

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
"КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО"
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
"КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО"
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

КОМАРОВ БОГДАН ГЛІБОВИЧ

УДК 629.7.02 : 629.7.03

ДИСЕРТАЦІЯ

АДАПТИВНЕ КРИЛО З РОТОРНИМ РУШІЄМ

Спеціальність 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь знань 13 – Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

 Комаров Б.Г.

Науковий керівник: Зінченко Д.М. кандидат технічних наук, доцент

Київ – 2023

АНОТАЦІЯ

Комаров Б.Г. Адаптивне крило з роторним рушієм. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка. – Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Київ, 2023.

Дисертаційна робота присвячена дослідженню та створенню пропульсивних силових установок, а саме конструкції крила та фюзеляжу з використанням роторного рушія.

В роботі розглянуто історію впровадження тангенціальних вентиляторів в авіації в якості роторних рушіїв. Вченими значна увага приділялася конструкціям крил з роторними силовими установками, а саме двом типам – “Propulsive-Wing” та “Fan-Wing”. “Propulsive-Wing” включає в себе інтеграцію роторних вентиляторів в крило літака, що дозволяє покращити аеродинамічні характеристики та знизити опір повітря. З іншого боку, “Fan-Wing” використовує конструкцію з вентиляторами більшого діаметру, та аналогічно великого видовження, розташованих в передній частині вздовж розмаху крила літака, що дозволяє отримувати більші значення сили тяги з кожного вату потужності у порівнянні з використанням традиційних силових установок. Дослідження в роботі, окрім використання роторних рушіїв у крилах, розглядали їх використання в конструкції фюзеляжу. Також вивчалася можливість використання роторних рушіїв як хвостових балок для вертольотів, що має потенціал покращити їх надійність, безпеку, стабільність та маневреність. Усі ці аспекти були детально проаналізовані та обговорені в роботі з метою визначення переваг і недоліків використання тангенціальних вентиляторів у різних сферах авіації. В результаті дослідження були виявлені потенційні переваги цих рішень, які можуть вплинути на майбутні тенденції в авіаційній індустрії.

Оскільки за принципом роботи тангенціальні роторні рушії відрізняються від традиційних перевірених роками гвинтових, імпелерних, та турбінних силових установок, то для їх обрахунків потрібно зібрати та використовувати новий математичний апарат, якого на даний час не існує.

Створена нова математична модель для швидкого розрахунку пропульсивних систем за конструктивною схемою “Propulsion-Wing” та “Fan-Wing”, яка була апробована за допомогою натурних експериментів. Також було проведено симуляції поведінки аеродинамічних характеристик моделей на різних режимах польоту для підтвердження результатів обчислень. Даний математичний апарат використовує модифіковані рівняння Бернуллі з урахуванням специфіки обтікання з додатковим прискоренням потоку над крилом. В її створенні було застосовано відомі залежності для розрахунків тангенціальних вентиляторів з поділом ротора вентилятора на три області. Область А є головною для проходу потоку в вентиляторі і відіграє ключову роль у виконанні основної корисної роботи, тому в даній області не має бути елементів, перешкоджаючих потоку. Області В і С перешкоджаючи роботі системи, знижуючи її ефективність. Область В має обмежений вплив на загальну продуктивність системи, за винятком визначення форми перехідного потоку, та корисна робота над газом в цій області не приносить великої кількості енергії, бо за принципом руху є подібною до гребного винта. Область С характеризується наявністю ексцентричного вихору і повністю складається з рециркуляційного потоку. Також були створені нові залежності для профілю крила з вбудованим в нього тангенціальним роторним рушієм, для яких також можна виділити певні регіони, а саме той що знаходиться перед роторним рушієм і взаємодіє з вільним потоком, регіон, який охоплює взаємодію роторного рушія та набігаючого потоку повітря, область за роторним рушієм з повітрям, що має додатковий імпульс, та вільними регіонами, які взаємодіють лише з набігаючим потоком повітря та на які не впливає роторний рушій.

Для розрахунку підйомної сили та сили опору потрібно знати розподіл швидкостей та тиску на поверхнях профілю.

Створено три нові експериментальні профілі для крил типу “Fan-Wing” з адаптивними органами керування та механізації: СЧК-2 з вбудованою впуклістю, що забезпечує краще приєднання потоку повітря до поверхні крила, СЧК-3 та СЧК-4 з S-подібними контурами, що дає можливість покращити аеродинамічні характеристики профілю з мінімальними модифікаціями, не ускладнюючими конструкцію, підвищивши при цьому міцність і жорсткість та зменшивши масу з суттєвим зменшенням внутрішнього об’єму крила.

Створено новий експериментальний профіль для крила типу “Propulsive-Wing” з адаптивним дефлектором, що знаходиться в задній частині крила та може керувати потоком на виході з тангенціального роторного рушія. Це дозволяє використовувати векторизацію тяги та даний новий елемент як орган керування та одночасно з тим бути органом механізації, що є корисним при створенні літаків короткого взльоту та посадки.

Запропоновано новий тип роторного рушія без перегородок між секціями, та без валу в середині, що перешкоджає потоку, дані модифікації зменшують опір повітрю, сприяють вільній циркуляції повітря, що проходить крізь нього. Досліджено вплив форми лопаток та кута їх встановлення для найбільш оптимального захвату та викидання повітря з пропульсивної системи. Натурно перевірено ротори на міцність та посилено конструкцію елементами з’єднання лопаток для запобігання руйнівного ефекту центробіжної сили на великих швидкостях обертання, які майже не перешкоджають проходженню повітря та дозволяють зменшити масу конструкції за рахунок лопаток великого видовження.

Спроековано літак традиційної аеродинамічної схеми з Т-подібним оперенням та фюзеляжем типу човен, на якому випробувались різні типи крила: звичайне з профілем NACA 4412, крило типу “Fan-Wing” з адаптивною механізацією, що створено на базі профілю Clark Y, а також пропульсивне крило з

модифікованим профілем Gottingen 570 та адаптивним дефлектором. Далі виготовлено фізичну модель фюзеляжу, яка була створена для зльоту з водної поверхні та посадки на неї для запобігання аварійних випадків з участю злітно-посадкової смуги та забезпечення кращої надійності завдяки відсутності шасі для моделей та прототипів. Експерименти проводилися для підтвердження запропонованих математичних моделей з вимірюванням динамічних параметрів літака в умовах стоячої води з урахуванням швидкості вітру, проти якого злітав літак, щоб отримати достовірні експериментальні дані та в результаті обрахунків знайти аеродинамічні характеристики для якісного аналізу та порівняння.

Розглянуто нові та перспективні компоувальні схеми літальних апаратів з використанням пропульсивних систем в їх конструкції та їх раціональність. З усього різноманіття конструкцій було виділено аеродинамічну схему “качка” з пропульсивним крилом та дефлектором для активного керування потоком, що в комбінації з пасивними методами дозволяє суттєво покращити аеродинамічні характеристики, та поєднання яких здатне позбавити недоліків дану аеродинамічну схему. А також двохбалкового фюзеляжу з можливістю вертикального зльоту та посадки та горизонтального польоту при використанні роторних рушіїв з векторизацією тяги, що закладені в конструкції його фюзеляжу.

Для протидії явищу, що має назву “клювок”, притаманному літальним апаратам схеми “качка”, використано новий орган керування для даного типу літаків, що базується на впровадженні аеродинамічного дефлектора як активної робочої поверхні за роторним рушієм, підтримуючи стабільність по висоті на малих швидкостях. Також з’являється можливість злітати на коротких дистанціях та безпечно приземлятись за малих швидкостей, що не притаманно для літальних апаратів схеми “качка”, додається можливість керувати потоком повітря, що виходить з пропульсивної установки для керування по крену за умови використання диференційованого керування дефлектором та зміни напрямку польоту літака.

Представлена компоновка є простою в реалізації, компактною та підіймає продуктивність літального апарату.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, фюзеляж, крило літака, планер, конструкція крила, аеродинамічні характеристики, поляра, пропульсивний роторний рушій, силова установка, мінімізація маси, активні методи керування потоком, примежовий шар, короткий зліт та посадка, вертикальний зліт та посадка, характеристики зльоту та посадки.

ABSTRACT

Komarov B.G. Adaptive wing with a propulsive power plant – Qualification scientific work on manuscript right.

Thesis for graduation scientific degree of Philosophy Doctor by specialty 134 - Aviation and aerospace technologies, Educational and Scientific Institute of Aerospace Technologies, National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, 2023.

The dissertation work is dedicated to the research and advancement of propulsion powerplants, with a specific emphasis on pioneering wing and fuselage designs that incorporate cross-flow fans. This comprehensive study also delves into the historical evolution of cross-flow fans as integral components of aviation, particularly as rotor propulsors. Researchers have dedicated substantial attention to aircraft wing designs featuring innovative powerplants, notably focusing on two distinct types: the propulsive wing and the Fan-Wing. In the case of the propulsive wing, rotor fans are skillfully integrated into the aft section of the aircraft's wing, thereby augmenting its aerodynamic characteristics and reducing air resistance. Conversely, the Fan-Wing concept involves strategically positioning fans at the leading edge along wing's span, yielding a superior thrust-to-power ratio compared to other configurations. The dissertation's research also ventures into the application of rotor propulsors within fuselage designs and examines the potential utility of rotor propulsors as tail beams for helicopters, with the aim of enhancing their reliability, safety, stability, and maneuverability. This multifaceted analysis thoroughly scrutinizes these aspects, meticulously weighing the advantages and disadvantages associated with the deployment of tangential fans across diverse aviation domains. The research not only identifies potential benefits but also sheds light on how these findings may shape future trends in the aviation industry. Furthermore, the dissertation delves into the utilization of rotor propulsors in fuselage designs, adding another layer of depth to the exploration of innovative propulsion systems in aviation.

Given the distinct operational characteristics of cross-flow rotor propulsors, which diverge significantly from traditional propeller, impeller, and turbine powerplants, there is a pressing need for the development of a novel mathematical framework tailored to their unique requirements. As of now, such a framework is conspicuously absent from existing literature.

A new mathematical model has been created for rapid calculations of propulsion systems based systems. This model was validated through physical experiments, and simulations of aerodynamic characteristics were conducted at different flight regimes to confirm calculation results. This mathematical framework utilizes modified Bernoulli's equations, considering the specific flow acceleration characteristics over the wing. In its development, known dependencies for tangential fans with rotor division into three regions were applied.

Region A is crucial for the fan's flow passage and is responsible for its primary functionality. It plays a vital role in performing the main useful work, and it's essential to ensure that nothing obstructs the flow in this region. On the other hand, Regions B and C are unavoidable but negatively affect the system's efficiency, leading to reduced performance. Region B's impact on overall system productivity is limited. Its primary function is to determine the transitional flow shape, and the energy gained from the gas in this region is minimal, similar to a paddlewheel's operation. Region C, on the other hand, is characterized by the presence of an eccentric vortex and consists entirely of recirculation flow. In summary, Region A is the most critical for the fan's performance, while Regions B and C have negative effects on system efficiency, with Region B primarily shaping flow and Region C exhibiting recirculation flow characteristics. New dependencies have been established for the wing profile featuring an integrated tangential rotor propulsor. These dependencies enable the precise characterization of distinct zones, including:

1. The zone located in front of the rotor propulsor, where it interfaces with the incoming airflow.
2. The region where the rotor propulsor interacts with the incoming air.

3. The zone situated behind the rotor propulsor, where air gains supplementary momentum due to its interaction with the rotor.
4. Unaffected, open areas that exclusively interact with the incoming airflow, remaining independent of the rotor propulsor's influence.

To accurately compute lift and drag forces, it is imperative to have a comprehensive understanding of the velocity and pressure distributions across the profile surfaces.

Three innovative experimental profiles have been devised to enhance the performance of "Fan-Wing" type wings, incorporating adaptive control and mechanization elements. These profiles include:

Section-2 with Built-In Convexity: This section introduces a built-in convexity feature designed to optimize airflow attachment to the wing's surface. This innovation enhances aerodynamic efficiency by promoting smoother airflow over the wing.

Section-3 and Section-4 with S-Shaped Contours: In Sections 3 and 4, S-shaped contours have been ingeniously integrated. These contours serve to enhance the aerodynamic characteristics of the wing profile with minimal structural modifications. Importantly, these modifications do not overly complicate the wing's design, instead increase its strength and rigidity. But these changes result in a substantial reduction in the wing's internal volume.

These groundbreaking developments signify significant progress in improving the performance and functionality of "Fan-Wing" wings while maintaining structural integrity and efficiency. A pioneering experimental profile has been devised for a propulsive-wing configuration, featuring a cutting-edge adaptive deflector positioned at the rear of the wing. This remarkable deflector possesses the capability to precisely regulate airflow at the exit of the tangential rotor propulsor. Not only does this enable thrust vectoring, but it also serves as a vital control element, rendering it invaluable in the development of short takeoff and landing aircraft.

A new type of rotor propulsion without partitions between sections has been proposed. A groundbreaking rotor propulsion system has been introduced, eliminating the need for partitions between sections. This innovative design significantly minimizes air resistance and promotes unimpeded airflow circulation. Moreover, it operates without an obstructive internal shaft, ensuring smooth flow passage. Extensive research has delved into the critical factors of blade shape and installation angles to achieve the utmost efficiency in air capture and expulsion from the propulsion system. Physical testing of the rotors was conducted to assess their strength. Furthermore, the structural integrity was fortified with blade connection elements to mitigate the potentially damaging centrifugal forces experienced at high rotational speeds. Remarkably, these measures do not impede airflow significantly, but reduce structural mass.

Aircraft of a traditional aerodynamic design with a T-shaped empennage and a boat-shaped fuselage were designed, on which various types of wings were tested: a conventional wing with an NACA 4412 profile, a Fan-Wing wing with adaptive mechanization based on the Clark Y profile, and a propulsive wing with a modified Gottingen 570 profile and an adaptive deflector. Experiments were conducted to confirm the proposed mathematical models by measuring the dynamic parameters of the aircraft in stationary water conditions, taking into account the wind speed against which the aircraft took off, in order to obtain reliable experimental data and, as a result of calculations, determine the aerodynamic characteristics for qualitative analysis and comparison.

We have examined innovative and promising aircraft design concepts that incorporate propulsive systems. Among various design options, we have identified an aerodynamic configuration known as the canard design, featuring a propulsive wing and an active flow control deflector. This configuration, when combined with passive methods, yields significant improvements in aerodynamic performance and addresses the shortcomings associated with this design. Additionally, we have explored the concept of a twin-boom fuselage capable of vertical takeoff and landing, as well as horizontal flight, utilizing thrust vectoring rotor engines integrated into its fuselage structure.

To counter the phenomenon known as stabiliser stalling, inherent to aircraft of the canard scheme, a new control device has been used for this type of aircraft, based on the introduction of an aerodynamic deflector as an active working surface behind the rotor, maintaining altitude stability at low speeds. Additionally, the ability to take off on short distances and safely land at low speeds, which is atypical for canard scheme aircraft, is added, along with the ability to control the airflow exiting the propulsion unit for roll control when using differential deflector control and changing the aircraft's direction. The presented layout is straightforward to implement, compact, and increases aircraft productivity.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV), fuselage, aircraft wing, structure, aerodynamic characteristics, polar curve, propulsive cross-flow fan, powerplant, mass minimization, active flow control methods, boundary layer, short takeoff and landing, vertical takeoff and landing, takeoff and landing characteristics.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації

1. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2021). Вплив форми роторного рушія на характеристики інтегрованої з крилом силової установки літака. *Механіка гіроскопічних систем*, (40), сс. 123–132. DOI:10.20535/0203-3771402020248785.
2. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М., Андрєєв, О. М. (2023). Вплив форми крила на характеристики при використанні інтегрованої роторної силової установки літака. *Авіаційно-космічна техніка й технологія*, (2), сс. 17–26. DOI:10.32620/aktt.2023.2.02.
3. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2023) Математична модель розрахунку аеродинамічних сил, утворюваних роторним рушієм для пропульсивних крил. *Авіаційно-космічна техніка й технологія*, (4), сс. 10–27. DOI:10.32620/aktt.2023.4.02.
4. Komarov, B. G., Zinchenko, D. M. (2023) The Aerodynamic Behavioral Study of Canard Plane With Fan Wing Configuration. *MECHANICS OF GYROSCOPIC SYSTEMS*, (45), pp. 56-73. doi:10.20535/0203-3771452023287755.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

5. Комаров, Б. Г., Зінченко Д. М. (2019). Адаптивне крило з роторним рушієм. *Науково-практична конференції студентів та молодих вчених “Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку”*. 2019. с. 3.
6. Комаров, Б. Г., Зінченко Д. М. (2020). Вибір оптимального аеродинамічного компонування для експериментальної моделі літака з роторним рушієм. *Друга науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку»*. 2020. сс. 36–38.
7. Komarov, B. G., Zinchenko D. M. (2020). Adaptive fan wing mechanization. In 13th international students and young scientists conference "Intelligence. Integration. Reliability" (pp. 19-20).

8. Komarov, B. G., Zinchenko D. M. (2021). Glued bamboo-wood composite in the manufacture of aviation structural elements. In 14th international students and young scientists conference "Intelligence. Integration. Reliability" (pp. 27-28).

ЗМІСТ

СПИСОК ОСНОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ	16
ВСТУП.....	19
Розділ 1. АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ ПРОБЛЕМИ. ВИБІР НАПРЯМУ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПОСТАНОВКА РІШЕННЯ.....	26
1.1. Основний огляд розділу	26
1.2. Сучасний стан та історія вдосконалення і розвитку тангенціальних вентиляторів.	26
1.3. Математичний апарат, яким можна користуватися для наближених обрахунків тангенціального ротору.....	39
1.4. Напрями розвитку, та впровадження тангенціального роторного рушія до авіаційної техніки.....	57
Висновки до розділу 1	96
Розділ 2. МЕТОДИ ТА ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ТАНГЕНЦІАЛЬНИМ РОТОРНИМ РУШІЄМ	98
2.1. Основний огляд розділу	98
2.2. Математичні моделі для обрахунку пропульсивних крил	106
2.3. Випробування крил та роторних рушіїв	135
2.4. Аналіз даних, отриманих з CFD обрахунків, та фізичних експериментів над елементами пропульсивної установки, і їх порівняння з математичними моделями.....	151
2.5. Аналіз даних, отриманих з випробувань та CFD обрахунків, для верифікації даних математичного апарату	163
Висновки до розділу 2	174
РОЗДІЛ 3. АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОМПОНУВАНЬ, ТА НОВИХ КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ВИКОРИСТАННЯМ РОТОРНОГО РУШІЯ	175
3.1. Підбір оптимальної аеродинамічної схеми та компоновання моделі літака з пропульсивною силовою установкою	175
3.2. Аналіз літака, виконаного за схемою “качка” з пропульсивним крилом	182

	15
3.3 Аналіз можливості інтеграції ВЗП в експериментальні ЛА.....	198
Висновки до розділу 3.....	208
<i>ВИСНОВКИ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ.....</i>	<i>210</i>
<i>ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ</i>	<i>212</i>

СПИСОК ОСНОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

CFF	Cross-Flow Fan
LDV	Laser Doppler Velocimetry
ЛДА	Лазерна Доплерівська Анемометрія
OHS	Outboard Horizontal stabilizers
CFD	Computational Fluid Dynamics
TOW	Маса літака
TOGA _R	Наближений розбіг при зльоті
TOAD	Ділянка початкового розгону з набором висоти
TOD	Повна злітна дистанція
ЛА	Літальний апарат
ПГО	Передньо-горизонтальне оперення
СЧК	Середня Частина Крила
АГД	Аерогідродинаміка
СЗП	Скорочений Зліт/Посадка
ВЗП	Вертикальний Зліт/Посадка
ЛСЗП	Літак Скороченого Зльоту/Посадки
ЛВЗП	Літак Вертикального Зльоту/Посадки
БПЛА	Безпілотний Літальний Апарат
ГРБ	Ґраткові рівнянь Больцмана
WMLES	Пристінкове моделювання
LES	Моделювання великих вихорів
WALE	Локальна модель вихрової в'язкості
PET	Polyethylene Terephthalate
PETG	Polyethylene Terephthalate Glycol
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Polymers
GFRP	Glass Fiber Reinforced Polymers

RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
URANS	Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes
L_i	Підйомна сила
L	Результуюча підйомна сила
D_i	Лобовий опір
D	Результуючий лобовий опір
AR	Чиста площа дифузора
η_d	Ефективність дифузора
U	Швидкості лопатей на вході та виході відповідно
ψ_t	Безрозмірне ідеальне повне підвищення тиску
c_p	Коефіцієнт тиску
Γ	Циркуляція швидкості
$\gamma(t)$	Рідинний контур
ρ	Щільність газу
v_∞	Швидкість вільного потоку
$\gamma(\xi)$	Інтенсивність вихрового шару вздовж поверхні панелі
ξ	Локальна координата вздовж осі панелі
C	Коефіцієнт певної величини
Re	Число Рейнольдса
S	Площа ділянки шару газу
Δv	Зміна швидкості
Q	Об'ємна витрата
c_v	Характеристика швидкості вихору
l_v	Характеристика довжини вихору
k_C	Коефіцієнт регулювання
v	Швидкість
p	Тиск
α	Коефіцієнт, залежний від характеристик об'єкта та потоку

θ	Кут відхилення потоку
g	Гравітаційне прискорення Землі
z	Геодезична висота
ω	Кутова швидкість ротору
l	Відстань між центром ротора й кінчиком лопаті
b	Довжина тангенціального ротора
R	Радіус
q	Динамічний тиск
F	Сила
W	Потужність
λ_A	Потужність, що витрачається на привід тангенціального ротору
K	Значення якості крила
$d\zeta$	Товщина елементарного шару повітря
μ	Кількість шарів, що огинають поверхню крила
ψ	Кут зміщення потоку від крила у напрямку початкової швидкості
φ_0	Потенціал швидкості вільного потоку

ВСТУП

Актуальність теми. Одним з малодосліджених, але перспективних напрямків наукових досліджень в літакобудівній галузі є аеродинаміка літальних апаратів з роторним рушієм. Даний напрямок має можливість відкрити низку нових для авіації технологій. Вирішення поставленої задачі через відсутність математичного апарату для обрахунку в першу чергу пов'язане з комплексом досліджень переважно експериментального напрямку на прототипах фізичних моделей. Наразі такий підхід дозволяє максимально швидко отримати достовірні результати, підкріплені натурними експериментами, так як CFD системи показали свою слабкість в умовах великої кількості рухомих елементів невеликих розмірів. Вони мають значні похибки в порівнянні з натурними експериментами та вимагають значно більше часу на обчислення, тому можуть слугувати лише для наближених попередніх обрахунків. Основна ідея полягає в пошуку рішень та параметрів системи, які були б оптимальними для створення роторного рушія та адаптивного крила.

