classification scheme.

To describe the effect of geometry, a principal dimensionless parameter is introduced, linking the number of tilting sections (corresponding to the number of propellers), propeller diameter, wing chord and wing area.

$$\frac{n_S D c}{S} = \sqrt{\frac{2 n_S}{\pi A R} \frac{(G/S)(T/G)^3 P L^2}{\rho F M^2}} \quad (2.32)$$

The resulting relation shows that the parameter $\frac{n_S D c}{S}$ relates to the principal relative parameters of the lifting system: wing loading G/S , thrust-to-weight ratio T/G , power loading $PL = G/P$, figure of merit FM , and wing aspect ratio AR . Therefore, this parameter can be used as the principal design variable in the optimization task for selecting the geometry of the wing-propeller lifting system.

The optimality criterion is based on total mission energy. The mission is considered a set of segments, for each of which the corresponding energy is determined.

$$E_{TOT} = E_H + E_{CR} = P_H \cdot t_H + P_{CR} \cdot t_{CR} \quad (2.34)$$

For comparison, reference energy for equivalent horizontal flight is introduced based on aircraft mass, flight range, aerodynamic efficiency, and propeller efficiency.

$$E_{ref} = m_0 g \frac{R}{(\frac{L}{D})_{cr} \eta_p}, \quad (2.37)$$

The dimensionless criterion Q allows the relative change in energy with respect to the reference energy to be evaluated and different geometric variants to be compared under identical conditions.

$$Q = \frac{E - E_{ref}}{E_{ref}}, \quad (2.38)$$

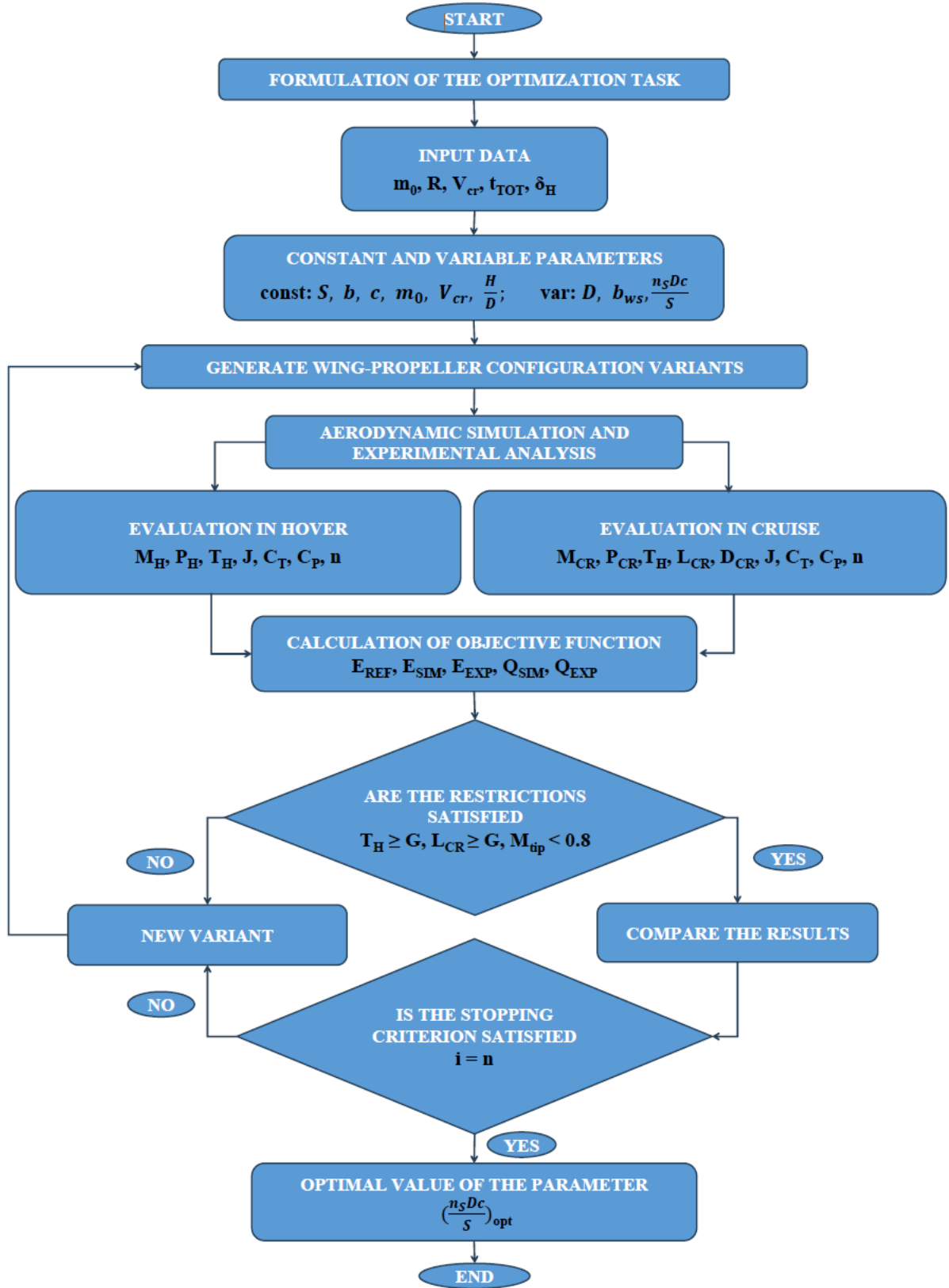


Figure 2.6. Optimization-task scheme.