Використання даної системи дозволить керувати примежовим шаром шляхом введення додаткового імпульсу кількості руху на адаптивному крилі від роторного рушія. Ідея роторного рушія полягає у підвищенні несучих властивостей профілю шляхом використання відомих ефектів Коанда та Магнуса шляхом сполучення профілю з обертовими циліндрами, розташованими вздовж розмаху. З результатів досліджень, що уже відомі, можна прослідити збільшення коефіцієнта підйомної сили подібних систем зі статичним крилом. Однак, до цього часу відкритими залишаються питання щодо вибору параметрів такої системи для умов забезпечення її ефективності.

На цей час дослідження аеродинаміки крил з роторним рушієм виконуються в дослідних центрах – DLR, Belgian von Karman Institute, University of Saarland.

Можливість збільшення несучих властивостей крила здатна суттєво зменшити розмах крила, мінімальну швидкість польоту літака, скоротити необхідний шлях для зльоту та посадки, покращити інші експлуатаційні параметри, що обґрунтовує

актуальність запропонованих досліджень. Також існує можливість реалізувати вертикальний зліт літального апарату за умови наявності достатньої тяги або короткого зльоту та посадки за рахунок збільшення підйомної сили адаптивного крила.

Мета і задачі дослідження. Метою дисертаційної роботи є практичне визначення та теоретичне обґрунтування закономірностей впливу адаптивного крила з роторним рушієм на його аеродинамічні характеристики.

Виходячи з цього, необхідно вирішити наступні задачі:

1. Дослідити аналітично наявні результати експериментів, та порівняти їх, розробивши методи визначення та розрахунку динамічних параметрів;
2. Обґрунтувати вибір науково-методичного апарату для забезпечення моделювання досліджуваного ефекту;
3. Виконати попереднє CFD дослідження для оцінки очікуваних наукових результатів експериментів на дослідних моделях;
4. Розробка та виготовлення натурних дослідних моделей для проведення фізичних експериментів;
5. Провести систематичні експерименти на дослідних моделях з послідовною зміною параметрів елементів використовуваної компоновальної схеми, та її складових таких як:
 - розмір, розташування роторного рушія відносно основної частини крила;
 - форма профілю лопаток рушія та швидкість його обертання;
 - розміри та форма адаптивного крила;
 - вплив решти систем, що забезпечують балансування та керування літаком даної схеми.
6. Виконати аналіз і узагальнити результати числових досліджень, дослідити особливості обтікання адаптивного крила з урахуванням впливу ефектів Коанда та Магнуса. Виявити і систематизувати кількісні показники впливу параметрів

складових елементів використовуваної компоновальної схеми та розробити алгоритм вибору вище перерахованих параметрів.

7. Сформувати базові методики та рекомендації для розрахунку і практичного використання ефектів Коанда та Магнуса на літаках, що мають роторний рушій та адаптивне крило.

Об'єкт дослідження – процеси обтікання повітрям роторного рушія в компонованні адаптивного крила.

Предмет дослідження – аеродинамічні, масові, та технологічні характеристики роторного рушія та адаптивного крила.

Методи дослідження, застосовані для вирішення поставлених завдань:

1. Аналітичне визначення характеристик на основі теоретичної аеродинаміки через експериментально підтверджені залежності;

2. Числові методи розв'язання рівнянь на основі класу методів обчислювальної аерогідродинаміки частинок і ґраткових рівнянь Больцмана за допомогою моделі зіткнення частинок Батнагара - Гросса - Крука (програмний пакет X-Flow) завдяки можливості отримання найбільш точних з розрахунків методом кінцевих елементів;

3. Натурні експерименти та випробування в комплексі з CFD дослідженнями окремих елементів.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Завдяки дослідженням створено відсутню на сьогоднішній день теоретичну базу, що містить вибір оптимальних параметрів для роторного рушія та адаптивного крила при компонованні літальних апаратів;

2. Вперше розроблено аналітично-числові методи для попереднього розрахунку аеродинамічних характеристик роторного рушія та крила;

3. Експериментально виявлено нові закономірності впливу геометричних параметрів роторного рушія (розташування відносно крила, форма, кут нахилу, кількість лопатей), крила (форма аеродинамічного профілю, розмах, величина хорди, товщина) на характеристики тяги та підйомної сили;

4. Вперше в результаті проведених досліджень отримані дані систематизовані та можуть слугувати базою для подальших наукових пошуків напрямків підвищення несучих властивостей літальних апаратів та в суміжних галузях знань;

5. Розроблено та досліджено нову систему, що включає адаптивний дефлектор, який дозволяє керувати потоком на виході з роторного рушія та може виступати як елемент керування або механізації;

6. Проаналізовано шляхи підвищення ефективності тангенціальних роторних рушіїв без перекриттів всередині, які збільшували опір потоку повітря, що проходить крізь нього;

7. Досліджена стабільність та керованість в літальних апаратах, виконаних за аеродинамічною схемою “качка” з використанням активних та пасивних методів керування потоком, а саме пропульсивне крило та раціональне використання вихорогенератора.

8. Проаналізовані та проведено експерименти з іншими типами перспективних літальних апаратів, які в своїй конструкції мають тангенціальний роторний рушій.

Практичне значення отриманих результатів:

1. Результати проведеного дослідження відкривають можливість розробки систематизованої теоретичної бази для розрахунку та практичного застосування ефектів Коанда і Магнуса. Це, в свою чергу, сприятиме поліпшенню несучих властивостей крил з використанням тангенціального роторного рушія. Застосування примусового обдуву верхньої поверхні крила дозволить створити новий тип літальних апаратів, які матимуть переважаючі характеристики зльоту та посадки порівняно з аналогами. Крім того, ці апарати будуть здатні ефективно працювати в умовах складного рельєфу місцевості та великих міст.

2. Отримані методики, які були сформовані під час дослідження, сприятимуть поширенню використання роторного рушія серед розробників авіаційної техніки. Крім того, ці методики дозволять оптимально використовувати ефекти, що

спостерігаються за умови використання роторного рушія при створенні нових типів літальних апаратів, зокрема, адаптивних крил.

Особистий внесок здобувача. Дисертаційна робота узагальнює результати теоретичних та експериментальних досліджень, отриманих здобувачем самостійно. Перелік отриманих результатів: алгоритми обробки експериментальних даних і отриманих результатів за допомогою розрахункової математичної моделі, підтвердженної натурними випробуваннями [105]; експериментальні дослідження у співробітництві з працівниками кафедри космічної інженерії динамічних характеристик силових установок з різними геометричними параметрами роторних рушіїв, які підтверджують результати, отримані аналітичними методами [106]; експериментальні дослідження впливу різних форм крил на аеродинамічні характеристики з використанням в їх конструкції пропульсивної силової установки [107]; теоретичні дослідження аеродинамічних характеристик повздовжньої статичної стійкості, керовності та балансування літального апарату з інтегрованим в крило роторним рушієм, побудованого за схемою “качка” [108].

Апробація результатів. Основні результати та положення дисертаційної роботи були представлені й отримали схвалення на:

- Науково-практичній конференції студентів та молодих вчених “Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку” (м. Київ, Україна, 2019 р);
- Науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку». (м. Київ, Україна, 2020 р);
- Міжнародній науково-технічній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" (м. Київ, Україна, 2020 р);
- Міжнародній науково-технічній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" (м. Київ, Україна, 2021 р).

Публікації. Матеріали дисертаційних досліджень опубліковано у 8 працях, у тому числі у 4 статтях в журналах та збірниках, що входять до переліку фахових видань України за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається зі вступу, переліку основних скорочень та позначень, трьох розділів, висновків, переліку використаних джерел, додатків. Загальний обсяг дисертації становить 222 сторінок, включаючи 110 рисунків і 17 таблиць. Список використаних джерел містить 109 посилань.

У першому розділі наведено аналіз сучасного стану досліджень на теми ЛА з роторним рушієм тангенціального типу. Проаналізовано переваги та недоліки схем, наведено огляд базових методів експериментальних досліджень. Це дозволило обрати методи розрахунків, сформулювати та вирішити задачі дисертаційного дослідження.

Другий розділ присвячено розробці методики експериментальних досліджень, аналітично-числовому і аналітично-експериментальному методам визначення параметрів роторного рушія та крила. Представлено алгоритми вибору роторного рушія та аеродинамічного профілю на основі дослідження Кайля-Фогельмана для аеродинамічних характеристик профілів при низьких числах Рейнольдса. Запропоновано загальний метод розрахунку основних аеродинамічних характеристик. Наведено опис елементів експериментальної установки для статичних випробувань. Розроблено методику розрахунку на основі відомих залежностей для аеродинамічних характеристик, що базуються на непрямих вимірюваннях динамічних параметрів літального апарату, оцінено систематичні похибки при їх визначенні. Наведено програму експериментальних досліджень. Описані явища, які були помічені під час натурних випробувань, проводиться верифікація результатів дослідження, що базується на фізичному експерименті з CFD-симуляцією, а також з аналітично-числовими результатами розрахунків. Наведено порівняння з літаком, на який було встановлено традиційне крило з аналогічними електромоторами, що комплектувались звичайними повітряними гвинтами, при цьому фюзеляж та оперення ідентичні з літаком-прототипом. Запропонована методика визначення проектних параметрів ЛА даного типу та

наведено поради щодо його розробки. Наведено різницю результатів випробування для літаків з розрахованими параметрами через непрямі вимірювання в порівнянні з методикою для визначення проектних параметрів роторного рушія та крила.

В третьому розділі створено прототипи літаків за різними конструктивними схемами та компонованнями з метою підбору оптимальних параметрів для максимально точного порівняння характеристик літальних апаратів.

Розділ 1. АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ ПРОБЛЕМИ. ВИБІР НАПРЯМУ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПОСТАНОВКА РІШЕННЯ

1.1. Основний огляд розділу

В розділі наведено аналіз публікацій, присвячених дослідженням тангенціальних вентиляторів, які надали поштовх розробкам за напрямом крил з тангенціальним роторним рушієм. Наведено огляд аеродинамічних розрахунків, а також методів експериментального дослідження. Обґрунтовано вибір методів дослідження, та розкрито наукову задачу.

1.2. Сучасний стан та історія вдосконалення і розвитку тангенціальних вентиляторів.

У цьому підрозділі розглядається конструкція, та основні процеси аеродинаміки та передачі енергії в тангенціальних вентиляторах.

Тангенціальний вентилятор — це унікальний тип нагнітача повітря, який працює принципово по-іншому, ніж вентилятори осьового, або ж відцентрового потоку. Основний його елемент — ротор барабанного типу, який містить велику кількість вигнутих вперед лопатей (понад 20), які зазвичай є просто круговими дугами, а також включає в себе серію розділових поясів і торцевих пластин, які забезпечують механічну міцність конструкції. Відношення внутрішнього до зовнішнього діаметру найчастіше знаходиться в межах 0,7-0.8. Ротор традиційно укладений в корпус, та закритий з обох кінців. Геометрична конструкція корпусу (або кожуха) вентилятора, як правило, досить різноманітна і в деяких випадках важко піддається класифікації та параметризації. Однак можна виділити основні елементи - це задня стінка, вихрова стінка і торцеві стінки. Повітря надходить по всій ширині вентилятора перпендикулярно до осі обертання, та проходить між лопатями з одного боку ротора, проходить через внутрішню частину крильчатки,

після чого викидується через канали між лопатками повторно, як показано на рисунку 1.1.

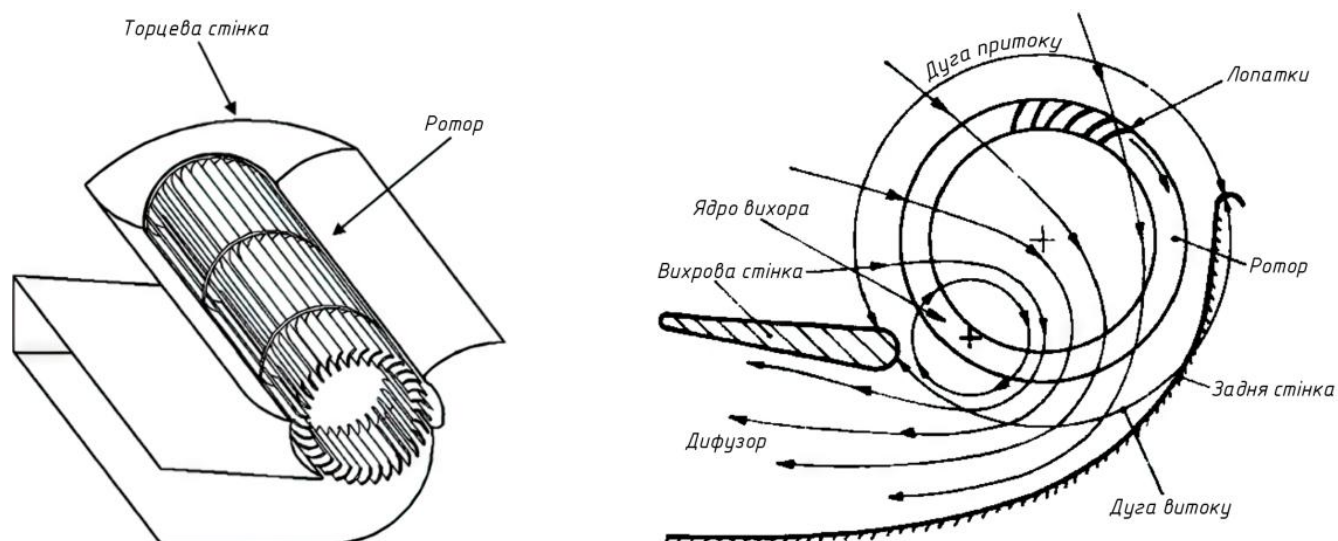


Рисунок 1.1. Тангенціальний вентилятор [1]

Основною перевагою вентилятора в більшості застосувань є його здатність розподіляти потік вздовж, створюючи рівномірно розподілений притік та відтік. Часто в конструкціях відношення довжини крильчатки до її діаметра є значним.

Технологія використання тангенціального вентилятора була запропонована винахідником Полем Морт'є у Франції в 1891 році як корисна модель № 215 662, та була підтверджена виданим патентом у 1893 році в США [2]. На рисунку 1.2 показана конструкція вентилятора, яка згадується в патенті. Ротор обертається в корпусі, який щільно прилягає з обох сторін. У схемі також використано внутрішню нерухому корпусну деталь F, яка передбачена для зменшення зворотного потоку в тому місці, де ротор віддаляється від дуги, з якої відбувається подача повітря. Основною ідеєю для створення Морт'є була вентиляція шахт, і його вентилятори використовувалися для цієї мети з діаметром ротора майже до 3 м. Однак досить швидко на перший план вийшли відцентрові вентилятори, а інтерес до вентиляторів з роторним рухом тангенціального типу згас приблизно на два десятиліття.

Відродження поперечно-поточного вентилятора відбулося наприкінці 1920-х і 1930-х років з появою різноманітних патентів на його застосування для сушіння зерна, кондиціювання повітря та подачі пилоподібних матеріалів [3, 4]. Незважаючи на ці винаходи, раннє визнання поперечно-поточного вентилятора було обмеженим через відносно низьку продуктивність порівняно з відцентровими вентиляторами того часу.

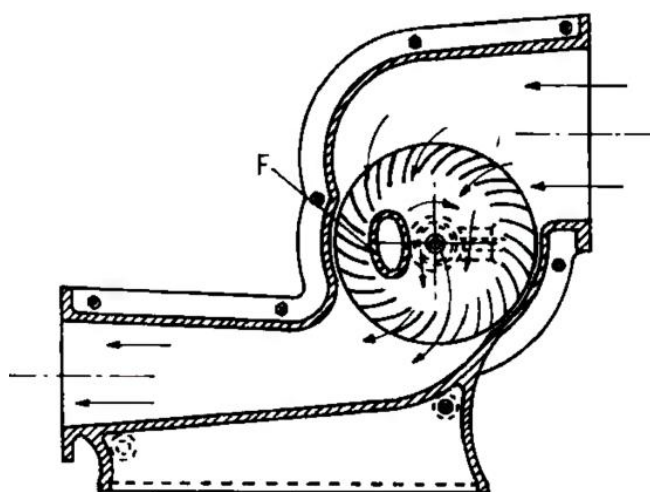


Рисунок 1.2. Схематичне зображення вентилятору Морт'є
(U.S. Patent US507445A, 24 October 1893) [2]

Також численні подальші розробки гальмували розвиток конструкції на деякий час через відсутність базового розуміння принципів роботи. Можливість вихрової дії не визнавалася, і для запобігання відтоку повітря назад до вхідного отвору на стороні, де лопаті повертаються з зони нагнітання в зону всмоктування, використовувався корпус, в якому вентилятор щільно прилягав до стінок. Іноді схему також доповнювали деталями, які знаходилися всередині ротору. У багатьох конструкціях навіть використовувалися вали, що заповнювали весь внутрішній об'єм всередині ротору, тому що вчені не очікували прохід значної кількості повітря через внутрішню частину барабану робочого колеса.

В 1950-ті роки було проведено суттєві доопрацювання всієї конструкції, а Костер [5] розробив першу просту вихрову модель для внутрішнього потоку

вентилятора, та призвели до відкриття заснованих на вихровому принципі тангенціальних вентиляторів. Його конструкції були незвичні на той час і дещо складні, як видно з рисунку 1.3, але одночасно з тим багато в чому нагадують роботу Морт'є. Як стверджується в дослідженнях, така схема дозволяє досягати високих тисків, працюючи при малих об'ємних витратах.

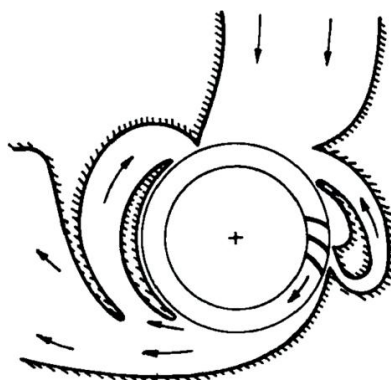


Рисунок 1.3. Вентилятор запропонований Костером [5]

В той же час у Німеччині дослідження найбільш відомого раннього розробника і дослідника тангенціальних вентиляторів Екка [6, 7], а потім Лаінга описували утворення всередині тангенціального ротору ексцентричного до осі обертання лінійного вихору. Також було описано механіку руху рідин і газів і параметри керування ними, включаючи керування вихровою областю. Екк також описує широкий спектр можливих конструкцій вихрових стінок та їх вплив на продуктивність вентилятора. Екк вперше задокументовано застосував експериментальні та аналітичні методи для дослідження характеристик поля потоку в поперечно-потоківому вентиляторі. Він використав візуалізацію потоку повітря всередині вентилятора, та відобразив у своїй роботі як ексцентричний вихор був здатний керувати потоком протікаючого повітря. Екк виявив, що при збільшенні радіального зазору між вихровою стінкою і ротором вихор утворюється сильніший і може бути використаний як аеродинамічний ущільнювач, що запобігає зворотному витіканню, рисунок 1.4.

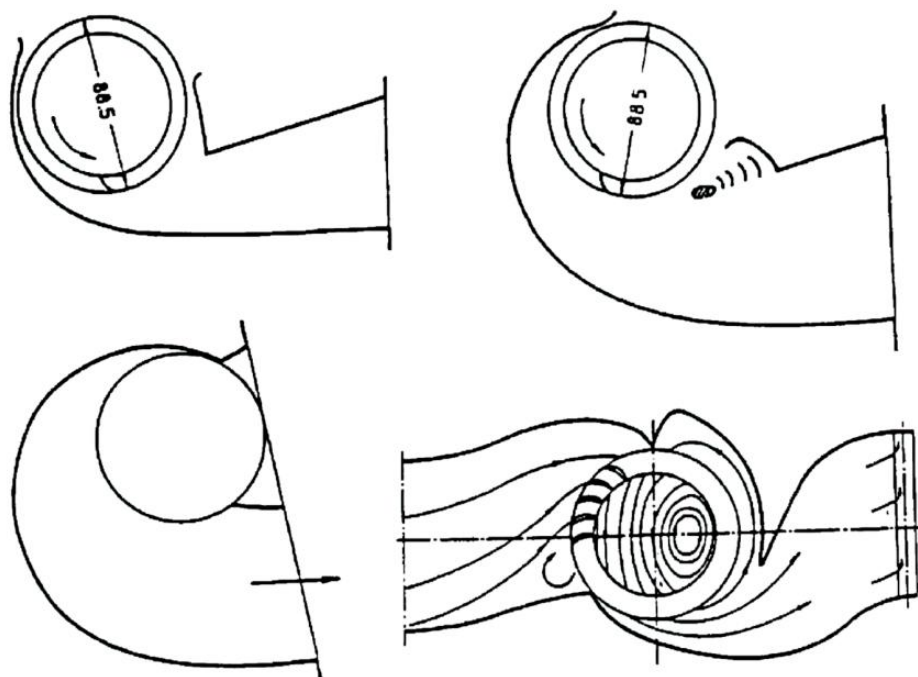


Рисунок 1.4. Схематичне зображення вентиляторів Ека [7]

Конструкції корпусів Екка/Лаінга працювали зі значно покращеними характеристиками та низьким рівнем шуму. Основним нововведенням в конструкції тангенціальних роторів стало використання профілю лопатей з подвійною дугою. Основні геометричні параметри лопатей типу подвійної кругової дуги наведені на рисунку 1.5.

Роботи Костера та Екка є найбільш детальними дослідженнями в цій галузі до нашого часу. Комерціалізація тангенціальних вентиляторів стала досить поширеною, що спричинило значний інтерес вчених та призвело до значної кількості досліджень, присвячених конструкціям вентиляторів даного типу. Усі роботи того часу базувалися в основному на експериментальних розробках, спрямованих на пошук засобів стабілізації вихору та покращення продуктивності вентилятора [8].

Цікавою конструкцією того часу є робота Датвайлера [9] показана на рисунку 1.5. В його винаході вихор може вільно рухатися по внутрішній дузі таким чином

підлаштовуючись під умови потоку. Хоча про роботу Датвайлера, окрім патенту, відомо небагато, результати сучасних досліджень підтверджують його ідею.

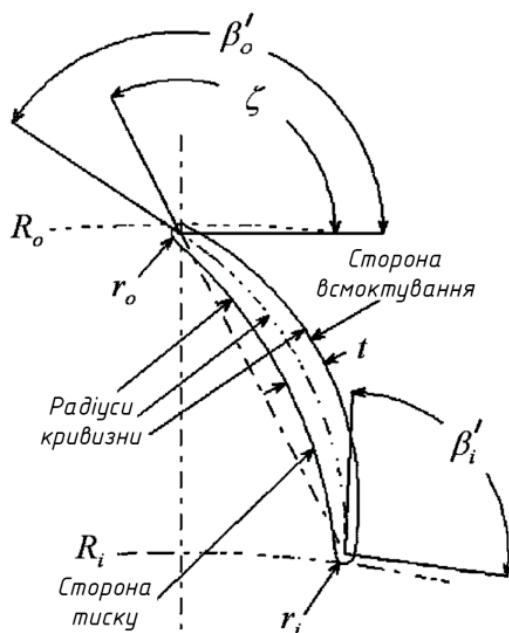


Рисунок 1.5. Форма лопатки в профілі, та її основні геометричні параметри [7].

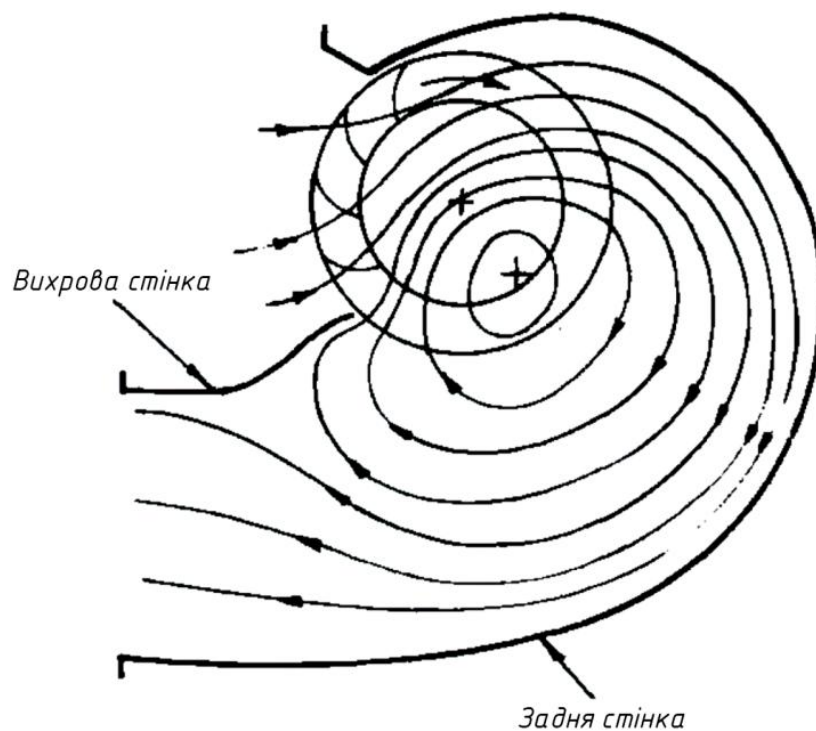


Рисунок 1.6. Вентилятор Датвайлера (U.K. Patent 988712, 1965) [9]

Спрощені моделі для потоку всередині вентилятора були розроблені з використанням емпіричних співвідношень для оцінки втрат. При цьому використовувався аналіз потенційного потоку та одновимірне наближення для руху через дифузор для переміщення невеликої кількості рідини або газу без урахування обертання вихора [10-12]. Однак, за допомогою цих методів було досягнуто лише посередніх результатів.

Портер та Маркланд [13] використовували прозорий резервуар з водою для спостереження за внутрішнім полем потоку від тангенціального вентилятора. Вони виявили, що утримання ексцентричного вихору всередині робочого колеса близько до задньої стінки може покращити продуктивність вентилятора. Це може бути досягнуто за рахунок покращення язичка вихрової стінки та спіральної форми задньої стінки. Крім того, вони довели, що при зміні швидкості потоку загальний коефіцієнт тиску залишається стабільним, але зі зміною коефіцієнта статичного тиску змінюється опір.

Завдяки компактним розмірам та прогресу, досягнутому протягом останніх 50 років, тангенціальні вентилятори набули широкого застосування у побутових приладах. Геометричні параметри в прямокутному корпусі та можливість їх інтеграції з теплообмінниками роблять їх особливо привабливими для застосування всередині систем кондиціонування повітря, вентиляції та опалення. Осьове обертання вентилятора малого діаметру дозволяє встановлювати двигуни з прямим приводом для приведення в дію ротора. При цьому самі двигуни залишаються поза повітропроводом, що надає легкий доступ для технічного обслуговування у разі необхідності. На рисунку 1.7 наведено сучасний комерційний вентилятор, який використовується у промислових холодильниках.

Завдяки постійним інноваціям в галузі технологій щодо поліпшення якості життя, встановлення більш високих вимог до рівня шуму стало нормою. В умовах слабкого потоку в системах кондиціонування повітря, характеристики ексцентричного та вторинного вихрового потоків значно відрізняються залежно від

різних робочих умов та варіацій систем. Також слід зазначити, що ці вентилятори відрізняються від інших промислових вентиляторів щодо явищ потоку та методів проектування, тому досить багато робіт було присвячено їх дослідженням. Як наслідок, з'явилися дослідження та розробки в галузі проектування та прогнозування як продуктивності, так і шуму, що призвело до переходу від виключно емпіричного до аналітичного проектування, зокрема за допомогою використання нестационарних усереднених за Рейнольдсом методів CFD Нав'є-Стокса (URANS) [15]. Однак, як буде описано далі, більшість достовірних результатів була отримана переважно завдяки застосуванню певних коефіцієнтів, які підбиралися залежно від натурних експериментів, що проводилися в лабораторіях з дослідження потоків.

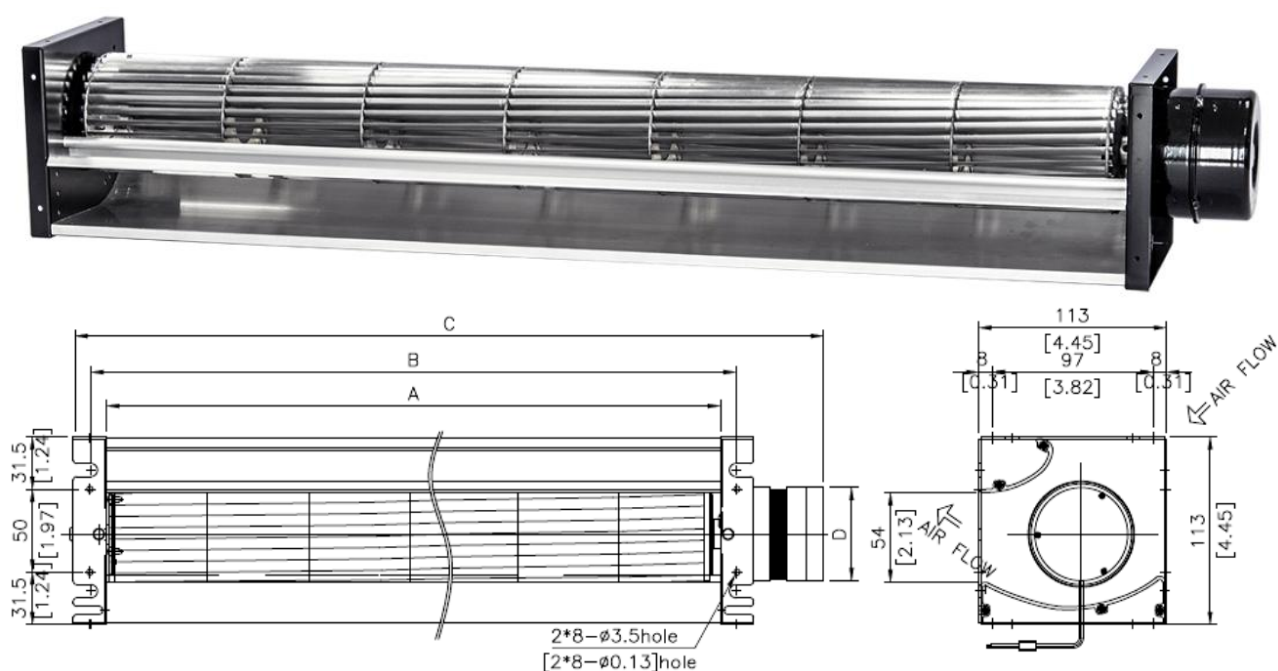


Рисунок 1.7. Тангенціальний вентилятор Activia DF81-3P [14]

Фукутомі [16] був першим, хто фундаментально вивчав вплив ширини горловини притоку - впуску, та випускної спіралі витoku, він досліджував вплив площі до продуктивності тангенціального вентилятора та внутрішній потік повітря всередині ротора. Спостерігав зміну положення ядра внутрішнього ексцентричного

вихору для різних швидкостей потоку і форм спіралей. Досліди показали, що відношення ширини горловини до довжини дуги робочого колеса є важливим параметром, який впливає на продуктивність вентилятора. Тсурусакі, Тсуджімото, Йошида, Кітагава, Шимізу [17, 18] почали використовувати оптичний метод візуалізації поля потоку в дослідженнях і проаналізували вплив коефіцієнта потоку на внутрішнє поле швидкості та досить добре наочно візуалізували ексцентричний вихор для тангенціального вентилятора. Янг, Чжун і Юан [19] експериментували з структурними розмірами, основним напрямом при цьому була зміна діаметру робочого колеса, та досліджували варіації потоку. Вхідними даними для аналізу внутрішнього потоку слугували традиційно експериментальні методи. Крім того, вони теоретично проаналізували ексцентричний вихор тангенціальних вентиляторів за допомогою декількох наборів експериментальних даних. Танака та Мурата [20] застосували експериментальні методи для дослідження внутрішнього ексцентричного вихору тангенціального вентилятора і проаналізували формування та розсіювання цих ексцентричних вихорів. Йу та Ву [21, 22] використовуючи методи візуалізації потоку показали, що за відсутності спіральної конфігурації ексцентричний вихор всередині тангенціального вентилятора не може бути зафіксований у певному положенні, та має змінні розміри, тому він не може створювати потік через робоче колесо.

Ших, Ху, та Чанг [23] спробували спрогнозувати продуктивність тангенціального вентилятору, в системах кондиціонування спліт-типу; вони відтворили поле внутрішнього потоку за допомогою 2D-симуляції та вивели закони подібності. Акаїке [24] використав метод лазерної доплерної велосиметрії (LDV), та обчислювальної аерогідродинаміки (CFD) для двовимірного чисельного дослідження нестационарної течії внутрішнього ексцентричного вихору для тангенціального вентилятору автомобільного кондиціонера з тепловим навантаженням і без нього. В своїй роботі автор розкрив принцип подачі повітря з використанням роторного вентилятору, та його схема доказала високу ефективність, зручність в розміщенні та

низький рівень шуму. Однак дослідна робота дала поштовх в практичному використанні технології лише через 20 років сучасних автомобілях таких як Tesla model 3, model Y, та набуває застосування переважно на преміальних автомобілях. Ендох, Енамі, Ізумі, та Ногучі [25] у своїй роботі досліджували тангенціальні вентилятори, за умови їх встановлення в стелі приміських поїздів Японії. Вони пояснили, як потік повітря, що генерується тангенціальними вентиляторами, викликає циркуляцію повітря в замкнутому просторі, та між вагонами у спекотну пору року. Вони підкреслили, що використання в поєднанні з кліматичними установками є важливим як для теплового комфорту, так і для енергозбереження. Чунлу [26] визначив, що турбулентність вхідного потоку є переважаючим компонентом внаслідок якого виникає широкосмуговий спектр шуму. Дослідження Жи та Сяо [27] показують, що пульсація підйимальної сили на поверхні лопатки є одним з основних джерел вихрового шуму. Іншим джерелом, що породжує шум у полі низькошвидкісного потоку є поверхневий тиск на лопаті, який є подібним за своєю природою до поверхневого натягу на воді. Тому глибоке розуміння пульсації тиску на поверхні лопаті має важливе значення для прогнозування та контролю аеродинамічного шуму тангенціального вентилятора. Багато досліджень було зосереджено на покращенні розподілу градієнта тиску в системі повітропроводів та нагнітальних характеристик даного типу вентилятора, зменшенні впливу ексцентричного вихору на напірний потік та зниженні аеродинамічного шуму. Однак, через особливу геометрію поперечно-поточного вентилятора, вимірювання параметрів внутрішнього потоку за допомогою звичайних експериментальних методів, таких як датчик тиску і розпечений дріт, є дуже складним завданням. Тому метод моделювання став можливим методом дослідження поля внутрішнього потоку тангенціального вентилятора. У конструкції ротора можуть бути використані різні способи дефазифікації тонального шуму, в тому числі нерівномірна відстань між лопатями.

Лю [28] проаналізував і узагальнив поле для потоку всередині роторного вентилятора за різних швидкостей. Це дослідження показало, що ексцентричний вихор має незначні зміни по внутрішньому діаметру по відношенню до робочого колеса при різних швидкостях. Він виявив, що при збільшенні швидкості потоку ексцентричний вихор рухається до язичка вихрової стінки, але зміна положення вихрового центру є незначною. Були досліджені стаціонарні та нестаціонарні характеристики внутрішнього потоку тангенціальних вентиляторів, що поєднують характеристики джерел шуму тангенціальних вентиляторів та характеристики розповсюдження, і запропонована модель для прогнозування аеродинамічного шуму тангенціальних вентиляторів.

Чжао [29] для моделювання великих вихорів використовував метод прогнозування турбулентних потоків, який передбачає розв'язання повністю залежних від часу тривимірних полів потоку за допомогою рівнянь Нав'є-Стокса. У методі яким він користувався потоки розглядаються, як фізично нестабільні по аналогії до справжньої турбулентної рідини. Однак недоліком цього методу є те, що великомасштабна турбулентність як така не моделюється: лише вихори, менші за розмір сітки, можуть бути представлені так званою підсітковою моделлю. Він провів аналіз при семи різних швидкостях обертання і проаналізував спектр звукового тиску поперечно-поточного вентилятора. Крім того, він дослідив вплив різних швидкостей обертання крильчатки на приплив і шум поперечно-поточного вентилятора. Він помітив, що звуковий тиск шуму при високій швидкості обертання крильчатки більший, ніж при низькій швидкості обертання ротору. Під час дослідження була встановлена велика різниця між експериментом з вимірювання шуму та змодельованим значенням звукового тиску. Причину того автор прокоментував тим, що ефект відбиття і розсіювання шуму між корпусом вентилятора і лопатками був проігнорований.

Лю [30] в своїй роботі показав, що зі збільшенням швидкості тангенціального вентилятора статичний тиск у всьому каналі потоку значно змінюється. Однак

положення ексцентричного вихрового ядра не змінюється зі швидкістю обертання. Об'єм повітря у внутрішньому блоці змінюється лінійно по відношенню до швидкості обертання ротора. Встановив, що об'єм повітря визначається швидкістю вентилятора або периферійною швидкістю робочого колеса і не має нічого спільного з ексцентричним вихором та іншими факторами.

За умови наявності торцевих стінок поле потоку тангенціального вентилятора є переважно двовимірним (2D) і рухається перпендикулярно до осі робочого колеса. Потік входить в ряд лопаток в радіальному напрямку всередину з боку впускного апарату, проходить через внутрішню частину тангенціального ротору, а потім вдруге проходить через лопатки в радіальному напрямку назовні. Характеризується при цьому утворенням ексцентричного вихору, який рухається паралельно осі ротора з обертанням у тому ж напрямку. На рисунку 1.8 показано тангенціальний ротор, що обертається проти годинникової стрілки, з прикладом прогнозування поля течії на основі аналізу URANS. З рисунку видно що лінії траєкторії зовні ротора прилипають до стінок, а всередині через вихрові явища навпаки уникають стінок, по щільності ліній траєкторії видно області, де зосереджена найбільша кількість ліній току.

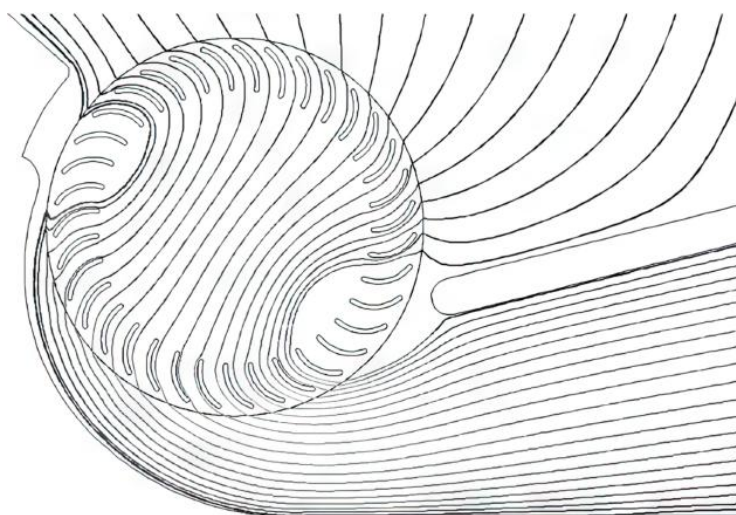


Рисунок 1.8. Симуляція URANS. Лінії миттєвих траєкторій тангенціального вентилятора [31]

Важливо відзначити, що ексцентричний вихор у тангенціальному роторі в рідині, або ж газі розвивається навіть за відсутності стінок корпусу. У таких випадках, як показали експериментально Екк [1] та Ямафуджі [32], вихор зміщується до центру, та притягується до наскрізного потоку. Вихор і наскрізний потік при цьому мають тенденцію обертатися навколо центральної лінії тангенціального ротора, і саме для утримання вихору, а як результат і потоку в заданому положенні необхідна стінка-стабілізатор вихору — вихрова стінка. З додаванням задньої стінки утворюється повністю закритий вентилятор, та вдається стабілізувати потік, що виходить з вентилятора. Зазвичай корпус вентилятора будують з огляду на те, що кут відхилення основного потоку становить приблизно 90° , і це обумовлено природною тенденцією течії, що прямує через ротор вентилятору.

Підсумовуючи, огляд наведеної вище літератури з даного розділу можна сказати, що варіації та оптимізація конструкції ротору і корпусу для застосування в системах кондиціонування досліджувалися багатьма розробниками протягом десятиліть і є відносно зрілими, в той час як його використання в якості рушія або регулятора потоку в авіації привертає набагато менше уваги. Вентилятори даного типу відрізняються від інших промислових вентиляторів щодо явищ які виникають під час створення потоку. На сьогоднішній день існує мало сучасних досліджень, що стосуються вихрових явищ, та потоку всередині ротору, також не виведено жодних залежностей, які можна було б використовувати для універсальних обрахунків, та працювали за умови широкої зміни параметрів. В основному дослідження спрямовані на методику проектування, а чисельний та експериментальний аналіз щодо дослідження рівня шуму в системах кондиціонування повітря має завжди досить сильні відмінності між собою. А особливо важлива для подальшої дослідної роботи характеристика щодо зміни тиску за різних умов експлуатації взагалі практично не досліджувалась для тангенціальних вентиляторів. Однак експериментально було встановлено значну кількість залежностей між впливом форми на продуктивність даних установок, та виконано достатньо візуалізацій, які

дають розуміння формування завихрення та протікання повітря повз роторний рушій, були також досліджені вторинні вихрові характеристики потоку, які виникають внаслідок багаторежимних умов роботи за різних варіацій системи. Слід зазначити що дані дослідження через специфіку використання, а саме в промислових та побутових системах були основною мірою спрямовані на умови низької швидкості потоку.