Three mission types with different relative hovering durations are considered in the optimization task. This permits the task to be formulated as the determination of the optimal wing–propeller lifting-system configuration for a specified mission profile. The methodology comprises, in sequence, selection of a baseline configuration, determination of geometric parameters, simulation investigation, experimental verification, calculation of mission energy and evaluation of the criterion Q .

The conclusions of Chapter 2 show the compromise nature of the task, in which the geometric parameter of the lifting system must be selected according to the mission profile rather than only according to the characteristics in hover or cruise. The classification shows that convertiplanes with wing–propeller lifting systems can be regarded as a separate class of vertical take-off and landing aircraft. The resulting relation demonstrates that the geometric parameter $\frac{n_s D c}{s}$ is related to the principal relative parameters of the lifting system and can be used as the main design variable for selecting its geometry. The optimality criterion, based on the minimum energy required to accomplish the mission, permits different geometric configurations to be compared under identical initial conditions. Simulation and experimental methods, together with methods of optimal design, are used to determine this criterion.

CHAPTER 3. SIMULATION STUDIES

The simulation studies are directed towards determining the aerodynamic and energy characteristics of three variants of the lifting system. Each variant differs in propeller diameter, tilting-section area, disk loading and the value of the geometric parameter (Table 3.2).

Table 3.2. Geometric variants and disk loading

Parameter	Sym.	Unit	Value		
	Variant		1	2	3
Propeller diameter	D	m	0.7	0.9	1.1
Total propeller swept area	A	m^2	0.77	1.27	1.9
Total area of tilting sections	S_T	m^2	0.66	0.85	1.04
Disk loading	DL	$\frac{Kg}{m^2}$	58.5	35.4	23.7
Relative area of tilting sections	$\frac{n_s D c}{S}$	—	0.37	0.47	0.58

A straight wing with a rectangular planform and an APC parametric propeller model is used as the basis for geometric modelling (Figure 3.5). This choice is consistent with the functional requirements for the lifting system, the possibility of implementing a tilting section, and the need to manufacture an experimental model for subsequent verification.

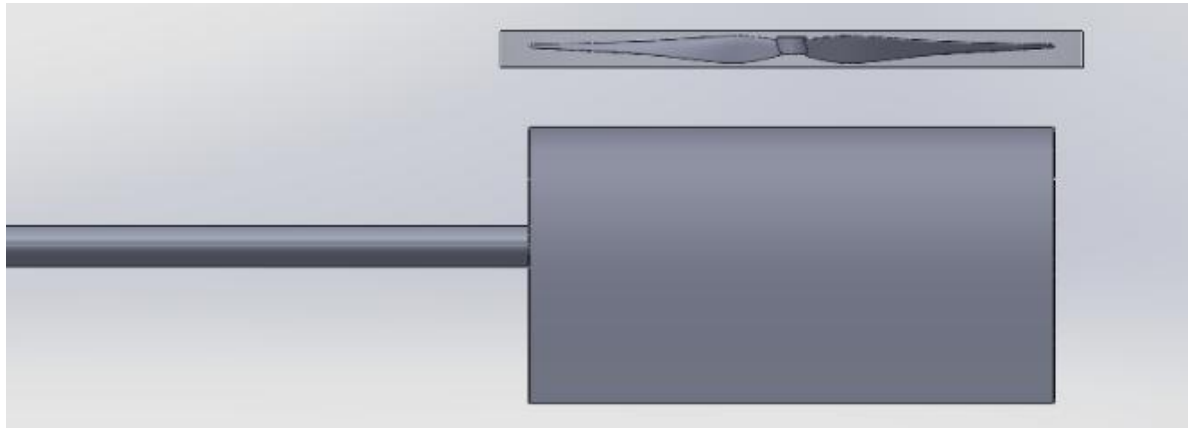


Figure 3.5. Variant 2, $D = 0.9 m$, configuration in hover.

After the wing dimensions have been determined, the propeller dimensions are also defined. The choice of diameter is related to disk loading, which, for the considered Urban Air Mobility aircraft, lies within a range characteristic of modern eVTOL aircraft and unmanned aircraft.

$$A = n_s \frac{\pi D^2}{4} \quad (3.11)$$

$$DL = \frac{G}{A} \quad (3.12)$$

The simulation studies are carried out using SolidWorks Flow Simulation for two principal regimes: hover and cruise horizontal flight. In hover, available thrust, torque and power are analyzed, while in cruise, the aerodynamic lift force, aerodynamic drag, available thrust, torque and power are analyzed. The computational domain, boundary conditions and mesh are selected to enable comparison among the three variants under identical conditions. A separate rotating computational region is used around the propeller, and a local mesh-refinement region is formed around the wing and the tilting section.

The results confirm the dependence following from the momentum theory: at the same required thrust, a larger disk area reduces induced velocity and therefore the power required in hover.

Table 3.8. Simulation results in hover

Parameter	Sym.	Unit	Value		
	Variant		1	2	3
Rotational speed at thrust 225 N	n	rpm	7440	4200	2625
Tip Mach number	M_{tip}	—	0.8	0.79	0.44
Thrust	T	N	≈ 225		
Torque	M	Nm	21.22	23.12	23.98
Available power	P_H	W	16530	10170	6590
Tilting-section angle in hover	k_H	$^\circ$	90		

In the cruise (Table 3.9), the trend is opposite. Increasing the propeller diameter is associated with a larger tilting-section area and increased aerodynamic drag. This leads to increased power required in horizontal flight.

Parameter	Sym.	Unit	Value		
	Variant		1	2	3
Aerodynamic lift force	L_{CR}	N	≈ 225		
Aerodynamic drag	D_{CR}	N	1.07	6.97	-0.53
Rotational speed	n	rpm	7440	5700	4571
Tip Mach number	M_{tip}	—	0.8	0.79	0.77
Thrust	T_{CR}	N	19.74	35	52.81
Torque	M	Nm	7.65	13.48	22.16
Available power	P_{CR}	W	5960	8050	10610
Tilting-section angle in cruise	k_{CR}	$^\circ$	0		

Table 3.9. Simulation results in cruise

Table 3.10. Values of the optimality criterion Q_{sim}

Relative duration of the hovering stage $\delta = \frac{t_H}{t_{TOT}}$		Mission 1 15%	Mission 2 30%	Mission 3 45%
Relative area of tilting sections $\frac{n_s D c}{s}$.				
1	0.37	1.09	1.53	1.97
2	0.47	1.32	1.40	1.49
3	0.58	1.77	1.60	1.44

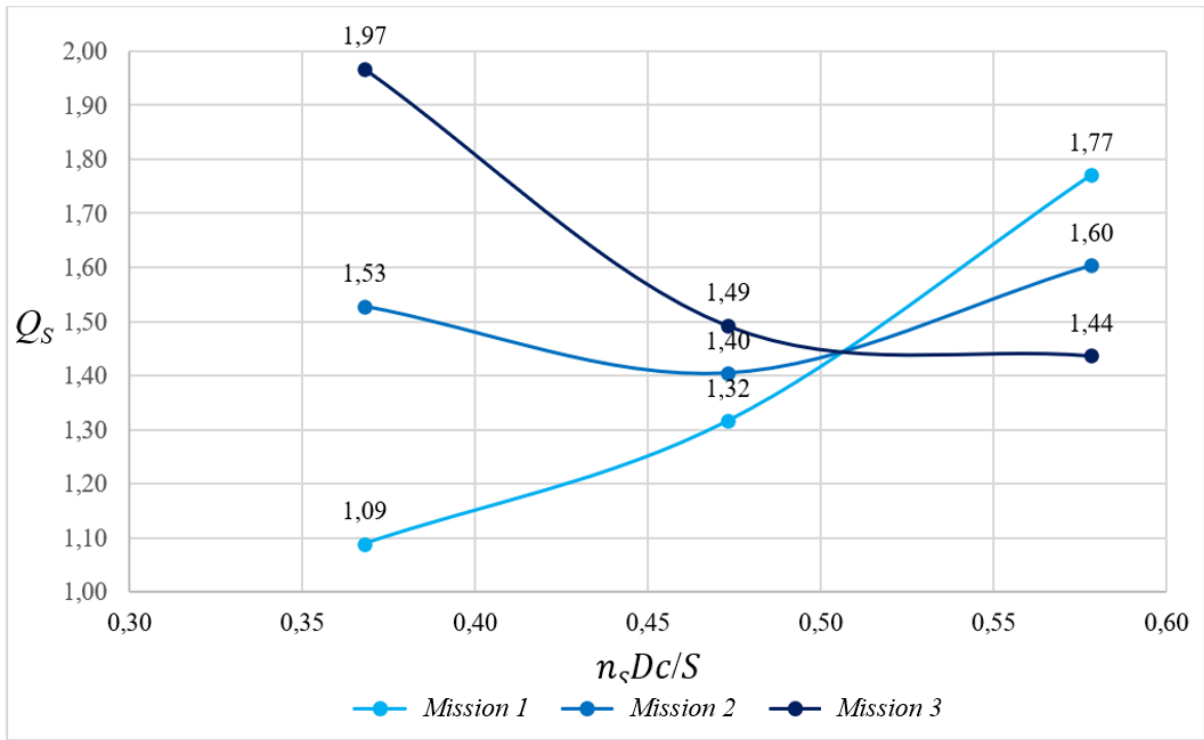


Figure 3.19. Energy-ratio Q_{sim} for the three configurations and the three missions.

The obtained Q_{sim} values show a pronounced dependence on the mission profile. For a mission with a smaller relative share of hover, the variant with the lower value of the geometric parameter is more favorable; for a mission with a greater relative share of hover, the variant with the larger propeller diameter becomes more favorable. This result confirms the main hypothesis of the research: the optimal configuration of the wing-propeller lifting system is not constant but depends on the mission profile. Consequently, a compromise region must be sought that provides acceptable energy efficiency in more than one operating regime.

The optimal parameter value shifts towards a larger propeller diameter as the relative hovering duration increases. For Mission 1, in which cruise flight predominates, the variant with the smallest propeller diameter and smallest tilting-section area is most favorable. In Mission 3, where the share of hovering is greatest, the variant with the largest diameter and lowest disk loading has an

advantage. Mission 2 represents an intermediate case; the rational value of the parameter is close to $\frac{n_s^{Dc}}{s} = 0.47$, corresponding to a compromise between hover and cruise flight. The simulation results indicate that a rational range for a wide spectrum of missions can be expected around $\frac{n_s^{Dc}}{s} \approx 0.5$.