1.3. Математичний апарат, яким можна користуватися для наближених обрахунків тангенціального ротору

В даному пункті показано, як можна спростити розрахунки розділивши потік в тангенціальному вентиляторі на три окремі області А, В, С, а також визначити наближені характеристики та співвідношення, включаючи втрати у вентиляторній системі для прохідного потоку. Як було описано в попередньому підрозділі існує лише один спосіб наближених обрахунків, з використанням механізму аналізу середньостатистичного протікання. Так як тангенціальна турбіна є унікальною в своєму роді, щоб допомогти у фізичному описі поведінки, наведені далі розрахункові дані підкріплюються експериментальними.

Аналіз обтікання для нестисливої течії при низьких числах Маха проводився у роботах Бушнелла [33]. Він починається з припущення, що потік всередині вентилятора можна розділити на три області течії, які можна аналізувати незалежно. Ці області можна побачити на рис. 1.8, а також на подальших експериментальних даних по візуалізації течії. Коли області визначені збираються прості моделі для кожної з них, щоб проаналізувати загальну продуктивність. Цей підхід ґрунтується на оцінках меж областей потоку і продуктивності каскаду лопатей, що створює основні обмеження для прогнозування, оскільки потік має тенденцію сильно залежати від геометрії вентилятора і режиму роботи, і фактично ці три області є достатньо нестабільними для отримання достовірних результатів високої точності при використанні лише аналітичних даних. Тим не менш, за уставлених режимів роботи аналіз є достатньо конструктивним, оскільки демонструє кінематику потоку і

фундаментальні процеси передачі енергії. Подібні методи середньостатистичного протікання були представлені й іншими дослідниками [8,12,34,35].

До появи сучасних CFD обчислювальних технологій, перші візуалізації потоку традиційно отримувались за допомогою установок з водяними баками при масштабуванні числа Рейнольдса. Вони проводилися багатьма дослідниками, та були найважливішими для прийняття технології через те, що дали ключове розуміння поведінки тангенціальних вентиляторів [1,7,8,13,32,36]. На рис. 1.9 показано картини течії для випадку, коли барвник вводився таким чином, щоб окреслити області течії і продемонструвати їхню залежність від дроселювання, показуючи помітну зміну розміру вихорів. Зверніть увагу, що на зображеннях не видно лопаті, які конструктивно перекриті торцевим кільцем крильчатки у випробувальному стенді.

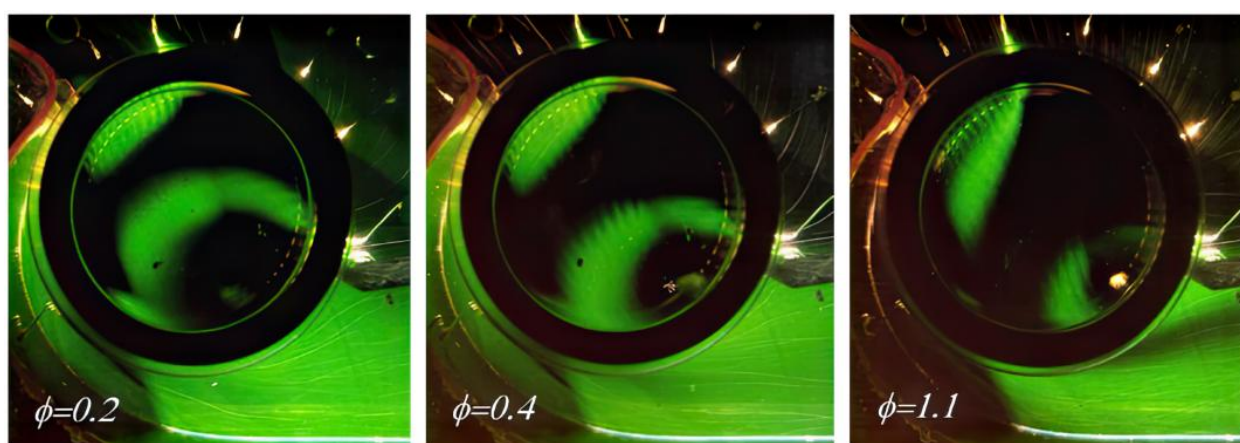


Рисунок 1.9. Візуалізація потоку за допомогою барвника при різних безрозмірних швидкостях потоку [36]

На рис. 1.10 виділено три основні області потоку, які позначено як А, В і С. Область А являє собою основний наскрізний потік у вентиляторі і саме тут виконується основна частина корисної роботи. Можна побачити, що потік проходить через два ступені у тангенціальному роторі, спершу рідина, або газ проходить через лопаті дуги притоку, а потім через дуги витоку. Відповідно й потік спершу стискається при першому входженні до крильчатки ротору, після чого внаслідок

звуження тиск перетворюється на швидкість. Однак від'єднаний потік від крильчатки ротору знову стискається, коли наближається до вихорів всередині ротору, та може бути суттєво посилений вихровим явищем, після чого потрапляє на лопатки повторно і викидається. На кінцевому етапі потік досить швидко розширюється на виході з вентилятора у наслідок процесу дифузії. Поєднання всіх цих ефектів призводить до можливості отримання високих значень коефіцієнту тиску.

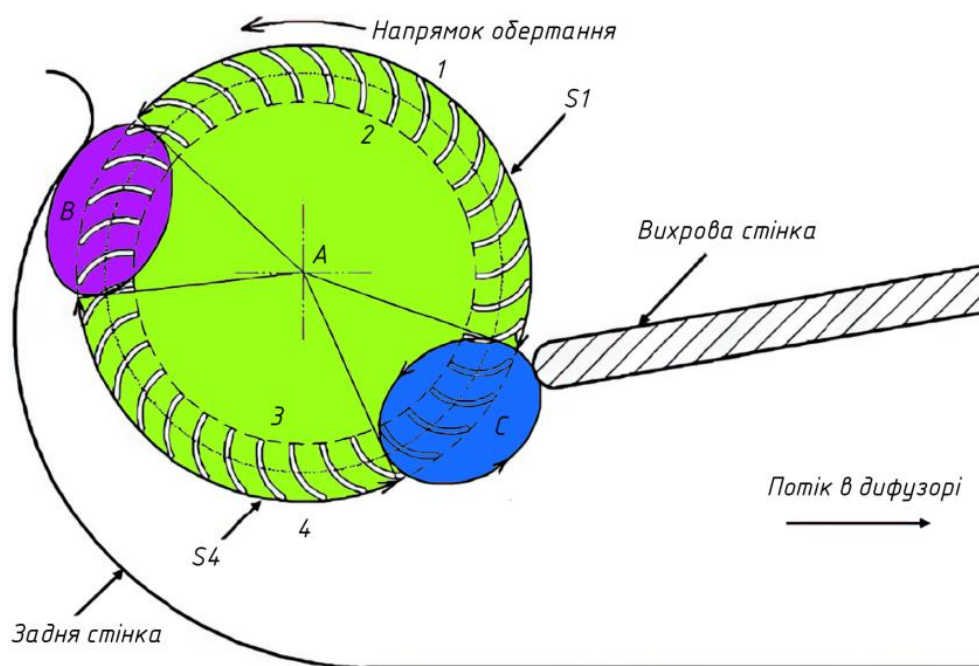


Рисунок 1.10. Области потоку А-С для середньостатистичного аналізу середньої лінії потоку згідно до геометрії вентилятора тестового прикладу [32]

Зауважте, що лопатки, які обертаються змінюють напрямок потоку двічі за оберт, причому передні кромки лопатей щоразу стають задніми кромками, а області В і С принципово неефективні, але вони неминучі. Область В мало впливає на загальну продуктивність системи, за винятком її впливу на визначення форми області наскрізного потоку, вплив на рідину лопатями в області В нагадує дію гребного колеса, тому там передається мала кількість енергії. Область С являє собою ексцентричний вихор, та складається повністю з рециркуляційного потоку, тому там

не виконується ніякої корисної роботи і її основними ефектами на систему є формування меж для області А, та розсіювання енергії.

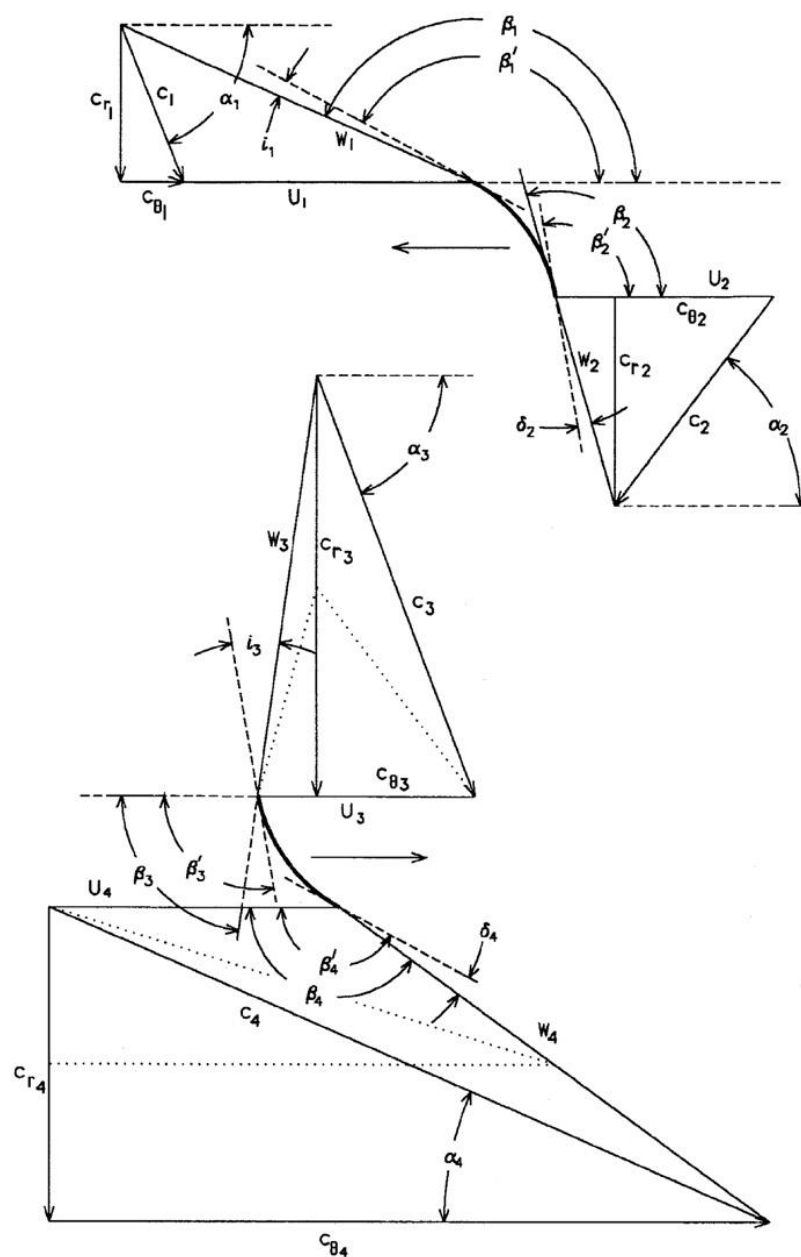


Рисунок 1.11. Діаграма швидкостей для регіону А [31]

Аналіз можна виконати, почавши з області А, де виконується найбільша корисна робота. Умови течії на границях цієї найважливішої і найпродуктивнішої області можуть бути використані для визначення параметрів течії в областях В і С.

На рис. 1.11 показана діаграма швидкостей для середньостатистичного усередненого по масі, протікання через два ступені робочого колеса у відповідності до тангенціального вентилятора зображеного на рисунку 1.10. Чисте ідеальне повне підвищення тиску на робочому колесі визначається повним підвищенням тиску на першому і другому ступенях на основі рівняння Ейлера для стиску:

$$\frac{\Delta P_{i1-2}}{\rho} = U_i \cdot c_{\theta_2} - U_0 \cdot c_{\theta_1}, \text{ та } \frac{\Delta P_{i3-4}}{\rho} = U_0 \cdot c_{\theta_4} - U_i \cdot c_{\theta_3}, \quad (1.1)$$

де c_θ – абсолютна швидкість потоку на відповідних входах та виходах з ділянок; U – швидкості лопатей на вході та виході відповідно. Абсолютна швидкість робочого колеса ротору $U = r \cdot \omega$. У наступних рівняннях підлітерні індекси i – приток (input) та o – відток (output).

Потік на виході з першого етапу проходячи через початковий каскад лопаток схожий на такий, що зменшує свою відносну швидкість від входу до виходу з нього, однак на цій ділянці спостерігається збільшення радіальної складової швидкості. На другому етапі циклу вже в робочому колесі дія на течію відбувається як у відцентровому вентиляторі, та потік поводить себе подібно за винятком того, що прискорюється за рахунок стиснення у внутрішній частині ротору, що призводить до відносно низького падіння характеристик потоку. Звуження потоку, яке визначається відношенням довжин дуг на впускній та випускній частинах S_1/S_4 , часто згадується в літературі, проте його вплив на потік і навантаження другого ступеня часто не враховується в простих моделях вентиляторів. Для довідки, пунктирні трикутники швидкостей на рис. 1.11 представляють нульове звуження потоку. З трикутника швидкостей добре видно, кути лопатей, які є прийнятним для встановлення відносно потоку на другому ступені. Розглянувши трикутники швидкостей і припустивши, що значення для $c_{\theta_3} = c_{\theta_2}$, через збереження швидкості у внутрішній області тангенціального ротору, ми можемо записати безрозмірне ідеальне повне підвищення тиску ψ_t на двох ступенях як:

$$\psi_{ti_{1-2}} = \left(\frac{\Delta P_{ti_{1-2}}}{1/2 \cdot \rho \cdot U_0^2} \right)_{1-2} = 2 \cdot \left(\frac{R_i}{R_0} \right)^2 + \frac{2 \cdot c_{r1}}{U_0} \cdot (\cot \beta_2 + \cot \alpha_1); \quad (1.2)$$

$$\psi_{ti_{3-4}} = 2 - 2 \cdot \left(\frac{R_i}{R_0} \right)^2 - \frac{2 \cdot c_{r1}}{U_0} \cdot \left(\frac{S_1}{S_4} \cdot \cot \beta_2 + \cot \alpha_1 \right). \quad (1.3)$$

Співвідношення дуг S_1/S_4 визначає коефіцієнт звуження між двома ступенями, і з рисунків добре видно, що цей параметр сильно залежить від конструкції корпусу та змінюється залежно від умов дроселювання вентилятора.

Коефіцієнт об'ємної витрати ϕ для регіону А визначається як:

$$\phi_A = \frac{Q_A}{U_0 \cdot b \cdot D_0}. \quad (1.4)$$

де Q – об'ємна витрата, яка характеризується потоком рідини, або газу, що проходить через задану площу S з рівномірно розподіленою по площі швидкістю V під кутом θ напрямку швидкості до перпендикуляру відносно площі S , та дорівнює $Q = c \cdot S \cdot \cos \theta$. b – довжина тангенціального ротора. Експериментальні дані також часто нормалізуються при розрахунках з урахуванням b як "ефективної" довжини, де віднімаються ділянки з елементами які перекривають ротор від загальної довжини, а також приймаються відступи від торцевих стінок.

Для тангенціального ротору одиничної довжини коефіцієнт витрати дорівнює

$$\phi_A = \frac{c_{r1} \cdot S_1}{2 \cdot U_0 \cdot R_0}. \quad (1.5)$$

Коефіцієнт добре підходить для розрахунку витрати повітря при статичній роботі вентилятора.

Подальший аналіз трикутників швидкостей наводить нас на пошук відносних швидкостей на кожній з чотирьох ділянок позначених на рисунку 1.10, при цьому в розрахунку ми будемо ігнорувати товщину лопатей:

$$\begin{aligned}\frac{w_1}{U_0} &= \frac{c_{r_1}}{U_0} \cdot \sin\beta_1, \quad \frac{w_2}{U_0} = \frac{c_{r_1} \cdot R_0}{U_0 \cdot R_i} \cdot \sin\beta_2, \\ \frac{w_3}{U_0} &= \frac{c_{r_1} \cdot R_0 \cdot S_1}{U_0 \cdot R_i \cdot S_4} \cdot \sin\beta_3, \quad \frac{w_4}{U_0} = \frac{c_{r_1} \cdot S_1}{U_0 \cdot S_4} \cdot \sin\beta_4.\end{aligned}\quad (1.6)$$

Тоді, використовуючи рівняння Бернуллі, ідеальне підвищення статичного тиску у формі коефіцієнта тиску ψ_s через каскад впуску:

$$\psi_{si_{12}} = \left(\frac{R_i}{R_0}\right)^2 - 1 + \left(\frac{w_1}{U_0}\right)^2 - \left(\frac{w_2}{U_0}\right)^2. \quad (1.7)$$

Аналогічно для каскад випуску:

$$\psi_{si_{34}} = 1 - \left(\frac{R_i}{R_0}\right)^2 + \left(\frac{w_3}{U_0}\right)^2 - \left(\frac{w_4}{U_0}\right)^2. \quad (1.8)$$

Ці рівняння разом із трикутниками швидкостей показують сприятливе зростання статичного тиску через зміну відносної швидкості на першому етапі, яка на виході менша, ніж на вході, та дає несприятливий ефект на вході до другого ступеню. Умова очевидна через співвідношення радіусів відносно до закону Бернуллі.

У цьому аналізі застосовано підхід дослідження потоку через протікання в регіонах, за якого знаходимо: зміну характеристики кута падіння потоку, відносно кута установлених лопаток, відхилення потоку внаслідок проходження через ротор, девіаційні кореляції, та втрати. Кім, Ань, та Ох [35] використовували даний підхід з урахуванням коефіцієнта ковзання. Відносний кут лопатки до вхідного потоку для каскаду впуску становить:

$$\beta_1 = \pi - \tan^{-1} \cdot \left(\frac{1}{U_0 / c_{r_1} + \cot\alpha_1} \right). \quad (1.9)$$

Аналогічно для каскаду випуску:

$$\beta_3 = \tan^{-1} \cdot \left(\frac{S_1}{S_4} \cdot \tan \beta_2 \right). \quad (1.10)$$

Враховуючи кути для потоку β_1' , β_3 і лопаток як β_1 та β_3' , кути падіння потоку можуть бути визначені як $i_1 = \beta_1 - \beta_1'$ і $i_3 = \beta_3' - \beta_3$. Кути повороту потоку складають: $\varepsilon_{12} = \beta_1 - \beta_2$ і $\varepsilon_{34} = \beta_4 - \beta_3$, а кути відхилення потоку: $\delta_2 = \beta_2' - (\beta_1 - \varepsilon_{12})$ і $\delta_4 = \beta_4' - (\beta_4 - \varepsilon_{34})$. Сумарні коефіцієнти втрат тиску ϖ для кожної ступені визначаються традиційним способом, використовуючи відносну швидкість притоку в каскаді:

$$\varpi_{12} = \frac{\Delta P_{t_{12}}}{1/2 \cdot \rho \cdot w_1^2}, \quad \varpi_{34} = \frac{\Delta P_{t_{34}}}{1/2 \cdot \rho \cdot w_3^2}. \quad (1.11)$$

Фактичне сумарне підвищення тиску на впускному і випускному каскадах визначається ідеальним підвищенням за вирахуванням сумарних втрат тиску. Таким чином, ми можемо написати:

$$\Psi_{t_{12}} = \Psi_{t_{i_{12}}} - \varpi_{12} \cdot \left(\frac{w_1}{U_0} \right)^2, \quad \Psi_{t_{34}} = \Psi_{t_{i_{34}}} - \varpi_{34} \cdot \left(\frac{w_3}{U_0} \right)^2. \quad (1.12)$$

Відхилення потоку та загальний коефіцієнт втрат тиску для потоку в основному залежать від кута падіння, причому максимальне відхилення зазвичай відбувається при злегка позитивному куті падіння. А мінімальні втрати за умови коли значення кута установки знаходиться посередині між $i = 0$, та максимальним відхиленням потоку. На великих кут падіння лопастей відносно потоку як в додатньому, так і в від'ємному напрямі відбувається відрив і гальмування потоку. Продуктивність, як правило, залежить від щільності, та кута нахилу лопатей, числа Рейнольдса, числа Маха, геометрії профілю, турбулентності на вході та нестационарності потоку. У тангенціальних вентиляторах вигнутий нерозривний потік локально створює динамічну підйомну силу і є нерівномірним всередині ротора, тому являється нестационарним і визначення універсальних даних для потоку є дуже складним завданням.