The principal conclusion of Chapter 3 is that increasing the propeller diameter improves characteristics in hover but deteriorates some characteristics in cruise. Consequently, the selection of propeller diameter and tilting-section area must be mission-oriented.

CHAPTER 4. EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS

The purpose of the experimental investigations is to verify the results of the simulation studies and the influence of the principal geometric parameter on the energy in hover, cruise and the energy-based optimality criterion. Chapter 4 presents the experimental model, test facility, measurement methodology and experimental results. The purpose is to verify whether the principal trends from the simulation analysis are confirmed by real measurements.

A 1:5 scaled model of the wing-propeller lifting system is used for the experimental investigations. Propellers with diameters of 6, 7 and 9 inches are investigated; thrust, power, rotational speed and flow velocity are measured.

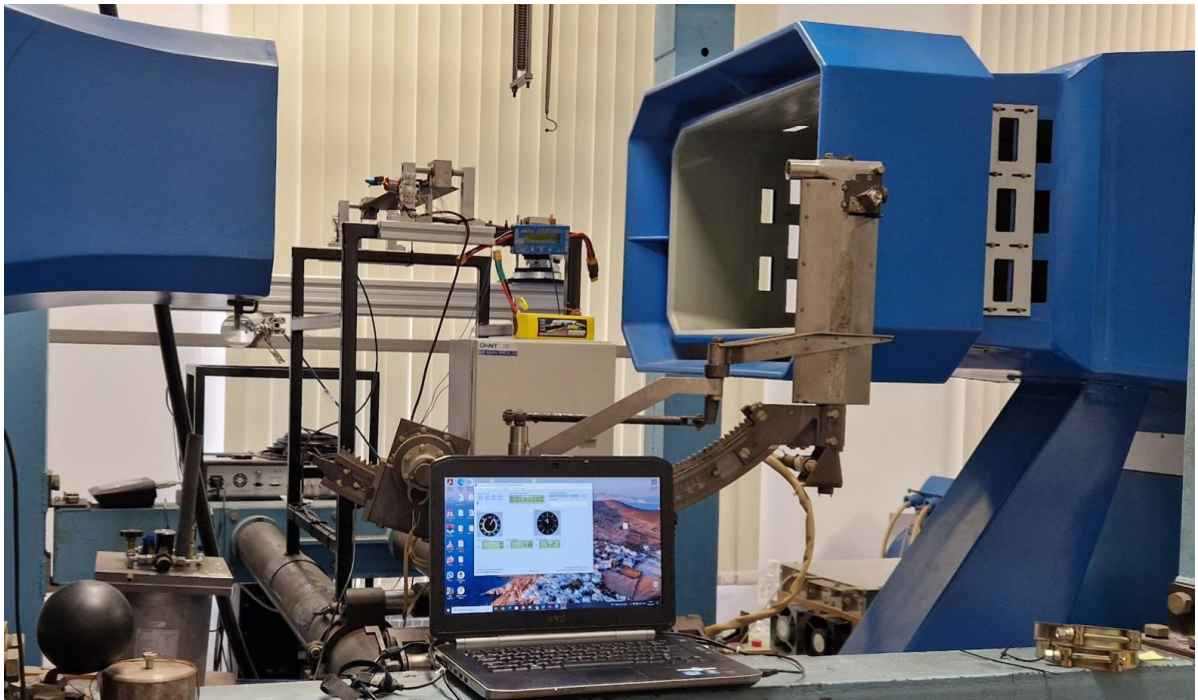


Figure 4.6. Thrust and power test stand in the test section of the ULAK-1 wind tunnel.

The experimental setup includes a wind tunnel, a thrust and power measurement stand, measuring instrumentation and a PIV system for capturing the velocity field. The advance ratio J , thrust coefficient C_T and power coefficient C_P are used for processing the experimental data. These

dimensionless coefficients allow the results obtained from the scaled model to be compared with those of the full-scale model.

$$J = \frac{V}{nD}, \quad (4.1)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, \quad (4.5)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}. \quad (4.6)$$