Далі розглянуто криві побудовані на основі аналізу даних з дослідження Ховелла [37], з поправками, зробленими для забезпечення кореляції розрахованої продуктивності за тестовими даними для конкретного тестового випадку вентилятора. Отримані характеристики показані на рис. 1.12 і призначені для представлення усередненої продуктивності як на впуск, так і на випуск в залежності від кута падіння лопаток до потоку. Однак насправді поведінка потоку відрізнятися для впуску, та випуску з вентилятора, тому для кожного етапу необхідно підбирати свій коефіцієнт усереднення. Тестовий вентилятор, який використовувався для отримання каскадних даних, показаний на рисунку 1.10; його характеристики: діаметр 80 мм, ефективна довжина 415 мм, робоча швидкість 1500 об/хв, прості лопаті постійної товщини 9% від хорди, кути установки лопатей відносно потоку: $\beta_1' = 153^\circ$, $\beta_2' = 90^\circ$ і $R_i/R_o = 0,75$. Загалом, будь-яка значна зміна в геометричних параметрах як корпусу, так і ротору вимагають повного перерахунку для отримання коректних даних, через те, що виникають інші динамічні реакції від лопаток, та міняється структура потоку. Зміни в режимі роботи ротора, також вимагають нового набору вхідних даних для розрахунку потоку. Однак для помірних змін параметрів, шляхом введення відповідних коефіцієнтів деяка екстраполяція даних є обґрунтованою, таким параметром можна вважати наприклад кут нахилу лопатей. Слід підкреслити, що рис. 1.12 представляє випадок з низьким числом Рейнольдса де число Re становить лише 4700 та взяте на основі довжини хорди для лопаті і швидкості тангенціального ротору. Втрати розраховані за простою схемою, з урахуванням ефективною довжини яка коригує лише об'ємний потік що проходить через вентилятор через віднімання перегородок і торцевих стінок. Використання такої самої системи для випадків високого числа Рейнольдса з профілями які мають низькі втрати призведе до кращих характеристик щодо обертання, та зниженню втрат під час роботи, що в свою чергу дасть вищу продуктивність вентилятора [38].

Перш ніж перейти до аналізу течії в області А, необхідно звернути увагу на внутрішню частину тангенціального ротору. Припустимо, що втратами в цій області

можна знехтувати, обґрунтуванням для цього є відсутність внутрішніх перешкод, оскільки було відмічено, що привідні вали у внутрішній частині робочого колеса спричиняють значні збурення потоку та викликають додаткові втрати [39].

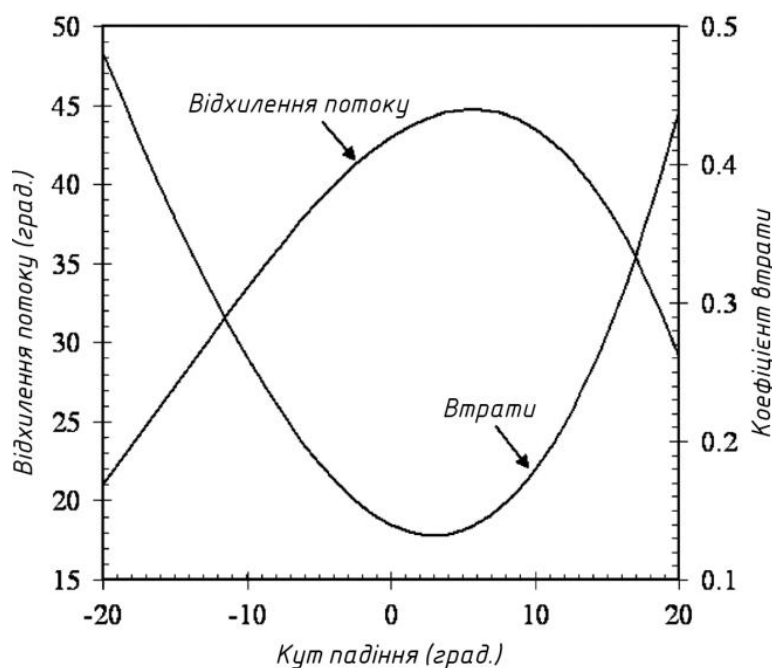


Рисунок 1.12. Графік залежності кута відхилення потоку, від коефіцієнта втрат у вентиляторі [31]

Починаючи з виходу другого ступеня, потік звужується між задньою стінкою та вихровою областю, після чого швидко розширюється. Відношення чистої площі дифузора AR дорівнює h/S_4 , де h – висота корпусу на виході з вентилятору. Втрати в дифузоре, нормовані за динамічним тиском швидкості обертання ротору, і їх можна виразити як:

$$q_d = (1 - \eta_d) \cdot \left(\frac{c_{r4}}{U_0^2} \right). \quad (1.13)$$

η_d – це ефективність дифузора, яка залежить від конструкції стінок корпусу та умов дроселювання. Коли $AR < 1$, то дифузор за визначенням є дозвуковим соплом і $1 - \eta_d$ стає коефіцієнтом втрат сопла. Нарешті, якщо нас цікавить повна статична

продуктивність, втрати на виході вентилятора можна розрахувати з динамічного тиску на виході:

$$q_e = \left(\frac{c_{r4}}{AR \cdot U_0} \right)^2. \quad (1.14)$$

Тепер загальне підвищення тиску від входу до виходу з області А можна записати у вигляді:

$$\psi_{t_A} = \psi_{12} + \psi_{t_{34}} - q_d. \quad (1.15)$$

Повне підвищення статичного тиску при цьому становить:

$$\psi_{s_A} = \psi_{t_A} \cdot q_e. \quad (1.16)$$

Потужність λ_A , що витрачається на привід тангенціального ротору, пов'язана з ідеальною роботою та доданком роботи пов'язаної з подоланням втрат на лопатях:

$$\lambda_A = \phi_A \cdot \left(\psi_{i_{12}} + \varpi_{12} \cdot \left(\frac{w_1}{U_0} \right)^2 + \psi_{i_{34}} + \varpi_{34} \cdot \left(\frac{w_3}{U_0} \right)^2 \right). \quad (1.17)$$

Як результат загальна η_{tA} , та повна статична η_{sA} гідравлічна ефективність становить:

$$\eta_{t_A} = \frac{\phi_A \cdot \psi_{t_A}}{\lambda_A} \text{ і } \eta_{s_A} = \frac{\phi_A \cdot \psi_{s_A}}{\lambda_A}. \quad (1.18)$$

Використовуючи всі ці визначення, правильна форма для коефіцієнта потужності λ має вигляд:

$$\lambda = \frac{W_s}{1/2 \cdot \rho \cdot D_0 \cdot U_0^3 \cdot b} - \phi \cdot \psi = \left(\frac{Q}{b \cdot D_0 \cdot U_0} \right) - \left(\frac{\Delta P}{1/2 \cdot \rho \cdot U_0^2} \right). \quad (1.19)$$

де W_s - потужність на валу крильчатки.

За даним аналізом, можна оцінити продуктивність області А. Для геометрії вентилятора показаного на рисунку 1.10 і фіксованої витрати, було розраховано повне підвищення тиску рисунку 1.13 і втрати, які показано на рисунку 1.14. З графіків добре видно, що другий ступінь робить більшу частину корисної роботи

при високих витратах рідини або газу, тоді як перший ступінь стає все більш важливим при обмеженому потоку через тангенціальний вентилятор. Слід підкреслити, що ці графіки залежностей стосуються фіксованих областей для потоку, та є жорстко прив'язані до відношення S_1/S_4 . Вплив зміни області потоку на продуктивність буде більш детально обговорено пізніше. На рис. 1.14 показано розподіл енергетичних втрат, що виникають на лопатях, в дифузорі, та на виході з ротора. Для ефективності дифузора у випадку коли AR менше одиниці використано постійне значення 0,8. Розглядаючи рис. 1.14 разом з діаграмою швидкостей, важливо відзначити високу швидкість на виході з другого ступеня. Пов'язана з цим кінетична енергія розряду може бути ефективно використана для тяги або обдування примезового шару в авіаційних застосуваннях. Однак у статичних системах виникає потреба у рекуперації енергії, про що свідчать великі втрати на виході.

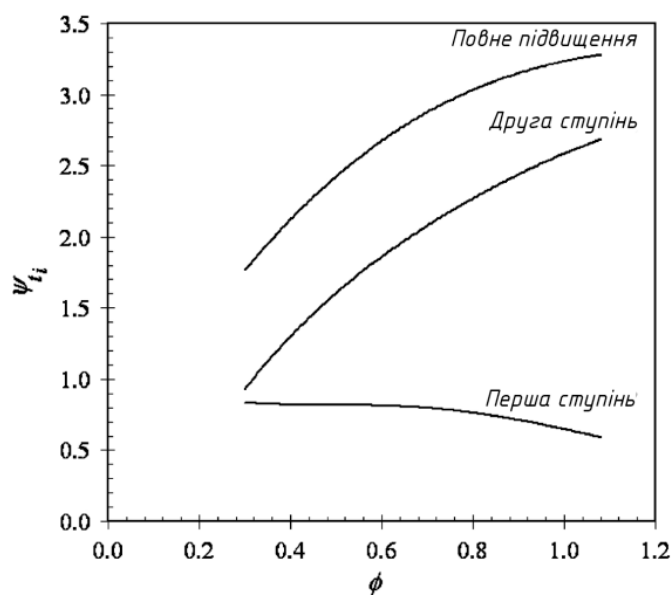


Рисунок 1.13. Повне підвищення тиску через область А [31]

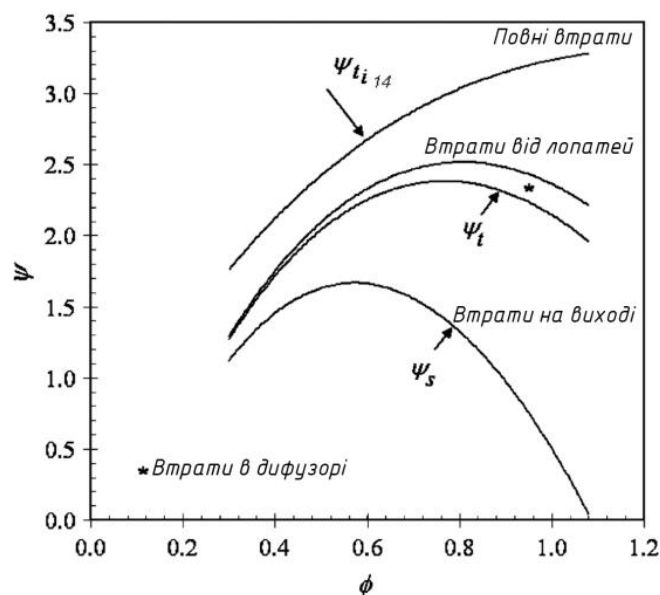


Рисунок 1.14. Розподіл втрат в області А для вентилятора [31]

В області В лопатки робочого колеса діють, по суті, як гребне колесо, і тому передача енергії там є відносно низькою і неефективною. Ця область включає в себе

також наскрізний потік, однак його внесок зазвичай досить малий, і з точки зору середньостатистичного аналізу його найважливішими характеристиками є розмір і вплив на область А. Посилаючись на дані поля швидкостей URANS на рис. 1.15, можна побачити, що область В визначається "відносним вихором" який утворюється при проходженні лопаток біля задньої стінки. Безпосередньо біля вихору потік рухається через лопатеві канали і тому може бути класифікований як частина області А. Наскрізні обтікання в області В також зачіпають область А, причому ближче до внутрішньої частини ротору спостерігається сильніший потік, а ближче до задньої стінки - менший. З цих спостережень логічно припустити, що область А простягається до відносної межі вихору, що робить масовий потік, пов'язаний з областю В, досить малим. Оскільки швидкість потоку в області В повинна бути дуже близькою до швидкості лопаті, корисна робота є відносно низькою. В результаті ми можемо знехтувати всіма аспектами області В, окрім її розмірів та відповідного впливу на область А.

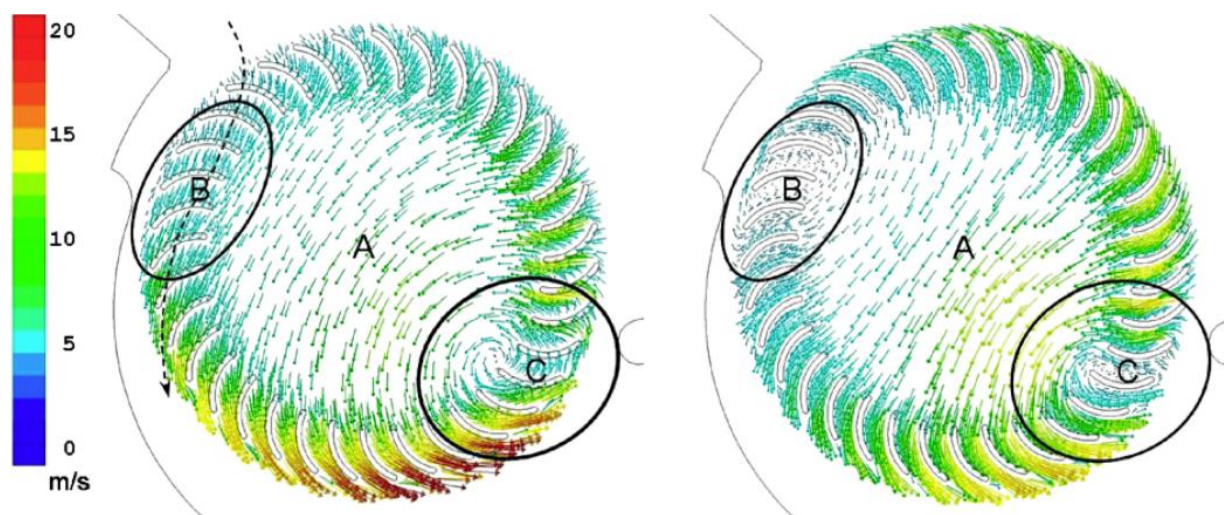


Рисунок 1.15. Вектори швидкостей у нерухомій та обертовій системах відліку, для малогабаритного вентилятора при низькій швидкості вентилятора $\phi = 1$.

Показано умовне розмежування областей А-С [31]

Слід зазначити, що область В може бути досить значною, і залежить в першу чергу від конструкції корпусу вентилятору. Зі специфічними типами впуску на задній стінці вихрова область В може утворювати сильні вторинні вихори, які будуть погіршувати умови протікання течії, і вимагають розрахунку. Поведінка вихорів також сильно залежить від форми ротору та, швидкості обертання, при низьких коефіцієнтах потоку можуть утворюватися зони рециркуляції, або ж додаткові вихори на вході до тангенціального ротору [1,13,40]. Однак в прикладі що розглядався, елемент задньої стінки на рис. 1. 15 не має відповідної геометрії для створення вторинних вихрових явищ.

Як зазначалося раніше, загальна картина потоку в тангенціальному роторі нерівномірна, що викликає нерівномірність областей тиску по колу. При взаємодії зі стінкою корпусу утворюється ексцентричний вихор С, який є неминучою областю високих втрат і дисипації енергії. Тут ми припускаємо, що потужність потоку, яка пов'язана з вихором, пропорційна добутку роботи від потоку в області А, кінетичній енергії вихору, та розмірам вихрового потоку, як показано нижче:

$$\lambda_c \sim \Psi_{ti14} = \left(\frac{c_v}{U_0} \right)^2 \cdot \left(\frac{l_v \cdot c_v}{R_0 \cdot U_0} \right), \quad (1.20)$$

де c_v та l_v – характеристики швидкості та довжини вихору. Для швидкості розумним рішенням є обрати середнє значення на ділянці 2-4. Характерний масштаб довжини для вихора можна знайти, допустивши що він має еліптичну форму, та знаючи середні значення великого і малого радіусів. З даним підходом попередня формула, для потужності вихору може бути апроксимована до вигляду:

$$\lambda_c = \frac{\Psi_{ti14} \cdot k_c \cdot r_c}{R_0} \cdot \left(\frac{c_2 + c_3 + c_4}{3 \cdot U_0} \right)^3, \quad (1.21)$$

де k_c — коефіцієнт регулювання.

Як було описано раніше, тільки області А і В роблять внесок у результуючу чисту витрату, і тут ми нехтуємо наскрізним потоком в області В, тому $\phi = \phi_A$. Ми

також нехтуємо потужністю, що витрачається в області В, тому коефіцієнт потужності для всього вентилятора становить:

$$\lambda = \lambda_A + \lambda_C, \quad (1.22)$$

а коефіцієнти корисної дії вентилятора становлять:

$$\eta_t = \frac{\phi \cdot \psi_t}{\lambda} \text{ і } \eta_s = \frac{\phi \cdot \psi_s}{\lambda}. \quad (1.23)$$

У завершенні цієї частини розглянуто результати розрахунків для даного тестового вентилятора і досліджено вплив вихрового руху під час дроселювання, щоб продемонструвати один з багатьох складних аспектів аналізу тангенціальних вентиляторів. З результатів Портера [1] видно, що розмір, сила і положення вихору, які значно впливають на стабільність роботи вентилятора, залежать від режиму роботи та конструкції корпусу. Під час дроселювання відбувається два основних типи поведінки: (1) рух і розширення вихору вздовж периферії тангенціального ротору та (2) його рух у глиб барабану. Портер експериментально доказав, що вентилятори з простою круглою носовою вихровою стінкою і логарифмічною спіральною задньою стінкою демонструють стабільну продуктивність, через оптимізований периферійний шлях, який забезпечує якісні характеристики для потоку. На противагу цьому, він вказав, що якщо вихор поширюється всередину, то вентилятор працює погано і стає нестабільним. Було досліджено сприятливий випадок стабілізації, використовуючи середньостатистичний аналіз середньої лінії потоку, і продемонстровано необхідність повністю пов'язаного аналізу для прогнозування роботи вентилятора з тангенціальним ротором.

Геометрія тестового вентилятора показана на рис. 1.10, а його приблизна поведінка в області потоку показана на рис. 1.16 на основі візуалізації потоку (рис. 1.9) та інших експериментальних даних.

Умова (1) - це випадок високої швидкості потоку, де ми зосереджуємо нашу початкову увагу на кореляції аналізу з даними тестування продуктивності вентилятора, за умови (1)-(5) коли використовується діапазон роботи для ϕ від 0,35

до 1,08. На рис. 17 показано розраховану продуктивність вентилятора в порівнянні з даними випробувань для припущення як постійної, так і змінної областей потоку.

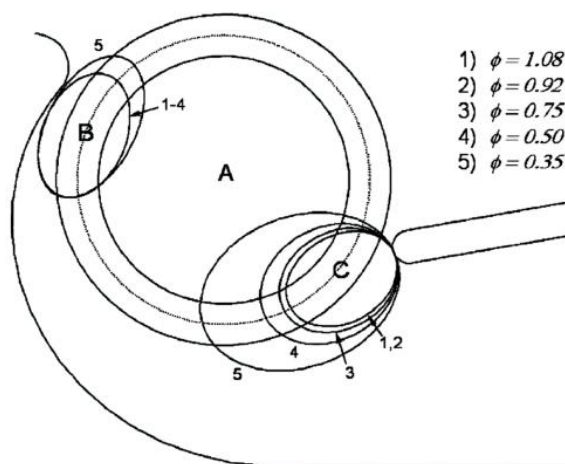


Рисунок 1.16. Межі області течії з дослідження тангенціального вентилятору;
геометрія лопатей: $\beta_o = 153^\circ$, $\beta_i = 90^\circ$ і $R_i/R_o = 0,75$ [31]

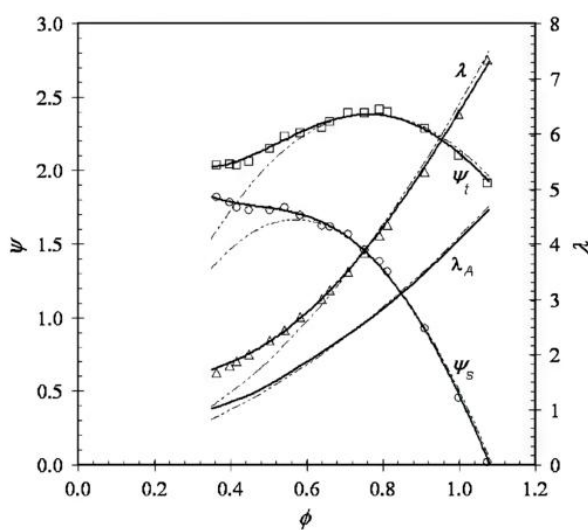


Рисунок 1.17. Розрахована продуктивність для тестів вентилятора з використанням фіксованих областей (пунктирні лінії), та змінних областей потоку (суцільні лінії), порівняно з тестовими даними (точки на графіку) [31]

Під час аналізу робіт ефективність дифузора у вчених фіксується на рівні 0,8, а вихровий коефіцієнт потужності - 0,7. Видно, що з такими параметрами результати

розрахунків для фіксованих областей потоку (пунктирні лінії) добре узгоджуються з даними випробувань при високих швидкостях потоку. З точки зору коефіцієнтів тиску це є прямим результатом коригування продуктивності каскаду, описаного раніше, і в цьому аналізі підвищення тиску повністю пояснюється дією в області А. Однак, розрахована потужність тільки для області А, λ_A , є значно меншою порівняно з тестовою, і розсіювання вихрової потужності має бути враховане і скориговане за допомогою коефіцієнта, k_C . Отже, загальна кореляція з тестовими даними для випадку фіксованої області течії досягається шляхом визначення меж області течії, а потім виведення характеристик каскаду і потужності вихорів на основі структури моделювання. Потім можна використовувати скориговану модель для дослідження режимів роботи вентилятора. Розрахунковий ефект зміни області потоку під час дроселювання показано суцільними лініями на рисунку 1.17, а з відповідного прогнозованого падіння потоку на рис.18 стає зрозуміло, чому продуктивність стабілізується для цього типу вихрового руху.

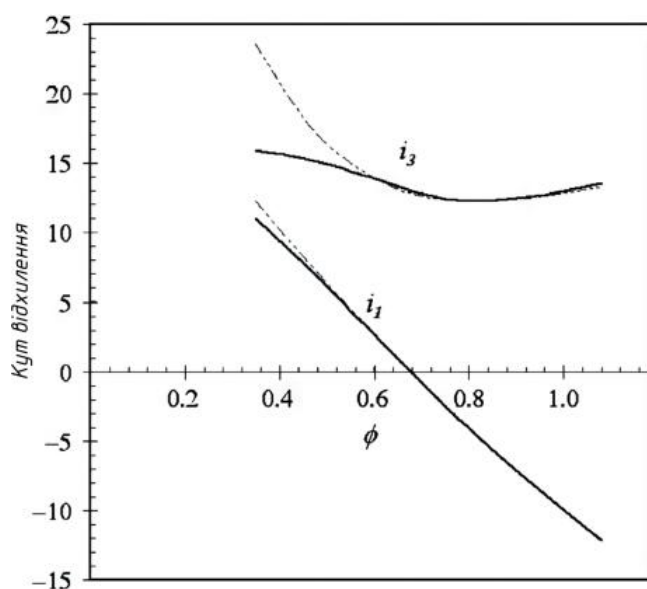


Рисунок 1.18. Розрахована варіація середньолінійної об'ємної витрати з використанням фіксованих параметрів (пунктирні лінії) та змінних (суцільні лінії)

Зокрема, звуження наскрізного потоку призводить до збільшення відносної швидкості і зменшення падіння потоку на другому ступені, тим самим затримуючи зупинку другого ступеня і збільшуючи робочу потужність. У цьому випадку відбувається саморегульований процес, пов'язаний з нелінійною зміною зростання вихору з коефіцієнтом витрати, а також зростанням області В при виконанні умови (5). Хоча тут це не показано, додаткове зростання області В має тенденцію відбуватися при ще менших швидкостях потоку, що призводить до подальшого розвантаження лопаток першого ступеня. Іншим спостереженням з рисунку 1.17 є те, що частка вихрової потужності збільшується зі зростанням вихору. Частка вихрової потужності приблизно 33% при високих швидкостях потоку узгоджується з експериментальними даними Мазура і Сінгха [40], де вихрова потужність була визначена для аналогічного вентилятора з використанням вимірювань поля потоку гарячого дротяного анемометра та аналізу контрольного об'єму. Мета цього прикладу - продемонструвати одну з багатьох складних характеристик поперечно-поточних вентиляторів. Коли сфера застосування розширюється до варіацій конструкції вентилятора, проблема значно ускладнюється. Труднощі виникають для всіх моделей, окрім тих, які безпосередньо включають всю відповідну фізику, зокрема, взаємодію крильчатки з корпусом і пов'язане з цим нерівномірне, нестационарне навантаження на лопаті. Хоча моделі середньої лінії і наскрізного потоку довели свою ефективність в осьових і відцентрових турбомашинах, їх корисність для вентиляторів з перехресним потоком може бути обмеженою. Можливо, можна охарактеризувати і співвіднести ефекти зчеплення вентилятора з корпусом для певних класів конструкцій, але такі методи не є дійсно прогнозуючими. Повноцінні методи прогнозування повинні бути здатні працювати з широким спектром конструкцій корпусів, включаючи ті, що мають порожнини, багатоелементні вихрові стінки, зустрічні завихрення на вході та інтеграцію вентилятора з крилом. Нарешті, аналіз повинен бути розширений, щоб включити ефекти стисливості для високошвидкісних застосувань. У міру того, як ми будемо

продовжувати, стане очевидним, що будь-який метод, який використовує моделювання зниженого рівня для представлення дії робочого колеса на рідину (наприклад, метод вихрових елементів або метод сили тіла), зіткнеться з подібною потребою в калібруванні за даними випробувань, і будь-яка зміна в конструкції вентилятора може призвести до зміни характеристик роботи лопаті. Отже, нестационарні методи нестационарних сіток Нав'є-Стокса, що ковзають, зараз є переважними для аналізу вентиляторів з поперечним потоком, оскільки вони здатні адекватно відображати фундаментальну фізику потоку.

1.4. Напрями розвитку, та впровадження тангенціального роторного рушія до авіаційної техніки

Першим дослідником, який запропонував використовувати тангенціальний роторний рушій в авіації, був Акерет. Його ідея була представлена в лекції 1938 року під назвою "Сучасні та майбутні проблеми авіаційних двигунів" [41]. Він описав концепцію керування примежовим шаром за допомогою нагнітання потоку від тангенціального вентилятора, а метою застосування було зменшення лобового опору. Через те, що опір тиску відносно невеликий порівняно з опором тертя для тонких крил, та коли відношення максимальної товщини до хорди $>30\%$, то опір тиску зростає на порядок. Це пов'язано з потовщенням примежового шару при наближенні до задньої кромки, внаслідок якого повний теоретичний динамічний тиск вільного потоку не відновлюється. Хоча всмоктування примежового шару через щілину й було одним з запропонованих рішень Акеретом для зниження опору тиску він також розглядав можливість вбудовування тангенціального роторного рушія всередину крила, щоб забезпечити відновлення енергії примежового шару - рисунок 1.19. Акерет вирішив, що даний пристрій є лаконічним рішенням для даної мети через його прямокутну геометрію входу і виходу та невеликі розміри, також він провів деякі попередні розрахунки необхідного розміру вентилятора.

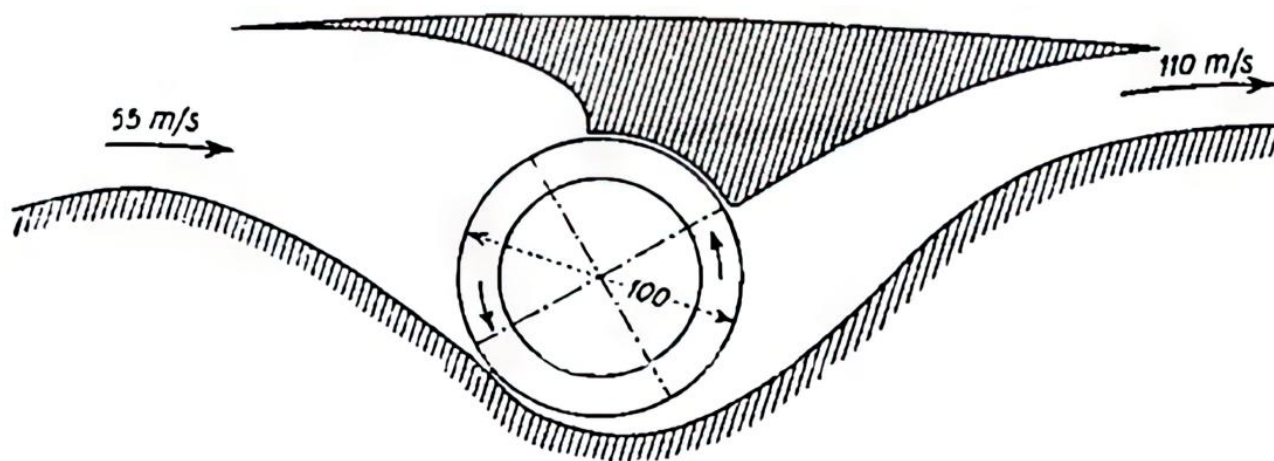
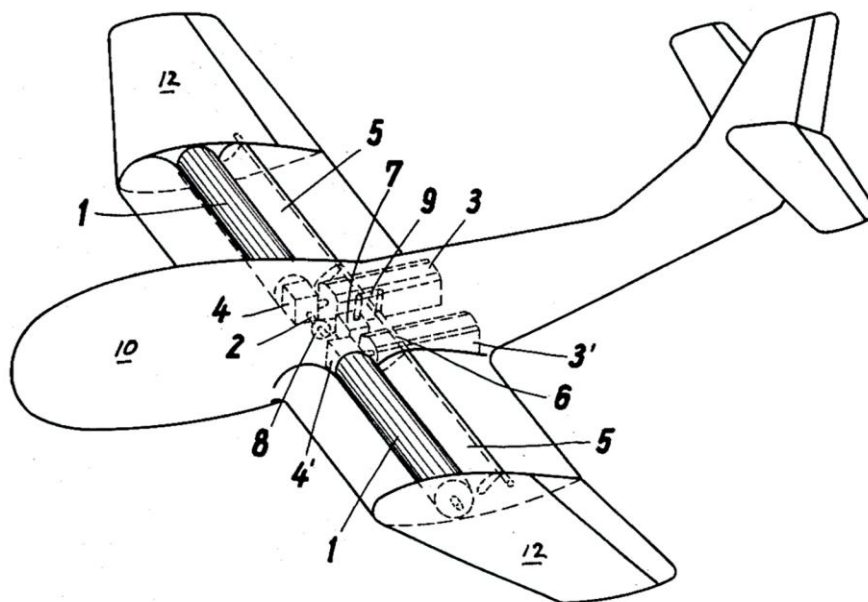


Рисунок 1.19. Нагнітальний вентилятор для примежового шару Акерета [41]

У 1962 році Дорньє [42, 43] запропонував використовувати тангенціальні роторні рушії в літаках як для забезпечення тяги, так і керування потоком для збільшення підйомної сили. На рисунку 1.20 показана запропонована компоновка, з інтегрованим усередині товстого крила ротором із віссю обертання вздовж розмаху для рівномірного розподілення потоку. Хоча Дорньє особливо й не приділяв уваги, до деталювання конструкції системи, висунута ідея полягала в тому, що повітря має надходити, та викидуватися ротору на верхній поверхні крила. Він відзначив, що при такому розташуванні на частині крила вхідній до ротору примежовий шар буде всмоктуватися у вентилятор, а на вихідній заповнюватись слід з введенням додаткового імпульсу, що і це призведе до збільшення підйомної сили, а разом з тим і буде створювати тягу. Бетзом, та Смітом [44, 45] було продовжено дослідження повітря в примежовому шару, що всмоктується у вентилятор, та отримуючи від нього енергію, і витісняється далі за течією для створення тяги. Оскільки вентилятор охоплює більшу частину крила, потік газів, що виходить також зменшує дефіцит сліду, створюючи ефект заповнення сліду. Обговорювались ідеї, щодо керування потоком і тягою регулюючи циркуляцію повітря, що проходить через вентилятор. Автори пропонували масову витрату тангенціального роторного рушії змінювати за допомогою швидкості обертання і регулювання площі вхідного та вихідного потоку.

У патенті Дорньє також представлена система з декількома трансмісіями, та приводами для двох окремих роторів, які призначені для резервування запобігання несиметричної тяги в разі відмови, а також для різних режимів роботи.



Рисцнок 1.20. Запропонований Дорньє тангенціальний роторний рушій, вбудований у крило літака [43]

Ще одним вченим 1960-х був Ніколаус Лаінг, він створив значну кількість вичерпних патентів з детальним описом конструкцій можливих літаків з роторними рушіями. Його ідеї через можливість практичної реалізації були популярними у вчених, що йшли в напрямку тангенціальних роторних рушіїв для літальних апаратів в наступні роки, через запропоновану можливість поєднати тангенціальний вентилятор з різними компонованнями крил з контролем примежового шару BLC (boundary-layer control), реактивними закрилками та авіаційними системами з гвинтовими крилами. Концепцію надлегкого літака, у якого тангенціальний роторний рушій вбудований всередину фюзеляжу традиційної схеми, та використовується переважно для створення тяги, запропоновано Лейнгом [46] в 1965 році і показано на рисунку 1. 21.

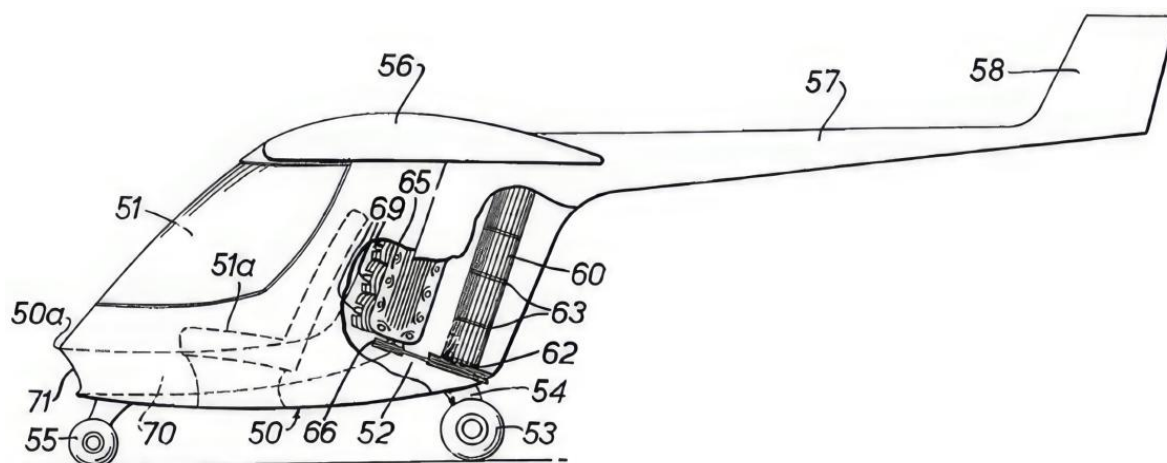


Рисунок 1.21. Встановлення тангенціального роторного рушія в фюзеляж літака [46]

На рисунку 1.22 показано системи з тангенціальними роторними рушіями, та пропульсивними крилами які мають реактивні крила і закрилки для літаків STOL, та VTOL [47-50].

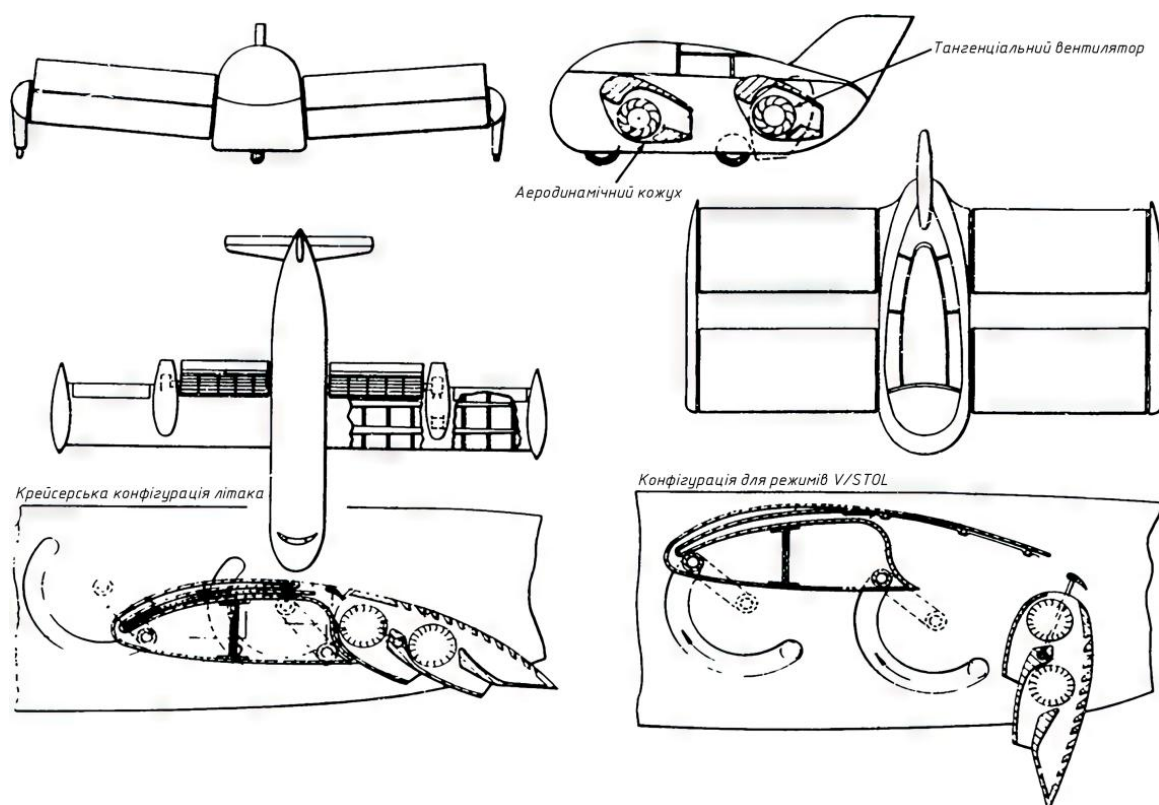


Рисунок 1.22. Ідеї Лаінга, щодо адаптації тангенціального роторного рушія для створення прототипів літаків, що працюють за схемами STOL та VTOL [47-50]

Для першого літака крейсерському режимі та режимі тяги, вентилятори вздовж розмаху відхиляють потік переважно назад, а також допомагають підтримувати прикріплений прикордонний шар біля вхідного отвору верхньої поверхні крила. У режимі STOL вентилятор відхиляє основний потік вниз за допомогою прямого обдування і всмоктування на вході в другий каскад закрилка. Крило зміщується вгору і вперед таким чином щоб допомогти полегшити рух по тангажу, який зазвичай виникає в разі застосування реактивних закрилків. Наступні розробки, Лаінга вже були з використання висувного тангенціального роторного рушія вздовж розмаху для створення системи VTOL, яку показано також на рисунку 1.22. Наступні його роботи [51-57] стосувались переважно експлуатації, та практичного використання роторів, що встановлювалися в крилах. Оскільки звичайні крила сучасних літаків мають значний розмах, та є гнучкими під час польоту, було запропоновано використовувати конструкцію з декількох роторів, розподілених від кореневої частини до закінцівки з відповідними інтервалами в області задньої кромки. А з'єднання в залежності від пружності крила, та вимог, пропонується виконувати в залежності як через звичайні, так і гнучкі вали, рисунок 1.23.

Також ним було запропоновано велику кількість варіацій адаптивних крил з використаними в їхній конструкції роторних рушіїв, рисунок 1.24.

В ті роки і значну кількість часу після його досліджень, проводилися випробування в аеродинамічній трубі з метою визначення здійсненності його основних ідей, однак і по сьогоднішній день не було опубліковано жодних точних даних, єдині приблизні графіки з результатами його ідей представлені на рисунку 1.25.

На перший погляд, тангенціальний роторний рушій може мати певні привабливі особливості, оскільки він здатний усунути втрати в повітропроводі і вентиляторі в реактивних схемах струменевих закрилків. Однак найбільш складне питання, при цьому в тому, чи можна взагалі зробити ротори вентилятора конструктивно міцними, легкими, та аеродинамічно ефективними.