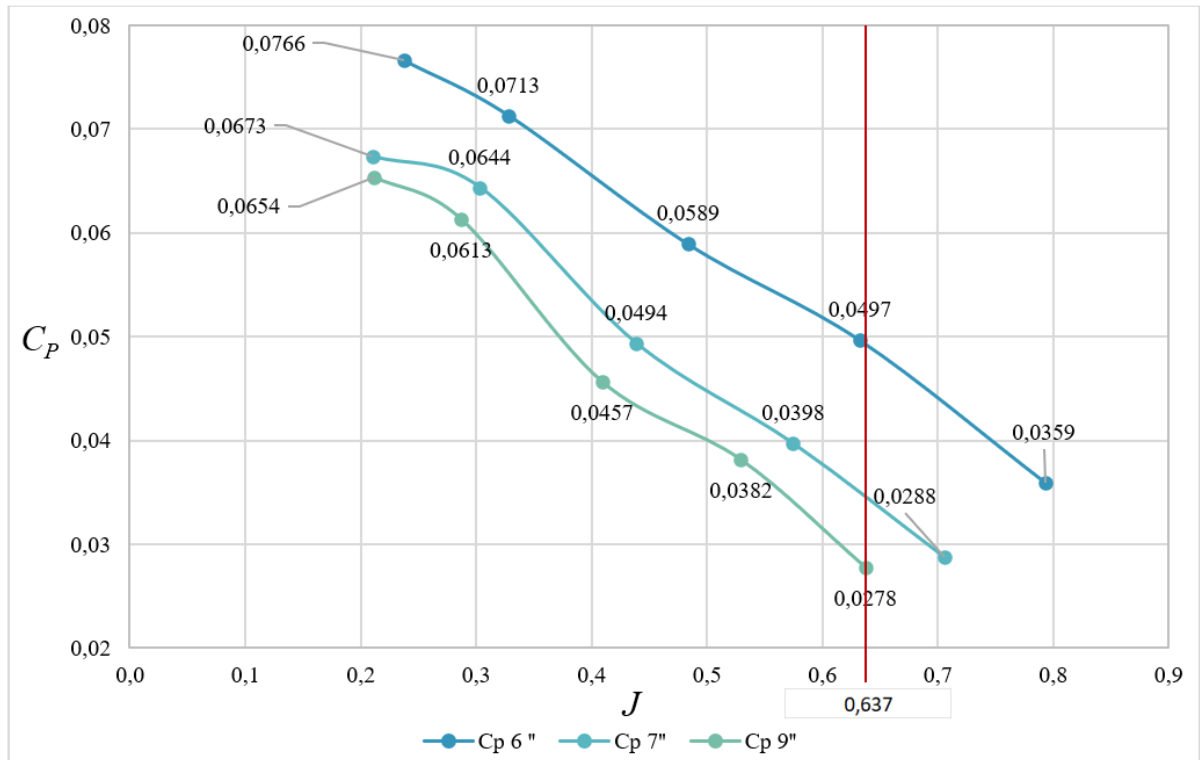


Figure 4.11. Dependence of C_P on J for 6, 7 and 9 inch propellers.

In hover, the undisturbed-flow velocity is equal to zero and the main analysis is related to thrust, power and induced velocity. In cruise, the advance ratio J is determined by the free-stream velocity V_∞ and the propeller rotational speed n . PIV measurements are used to obtain the velocity field in hover and cruise. They complement the results from the thrust and power stand by providing information about the flow pattern, the propeller wake and the interference within the lifting system.

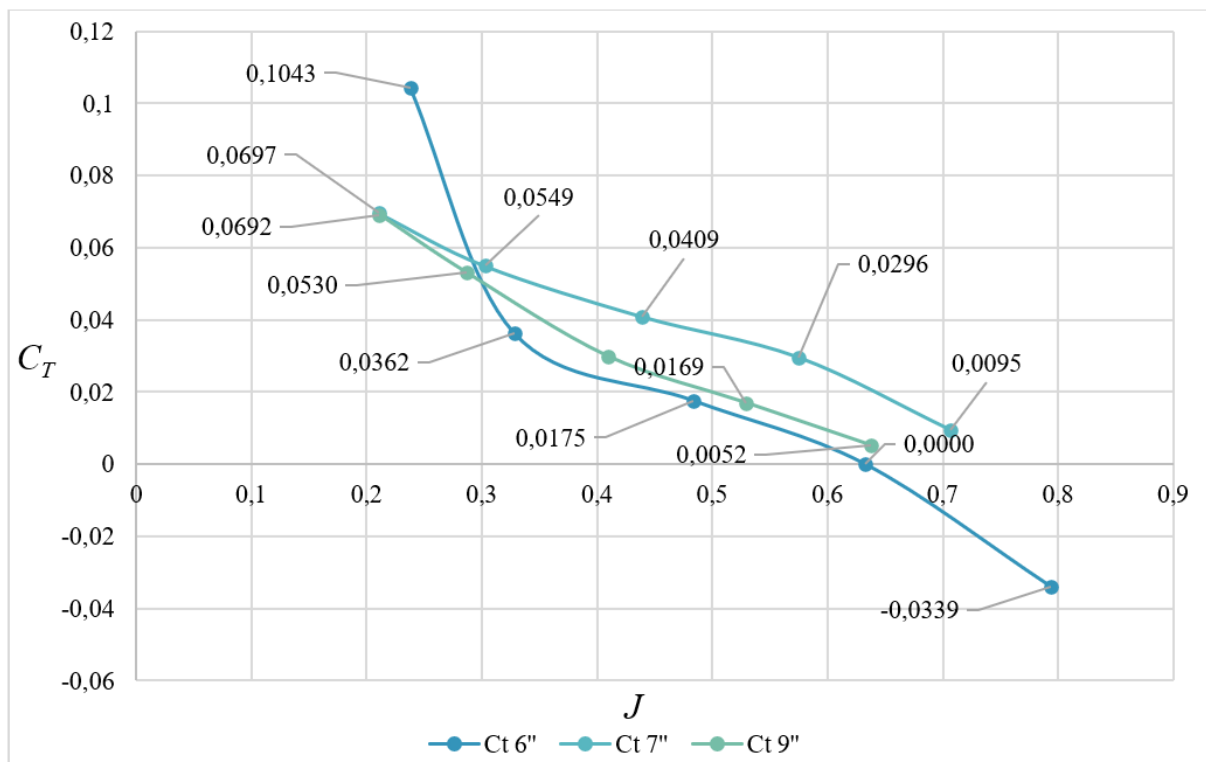


Figure 4.12. Dependence of C_T on J for 6, 7 and 9 inch propellers.