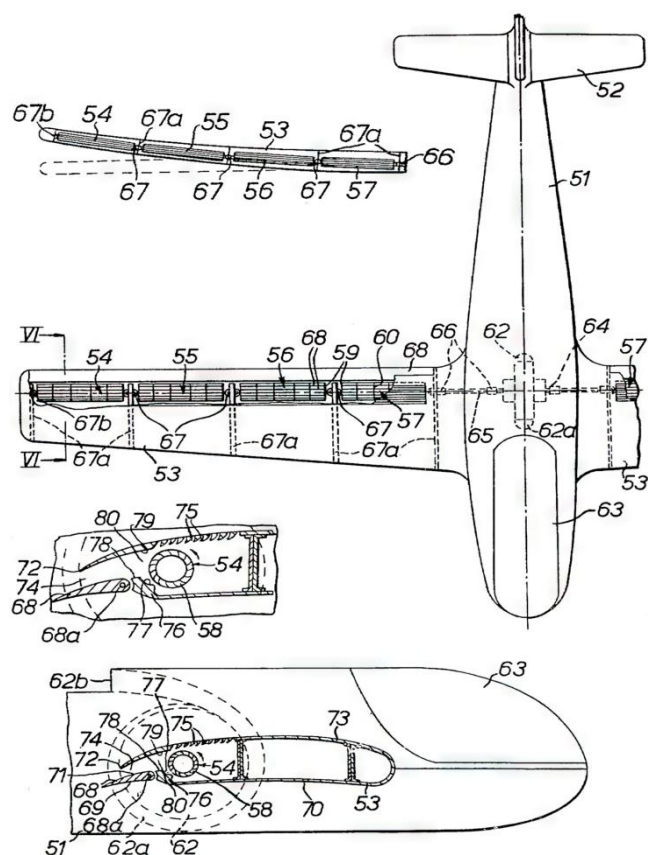


Рисунок 1.23. Ідея Лаінга, щодо встановлення тангенціального роторного рушія з гнучкими валами в задній частині крила [52]

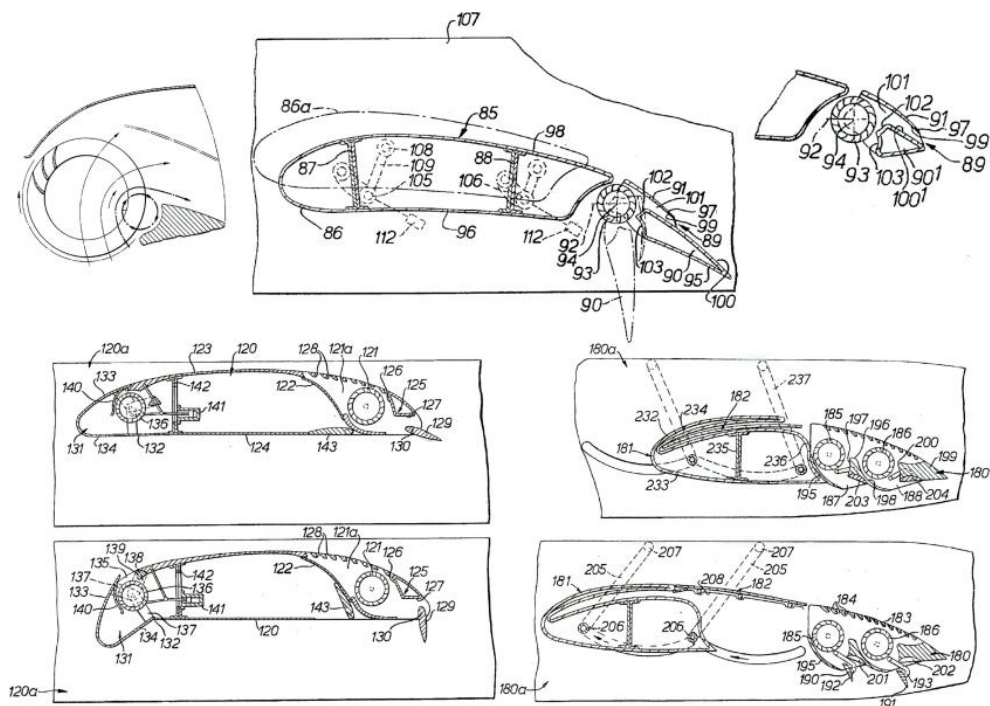


Рисунок 1.24. Перерізи концептуальних адаптивних крил з роторним рушієм [52]

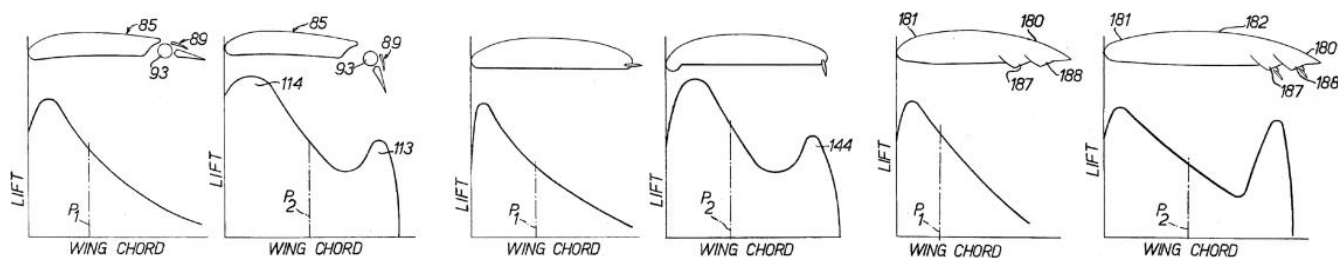


Рисунок 1.25. Приблизні залежності розподілу підйимальної сили до хорди крила при використанні тангенціального роторного рушія [52]

В наступні роки значно підвищився інтерес до вивчення тангенціальних вентиляторів та їхнього використання в якості як допоміжних інструментів для керування потоком, так і концепцій повноцінних силових установок на їх основі. У організаціях Lockheed-Georgia, та підрозділі Vought Systems корпорації LTV Aerospace розпочалися активні розробки тангенціальних роторних рушіїв, та вентиляторів для генерації аеродинамічної тяги та підйомної сили, де розробили ряд конфігурацій, що використовують концепцію вертикального зльоту з використанням тангенціальних вентиляторів, зображено на рисунках 1. 26 - 1. 27.

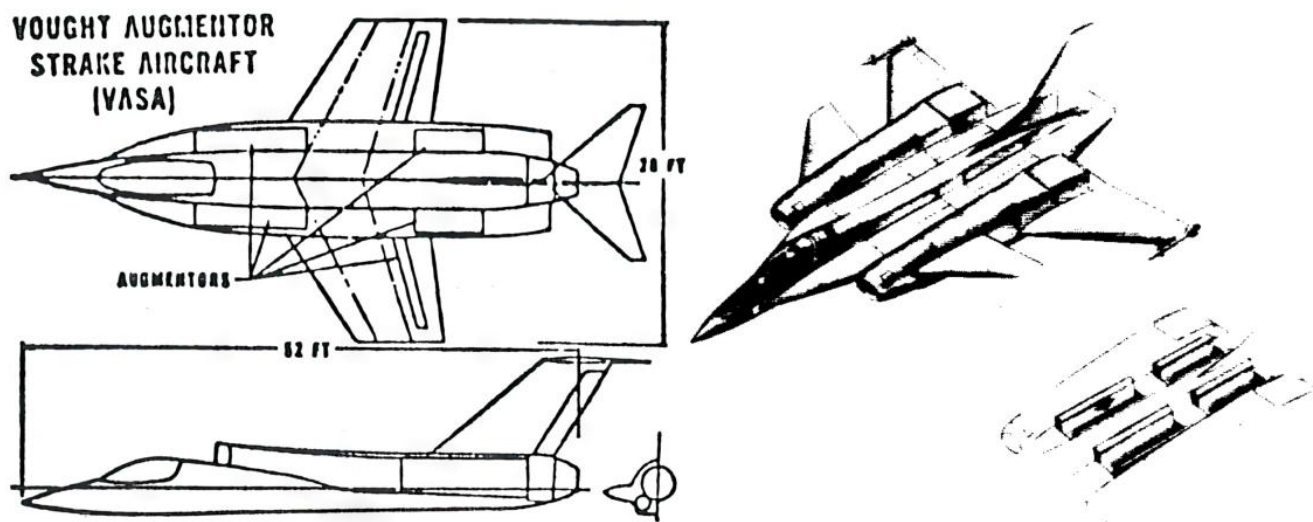


Рисунок 1.26. Ідея встановлення тангенціальних вентиляторів у фюзеляжі літаків винищувачів [58]

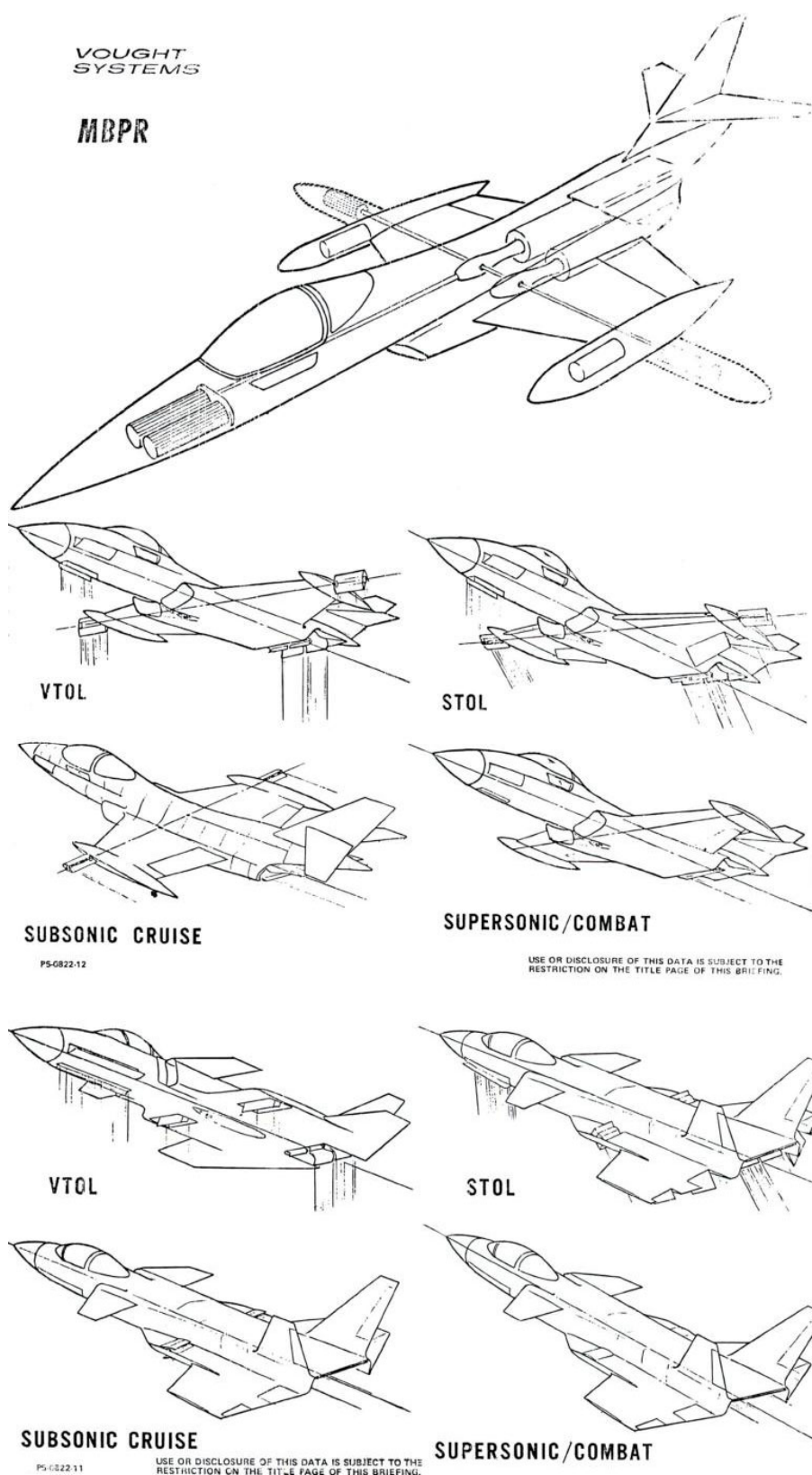


Рисунок 1.27. Ідея Vought Systems по встановленню тангенціальних вентиляторів всередині фюзеляжу та в закінцівках крила [59]

Наприкінці 1970-х років у компаніях наведених вище, а також у Техаському університеті в Арлінгтоні продовжилися розробки. Та по контракту ВМС США була розроблена компанією Vought Systems концепція по установці вентилятора з тангенціальним роторним рушієм у задній частині крила [60], використовувалась конструкція тангенціального роторного рушія компанії Harloff and Wilson [61], вбудованого в задню кромку товстого аеродинамічного крила, рисунок 1. 28. Потік згідно задуму міг надходити як з нижньої, так і з верхньої частини крила, а виходив лише на верхній площині закрилка, який відхилявся на кут більший за 85 градусів. Конструкція зі змінною геометрією дозволяла обертати весь корпус вентилятора, коли літак переходить від крейсерської конфігурації, де вентилятор забезпечував пряму тягу, до стану STOL з практично вертикальним напрямком тяги, і навпаки. Зокрема, канали входу та виходу, та відповідні порожнини відносно ротору обертаються таким чином, що напрямки входу і виходу вентилятора знаходяться під кутом близьким до 90 градусів, який є природним напрямком потоку для тангенціального роторного рушія.

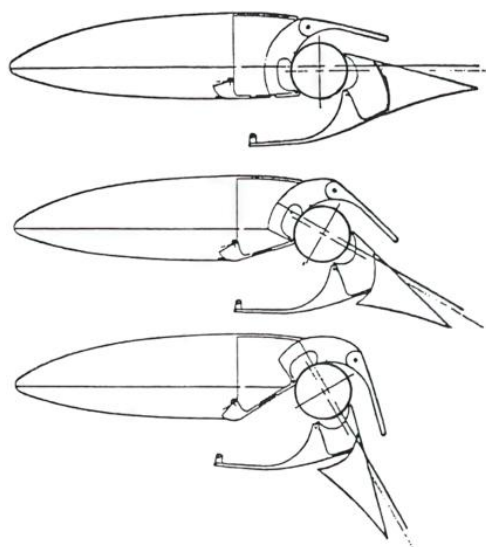


Рисунок 1.28. Концепція роторного рушія інтегрованого в задню частину крила, запропонована компанією Vought Systems підрозділу аерокосмічної корпорації LTV

[60]

Робота підрозділу Локхід-Джоджія стосувалась можливості використання тангенціального роторного рушія в пропульсивному крилі, та була опублікована Хенкоком у 1980 році [62]. На рисунку 1.29 досить детально показано один з прикладів того, як тангенціальні вентилятори можуть бути інтегровані в крило звичайного трансзвукового літака. Згідно задуму ротори було запропоновано змонтувати всередині крила в області задньої кромки. Особливість приведення в рух роторів заключалась у використанні турбовальних двигунів, встановлених в районі кореневої, або ж кінцевої частин крила. Хенкок в своїй роботі зазначав, що тангенціальні вентилятори можна розглядати як заміну традиційним турбовентиляторам, їхнє використання дає суттєве зростання ступеня двуконтурності для двигуна, та значне покращення відношення ефективності щодо тяги.

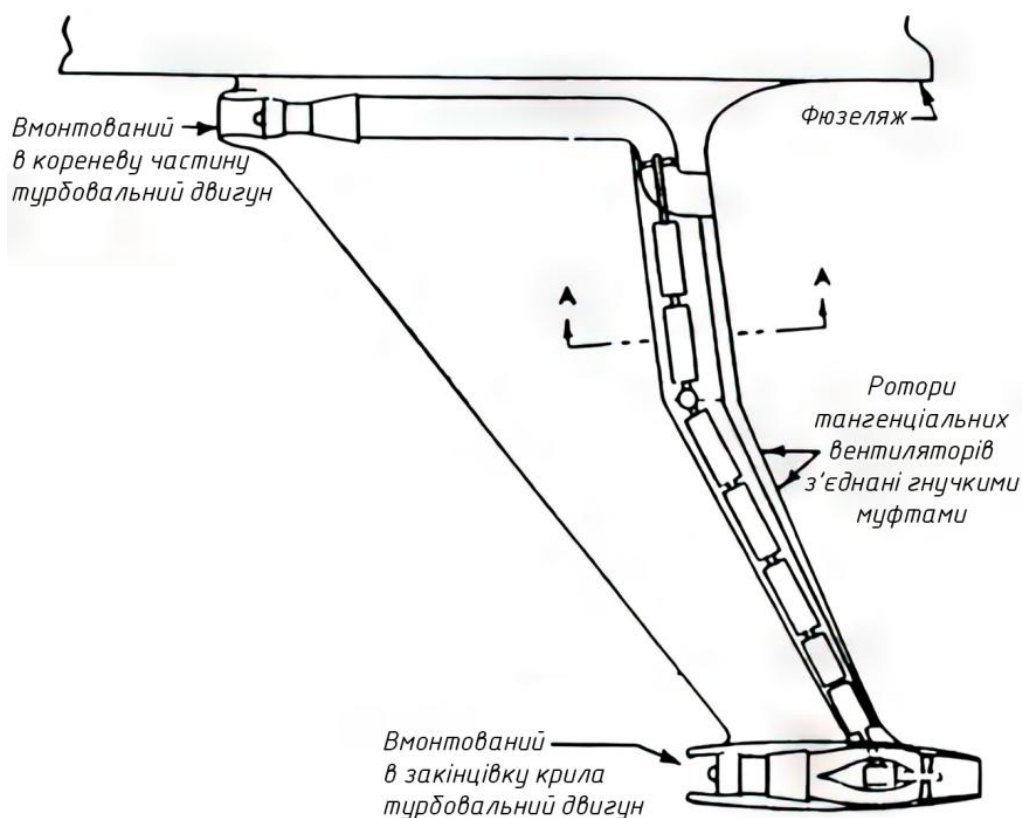


Рисунок 1.29. Загальна схема запропонованої Хенкоком моделі літака з тангенціальним вентилятором в задній частині крила [62]

У схемах від Локхід примежовий шар всмоктується вентилятором як по верхній, так і по нижній поверхні крила, що дозволяє покращити несучі властивості, також за рахунок такого обтікання, потенційно можливе й зменшення опору, внаслідок значної затримки у відриві потоку від поверхонь крила. Крім того, використання декількох турбовальних двигунів мало на меті забезпечити певний рівень безпеки на випадок відмови одного двигуна та зменшувати індуктивний опір за рахунок сприятливого втручання у вихор на кінці крила. Однак слід зазначити, що розташування, ротору, є потенційно проблематичним, оскільки приплив і відтік повітря до вентилятора не є нормальними до осі обертання вентилятора. Вхідні, канали вентиляторів всмоктують повітря як з нижньої, так і з верхньої поверхні, а повітрозабірники можуть бути як випираючі поза профілем крила та працювати під повітряним напором, так і приховані в профіль, які підсмоктують потік, вихідні ж канали можуть бути змінної геометрії, та омивають поверхні елементів, що знаходяться за роторним рушієм. Наприклад при використанні закрилка Коанда потік з вентилятора може бути приєднаний до поверхні, та при висуванні може змінювати свій напрям, а якщо використовувати реактивні закрилки, то виникає ще більше варіантів керування потоком. На рис. 1.30 показано два можливих варіанти перерізів задньої кромки з вбудованими тангенціальними вентиляторами.

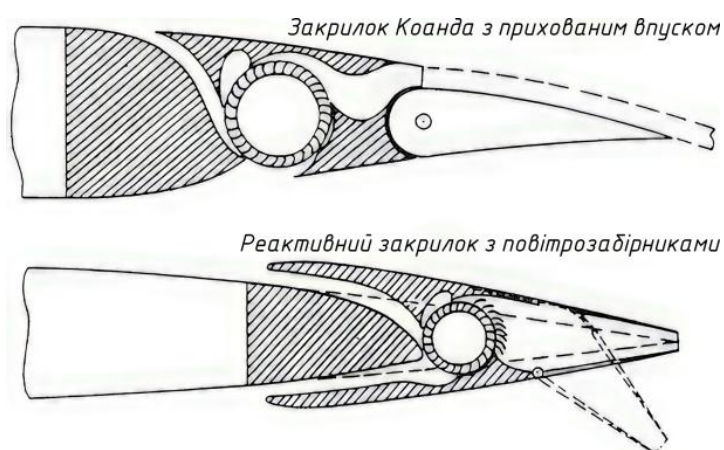


Рисунок 1.30. Концепції роторного рушія інтегрованого в задню кромку крила [62]

В 80-х концепція з використання тангенціального роторного рушія для вертикального зльоту була найбільш популярною, один із варіантів використання тангенціального роторного рушія було запропоновано Шарпом [63]. У його ідеї випадку тангенціальні роторні рушії встановлені на крилі для забезпечення вертикального зльоту, а пропелер, встановлений ззаду, та використовується для тяги. Однак разом з тим даний вчений почав розглядати також ідею щодо встановлення циклоїдних роторів, у яких лопатки можуть змінювати кут свого встановлення в залежності від положення ротора. Принципову схему показано на рисунку 1.31.

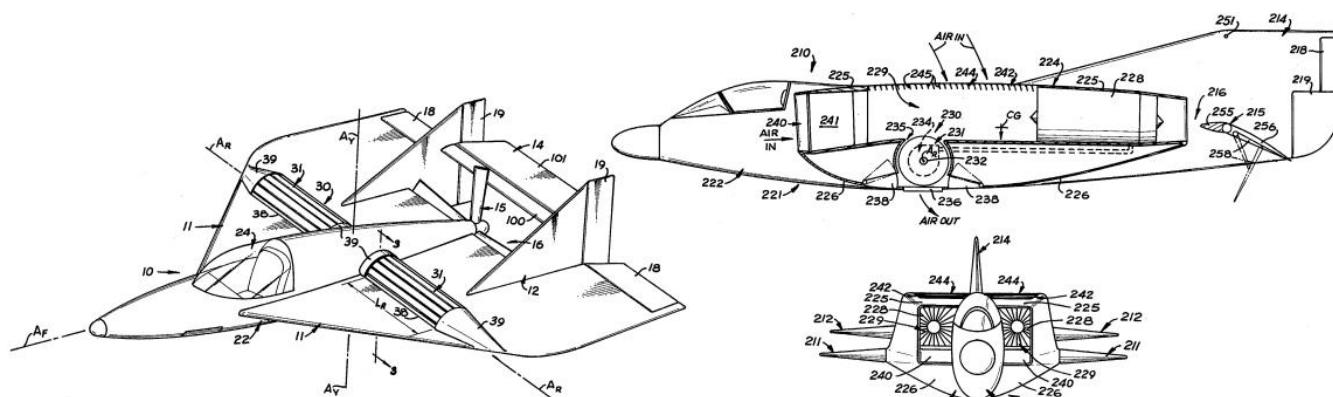


Рисунок 1.31. Концепції Шарпа зліва крило з використанням циклоїдного ротора для створення вертикальної компоненти тяги, з права крило з тангенціальним роторним рушієм [63]

Незначна кількість груп дослідників продовжувала ідеї щодо використання тангенціального роторного рушія і в 90-х роках. Госсетт [64] запропонував схему тандем з вертикальним зльотом та посадкою для літаків (VTOL). На рис. 1. 32 показано можливу компоновку комбінованого каналного вентилятора і тангенціального роторного рушія для одномісного персонального літального апарату (PAV) VTOL. Він стверджував, що для горизонтального польоту необхідна значно менша компонента тяги, аніж відповідна компонента тяги для вертикального підйому. Оскільки аеродинамічна конструкція літака повинна бути оптимізована саме для горизонтального польоту, тангенціальний роторний рушій є гарним

вибором як пристрій створення вертикальної тяги, оскільки за компактних розмірів він здатний створювати значний приріст тяги. Сам рушій може бути вимкнений під час горизонтального польоту, а завдяки вбудованій у фюзеляж конструкції не створює лобовий опір під час польоту. У режимі горизонтального польоту тяга надходить від двох вентиляторів каналного типу, а підйомна сила повністю створюватиметься за рахунок консолей. У режимі вертикального зльоту два каналних вентилятори, завдяки здатності обертання відносно фюзеляжу, можуть використовуватися в якості допоміжного пристрою балансування і стають підйомними вентиляторами, відхиляючи свої вихлопи у вертикальному напрямку, в той час як поперечний тангенціальний вентилятор вмикається для створення додаткової вертикальної підйомної сили.