Table 4.15. Experimental results in hover

Parameter	Sym.	Unit	Value		
	Variant		1	2	3
Rotational speed at thrust 225 N	n	rpm	6498	3931	2631
Thrust coefficient in hover	C_{Tmax}	—	0.0693		
Thrust	T	N	225		
Power coefficient	C_P	—	0.0766	0.0673	0.0654
Available power	P_H	W	18870	12990	10290
Tilting-section angle in hover	k_H	$^\circ$	90		

The experimental results in hover confirm the trend established in the simulations. As propeller diameter increases, the power required to achieve the specified thrust decreases. In the cruise, the experimental results show an increase in required power with increasing propeller diameter and tilting-section area, which corresponds to the trend found in the simulations.

Table 4.16. Experimental results in cruise

Parameter	Sym.	Unit	Value		
	Variant		1	2	3
Aerodynamic lift force	L_{CR}	N	450		
Rotational speed	n	rpm	6055	4710	3853
Thrust coefficient in cruise	C_{Tmin}	—	0.0076		
Thrust	T	N	21.26	35.43	52.72
Power coefficient	C_P	—	0.0278	0.0343	0.0497
Advance ratio	J	—	0.637		
Available power	P_{CR}	W	9880	11360	13710
Tilting-section angle in cruise	k_{CR}	$^{\circ}$	0		

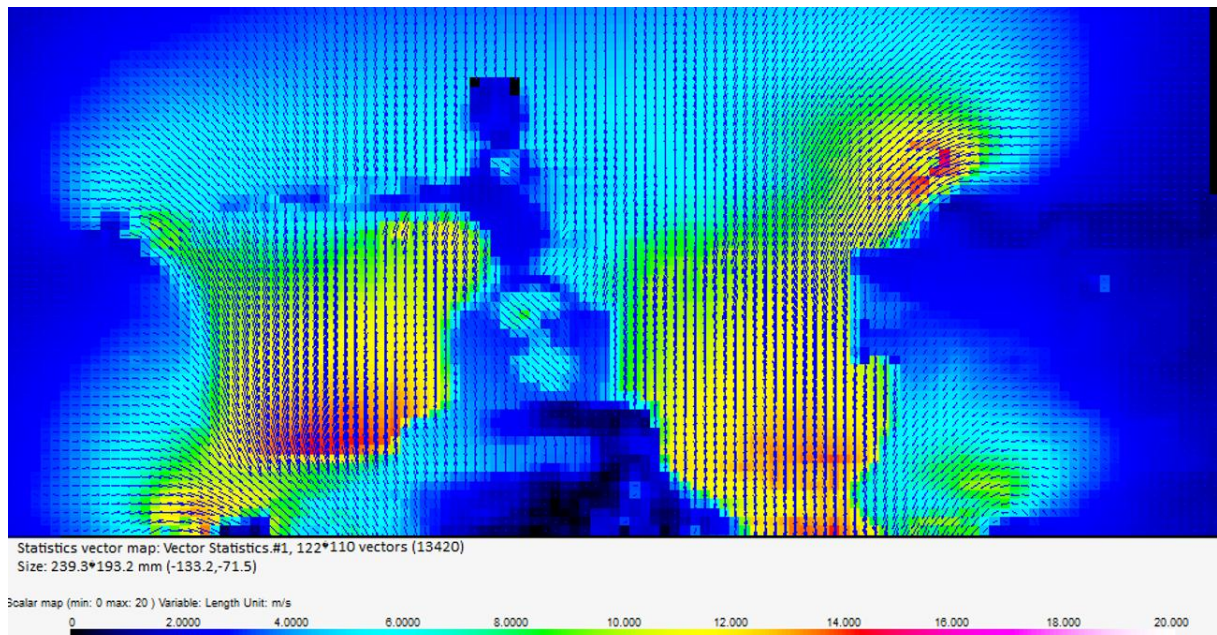


Figure 4.9. Velocity field in hover, $D = 7''$, $n = 11000 \text{ rpm}$

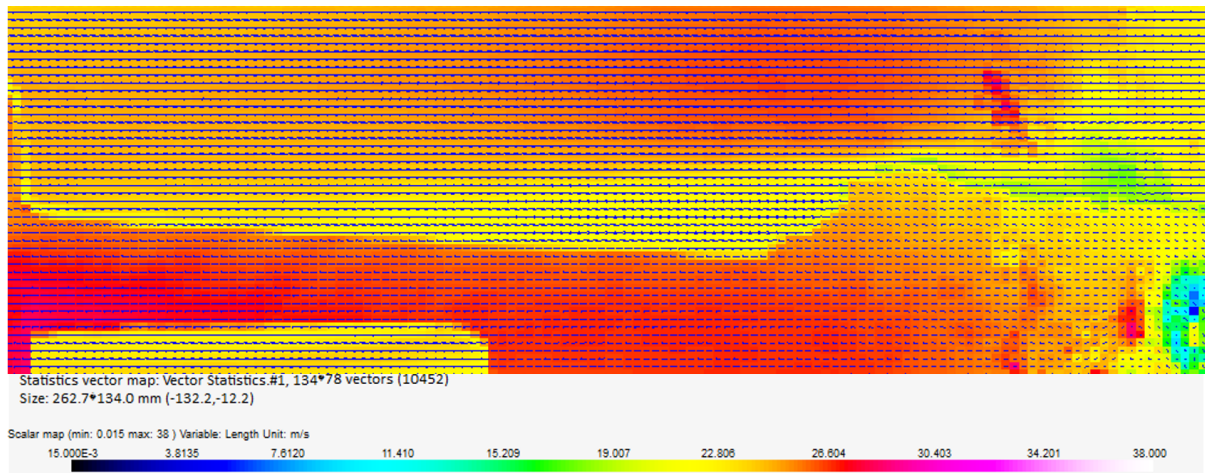


Figure 4.10. Velocity field in cruise, $D = 7''$, $V_{\infty} = 25 \frac{m}{s}$.

In hover, PIV measurements permit evaluation of the velocity in the propeller jet and verification of the relations incorporated in momentum theory. In cruise, they provide a qualitative analysis of the interference within the lifting system. Thus, PIV recording is used as an additional experimental method for confirming the principal trends established by the simulation studies.

Table 4.17. Values of the optimality criterion Q_{exp}

Relative duration of the hovering stage $\delta = \frac{t_H}{t_{TOT}}$		Mission 1 15%	Mission 2 30%	Mission 3 45%
Relative area of tilting sections $\frac{n_s D c}{s}$.				
1	0.37	1.37	1.61	1.85
2	0.47	1.44	1.48	1.53
3	0.58	1.72	1.63	1.54

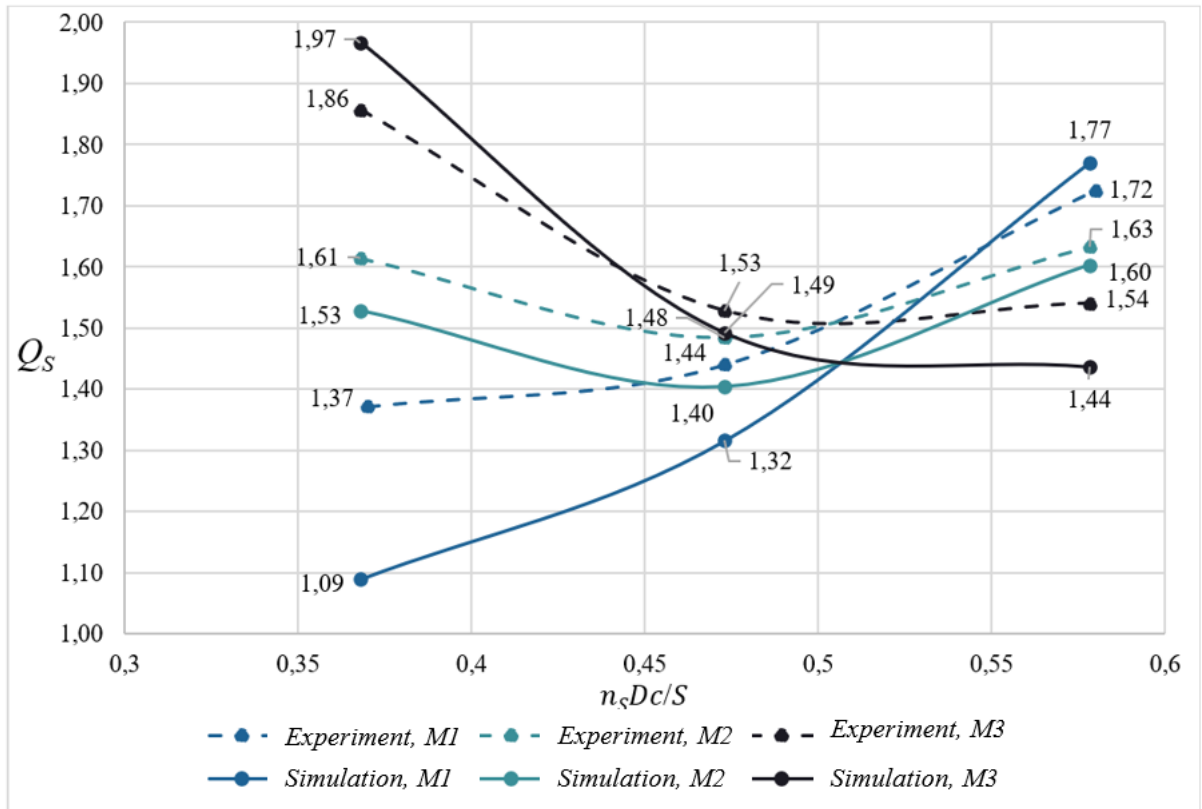


Figure 4.13. Energy ratios Q_{sim} and Q_{exp} (dashed) for the three configurations and the three missions.

The experimentally determined Q_{exp} values retain the principal trend established by the simulation results. In missions with a small hover share, the smaller diameter has an advantage, while in missions with a greater hover share, the importance of lower disk loading increases. This supports the use of the simulation approach for preliminary evaluation, with experimental results serving to validate the obtained trends. It also confirms the need for a compromise selection of the geometric parameter.

The observed differences in the absolute values of the simulation and experimental results show that the simulation approach is suitable for comparative analysis and for selecting an optimal or rational configuration; however, more accurate simulation methods are required for more precise quantitative prediction.

GENERAL CONCLUSIONS OF THE DISSERTATION

As a result of the investigations, the following main conclusions have been formulated:

1. The literature review and the performed classification show that vertical take-off and landing aircraft with wing–propeller lifting systems constitute a distinct and promising direction in the development of modern convertiplanes, particularly in the context of unmanned aviation, electric and hybrid propulsion systems, and Urban Air Mobility applications.
2. For conceptual design of vertical take-off and landing aircraft, the wing–propeller lifting system should be considered as a unified aerodynamic and energy system, in which the geometric parameters of the wing, tilting sections and propeller system are interrelated and jointly affect characteristics in hover and cruise horizontal flight.
3. Using the Buckingham Π -theorem, a complex geometric design parameter $\frac{n_s D c}{s}$ is proposed. It characterises the relative area of the tilting sections and can be used as a principal design variable in the optimization task. The parameter is related to wing loading, disk loading, thrust-to-weight ratio, power loading, figure of merit and wing aspect ratio.
4. The developed methodology for optimal parameter determination allows the problem to be formulated as mission-oriented, whereby the selection of geometric parameters is performed not by indicators for an individual regime, but according to the criterion of minimum total energy required to accomplish the mission.
5. The selection of an optimality criterion based on total mission energy and the dimensionless ratio $Q = \frac{E - E_{ref}}{E_{ref}}$, is justified because it allows direct comparison among different geometric configurations under identical missions and flight-performance characteristics. The effects of both hover and cruise flight are thereby accounted for simultaneously.

6. The simulation studies show that increasing propeller diameter and the associated reduction in disk loading improve hover characteristics but simultaneously change the aerodynamic characteristics in cruise due to the modified tilting-section area and configuration drag. Hence, the optimal configuration has a compromise character.
7. The experimental investigations confirm the principal trends established by the simulation analysis and demonstrate the applicability of the developed methodology for determining the aerodynamic characteristics of a wing–propeller lifting system. The experimental setup, including the thrust and power stand and the use of laser-optical PIV methods, enables reliable determination of the principal characteristics of the system.
8. The numerical and experimental results jointly show that the optimal values of $\frac{n_s D c}{s}$ are not identical for all mission profiles but depend on the relative duration of hover with respect to cruise flight. Consequently, rational selection of lifting-system parameters must be linked to the intended purpose and flight profile of the aircraft.
9. A rational baseline variant of a vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system is established for a relatively wide range of the ratio between hover time and cruise-flight time. This permits preliminary design to select a configuration that is not optimal only for a single specific case but retains acceptable energy efficiency for different mission profiles.
10. The dissertation has scientific-applied and applied value because a methodology for selecting the parameters of VTOL aircraft with wing–propeller lifting systems has been developed and verified based on classification, dimensional analysis, simulation and experimental investigations. A conceptual unmanned aircraft design based on the TERES-02 prototype is also proposed. The results obtained can serve as a basis for further design, experimental refinement and practical implementation of such aircraft.

SCIENTIFIC-APPLIED AND APPLIED CONTRIBUTIONS

Scientific-applied contributions

- 1.1. The main geometric parameters of vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system have been determined.
- 1.2. A complex geometric design parameter for wing–propeller lifting systems has been proposed using the Buckingham Π -theorem; it represents the relative area of the tilting sections.
- 1.3. A methodology and method for the optimal determination of parameters of vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system have been developed.
- 1.4. A methodology for experimental aerodynamic investigations using laser-optical methods (Particle Image Velocimetry – PIV) has been developed.
- 1.5. Optimal parameters have been determined by simulation and experimental investigations of vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system for a specified optimality criterion and different relative durations of hover with respect to cruise flight.
- 1.6. A rational baseline variant of a vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system has been determined for a relatively wide interval of hover duration with respect to the cruise-flight phase.

Applied contributions

- 2.1. A classification of vertical take-off and landing aircraft with wing–propeller lifting systems has been developed.
- 2.2. A stand for experimental aerodynamic investigations of wing–propeller lifting systems in a wind tunnel has been developed.
- 2.3. A conceptual design of a reconnaissance unmanned vertical take-off and landing aircraft with a wing–propeller lifting system based on the TERES-02 prototype has been developed.

LIST OF PUBLICATIONS RELATED TO THE DISSERTATION

Published:

1. M. Zikyamov, H. Panayotov, “Classification of Wing-Propeller Lifting Systems,” Youth Forums “SCIENCE, TECHNOLOGY, INNOVATION, BUSINESS”, 2023, pp. 128–133.
2. M. Zikyamov and H. Panayotov, “Simulation Study of Tiltwing-Propeller Vertical Take-Off and Landing Aircraft in Hover and Cruise Configurations,” presented at the 13th International Scientific Conference TECHSYS 2024 – Engineering, Technologies and Systems, Plovdiv, Bulgaria, 2025, p. 060001, doi: 10.1063/5.0259649.
3. H. Panayotov, S. Penchev, and M. Zikyamov, “Experimental Study of Turbulence in the Test Section of Wind Tunnel,” ETR, vol. 3, pp. 217–220, June 2024, doi: 10.17770/etr2024vol3.8118.
4. M. Zikyamov, H. Panayotov, and S. Penchev, “Wind Tunnel Experiment and Analysis of Aerodynamic Characteristics of eVTOL Aircraft,” Engineering Proceedings, vol. 150, no. 1, p. 102, 2026, doi: 10.3390/engproc2026150102.