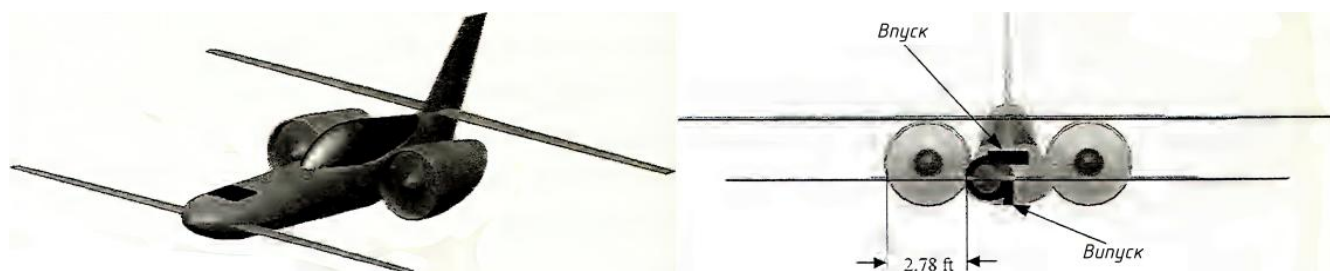


Рисунок 1.32. Вбудований в планер легкого літака тангенціальний вентилятор для реалізації можливостей вертикального зльоту та посадки [64]

Концепція Госсета має деяку схожість з літаком VTOL для польотів в місті, розробленому компанією Moller рис. 1.33, оскільки в ньому також використовуються каналні вентилятори як для прямої, так і для вертикальної тяги. Однак, в концепції запропонованій Госсетом, на відміну від конструкції Моллера передні каналні вентилятори вилучені з конструкції і замінені на тангенціальні роторні рушії і переднє крило. Знову ж таки, в даному випадку схема аргументується тим, що комбінована конфігурація з каналних вентиляторів і тангенцального роторного рушія буде більш ефективною в режимі горизонтального польоту.

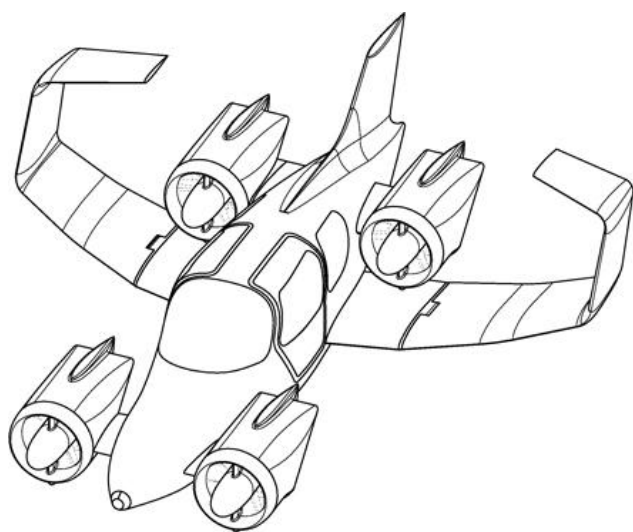


Рисунок 1.33. Ідеї літаків Моллера, що слугували базою для концепції Госсета [65]

На початку 2000-х Куммер і Данг [66] на основі CFD досліджень запропонували концепцію пропульсивного крила з вбудованим тангенціальним роторним рушієм. Використовувалось товсте крило в профілі, для якого мали бути отримані значно збільшені як підймальна сила, так і створювана тяга. Конструкція передбачала розміщення пропульсивної системи з тангенціальним роторним рушієм вздовж розмаху з піднятим вхідним отвором біля задньої крайки, для модифікованого крила Gottingen 570 з відношенням товщини до хорди 34% (рисунок 1.34). Як можна побачити геометрія має багато спільного з концепцією, запропонованою Аккеретом, показаною на рисунку 1.19, за винятком того, що вентилятор знаходиться в задній частині крила, тому за рахунок меншої товщини в даній області, трохи піднятий над поверхнею профілю. Вхідний отвір призначений для всмоктування і спрямування вільного потоку у вентилятор, затримуючи при цьому відрив повітря над верхньою поверхнею. Потім потік нагнітається вентилятором і виводиться на задню кромку крила.

Моделювання системи роторний рушій - крило проводився за допомогою методів 2D URANS, для нестисливого потоку з числом Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^6$, що базується на хорді крила. Аналіз результатів показав, що струмінь, який виходить з

вентилятора, створює заповнення сліду, в той час як всмоктуючий ефект вентилятора практично усуває відрив потоку на високих кутах атаки, що дає дуже високі коефіцієнти підйомної сили. На рисунку 1. 35 показано прогнозовану картину обтікання навколо пропульсивного крила під кутом атаки 10° , та 40° з вимкненим і увімкненим тангенціальним роторним рушієм. Як і очікувалося, коли обертання ротору припинене, крило повністю звальюється через відірваний потік на великих кутах атаки. А коли роторний рушій працює при використанні коефіцієнта 0,5 для випередження потоку, він повністю приєднується до поверхні, та коефіцієнт підйомної сили становить 6,5 і створюється надлишкова тяга.



Рисунок 1.34. Запропонована Куммером і Дангом концепція інтегрованого тангенціального роторного рушія з модифікованим аеродинамічним профілем Gottingen 570 [66]

Було також представлено системний аналіз для вивчення переваг пропульсивної силової установки тангенціального роторного рушія на крейсерському режимі, включаючи дослідження компромісу між пропульсивною ефективністю і розміром вентилятора для забезпечення мінімальної потужності. Для конфігурації, показаної на рисунку 1. 34, Куммер і Данг доказали, що невеликі рушії більше виграють від поглинання в пограничному шарі. З іншого боку, збільшення розміру вентилятора покращує пропульсивну ефективність, але ціною додаткової ваги та опору тертя обшивки.

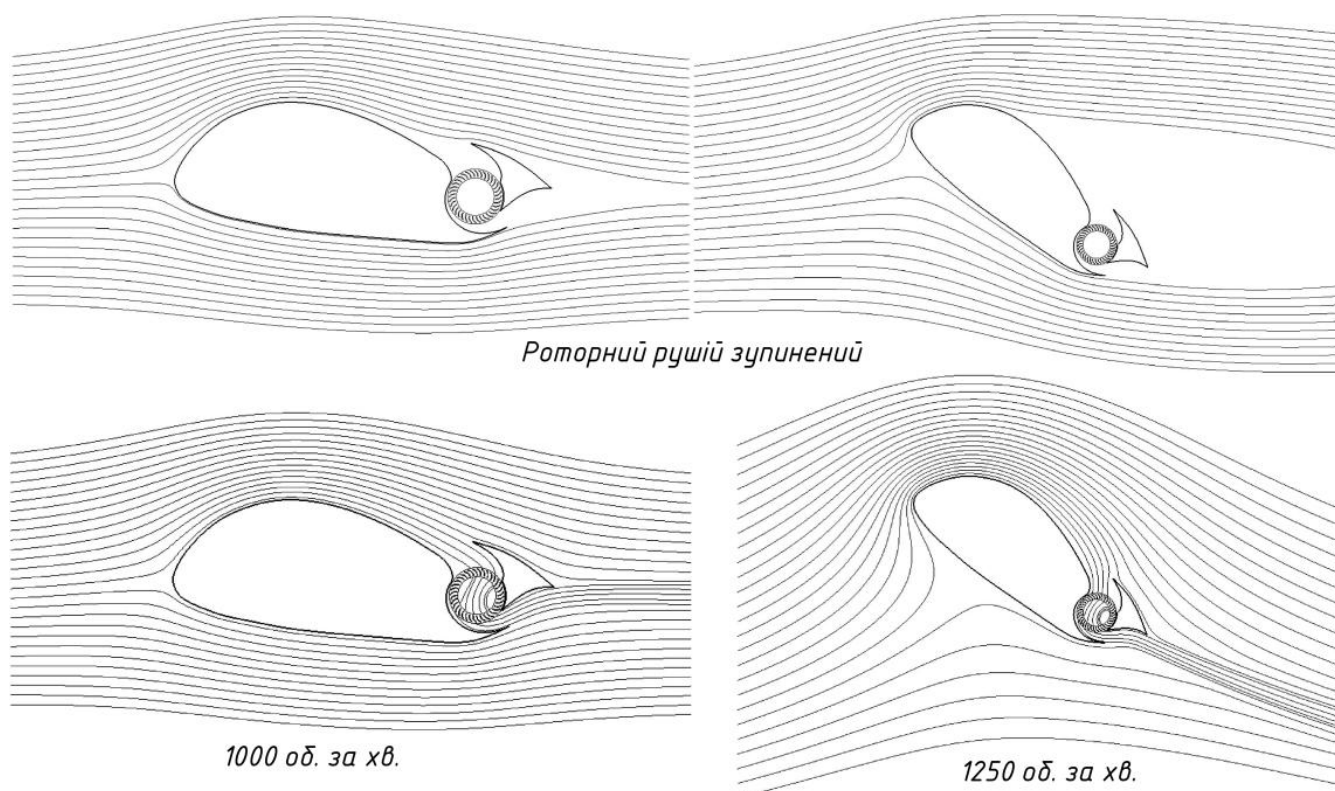


Рисунок 1.35. Усереднені в часі лінії обтікання під кутами атаки 10 та 40 градусів [66]

Концепція пропульсивного крила, розроблена Куммером і Дангом з використанням лише CFD, пізніше була перевірена за допомогою експериментальної програми в аеродинамічній трубі Дайгертом і Дангом [67, 68]. У їхньому експерименті довжина хорди крила становила 0,4 м, діаметр вентилятора - 0,057 м, а швидкість повітря досягала 5,9 м/с, що відповідає числу Рейнольдса на основі хорди 170 000. Дані, отримані в цій роботі, включали розподіл статичного тиску на поверхні крила перед тангенціальним роторним рушієм, профілі повного тиску відносно хорди, а також зображення візуалізації потоку, отримані за допомогою методу висіву гелієвих бульбашок. На рисунку 1.36 показано візуалізацію потоку пропульсивного крила під кутом атаки 40° з вимкненим і увімкненим роторним рушієм, при числі Рейнольдса 85 000.

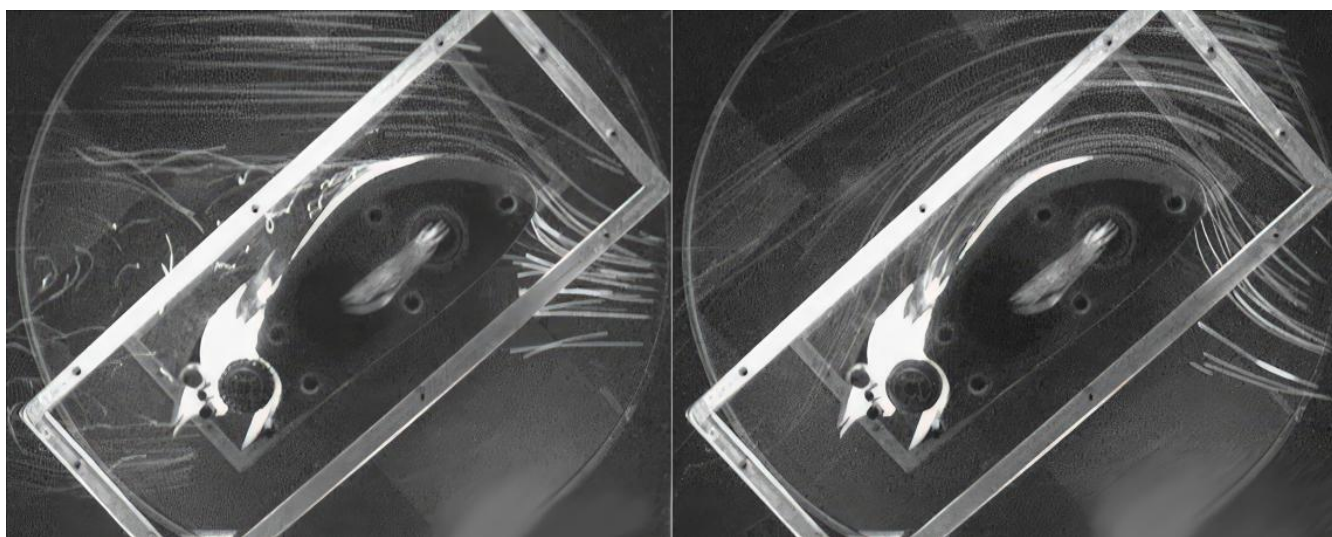


Рисунок 1.36. Натурна візуалізація обтікання пропульсивного крила під кутом атаки 40° з вимкненим роторним рушієм (зліва) та увімкненим (справа) [67]

На лівому рисунку показано крило з вимкненим вентилятором, де видно, що потік повністю відірваний від крила, та розділений в районі розташування чверті хорди. Правий рисунок показує ту ж конфігурацію з вентилятором, що працює на швидкості 4100 об/хв, що відповідає відношенню коефіцієнта випередження $J = U_\infty/U_0 = 0,24$ (швидкість потоку/швидкість обертання колеса). При увімкненому роторному рушії потік прилягає вздовж всієї верхньої поверхні, а час роботи необхідний вентилятору для повторного притягування потоку, становить приблизно $t = 10 \cdot \text{chord}/U_\infty$. Датчики тиску, розміщені на поверхні аеродинамічного крила, також підтверджують результати CFD Куммера і Данга [66]. На рисунку 1.37 показано розподіли тиску, отримані в результаті випробувань для двох режимів роботи вентилятора, а також для випадку, коли вентилятор вимкнений, і для оригінального аеродинамічного крила Gottingen 570. Цей рисунок чітко показує здатність тангенціального роторного рушія збільшувати циркуляцію повітря навколо верхньої поверхні крила при зменшенні коефіцієнта потоку. В їхньому експериментальному дослідженні коефіцієнт підйомної сили порядку 7 був досягнутий при коефіцієнті випередження 0,32, на куті атаки 30° .

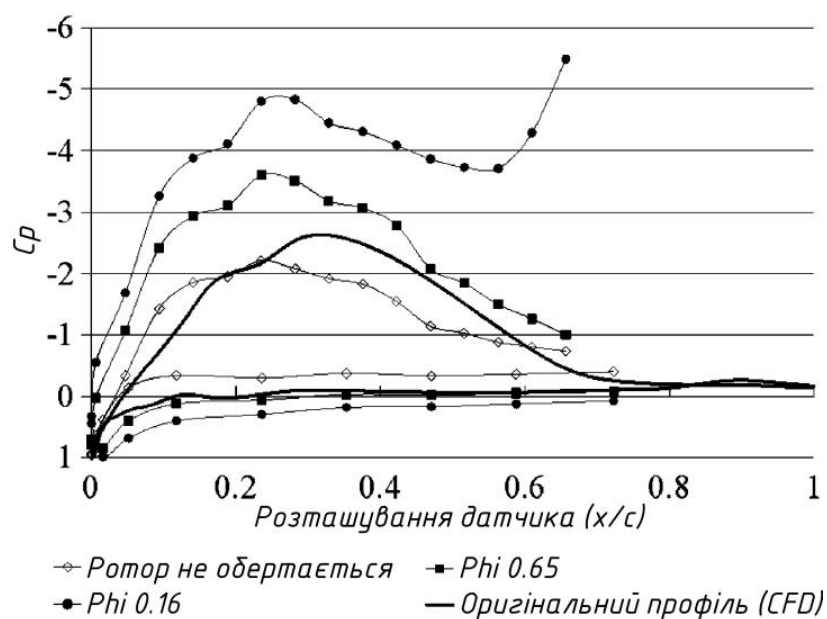


Рисунок 1.37. Дані про коефіцієнт тиску при симуляції горизонтального польоту з тангенціальним роторним рушієм в задній крайці крила, та без [67]

Щоб продемонструвати потенціал концепції заповнення сліду, на рисунку 1. 38 показано виміряний профіль повного тиску в області сліду на одній третині довжини хорди за течією від пропульсивного крила при куті атаки 15° .

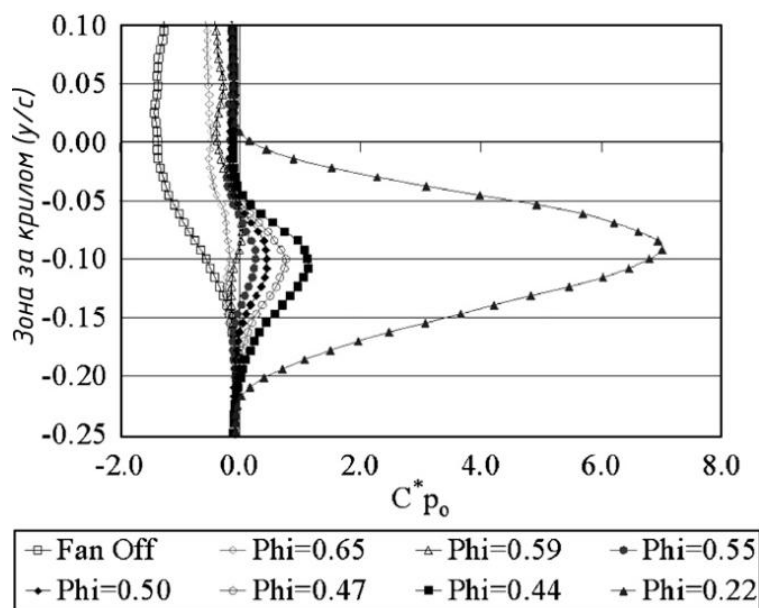


Рисунок 1.38. Профіль сумарного тиску за крилом при відношенні вільного потоку, до струменя з тангенціального роторного рушія на куті атаки 15° [67]

Слід звернути увагу, що нормований тиск на графіку, який дорівнює нулю, відповідає повному тиску вільного потоку. У випадку вимкненого вентилятора на рисунку показана велика область сліду з дефіцитом повного тиску. Зі збільшенням частоти обертання вентилятора (зменшенням коефіцієнта випередження) видно, що розмір області сліду зменшується. Робота вентилятора в діапазоні $J = 1,1-1,18$ (або при значеннях $\phi = 0,55-0,59$) призводить до практично ідеального заповнення сліду, як показано на рисунку 1.39. Подальше збільшення швидкості обертання вентилятора за межами цієї межі призводить до створення чистої тяги.

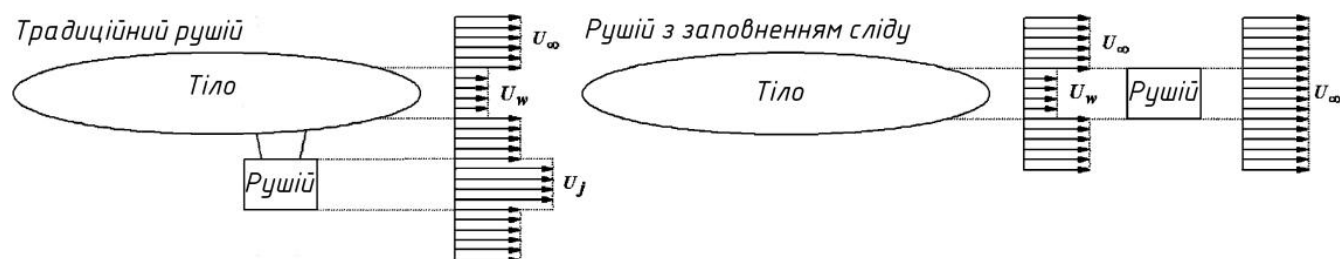


Рисунок 1.39. Швидкість потоку за звичайним тілом літака, та з використанням пропульсивної установки

Робота Дайгерта і Данга [67] включає дослідження CFD, які вперше продемонстрували точність і можливості використання методу ковзної сітки URANS для аналізу системи із інтегрованого тангенціального роторного рушія в крилі. З використанням тієї ж аеродинамічної моделі для пропульсивного крила досліджувався вплив реактивного закрилка та векторизації тяги за допомогою заднього дефлектора верхнього корпусу вентилятора.

Аналогічне дослідження з використанням вхідного дефлектора на верхньому корпусі вентилятора було проведено Нгуєном і Рубалом [69]. На рисунку 1.40 показано експериментально виміряні розподіли поверхневого статичного тиску вздовж крила перед вентилятором. З рисунка видно, що коли задній дефлектор розгортається, щоб перенаправити струмінь повітря вниз (ефект реактивного закрилка), то внесок у підйомну силу передньої частини аеродинамічного профілю

збільшується. У цьому дослідженні масова витрата повітря зменшувалася зі зменшенням висоти входу, що, в свою чергу, впливало на зміну підйомної сили і тяги, створюваної пропульсивним повітряним крилом. Це експериментальне дослідження дозволяє припустити, що входні і вихідні дефлектори корпусу вентилятора, а також зміна обертів тангенціального роторного рушія можуть бути використані для забезпечення ефективного управління польотом (наприклад, тангаж, крен і ристання) за допомогою диференційної підйомної сили, тяги та вектору напрямку тяги.

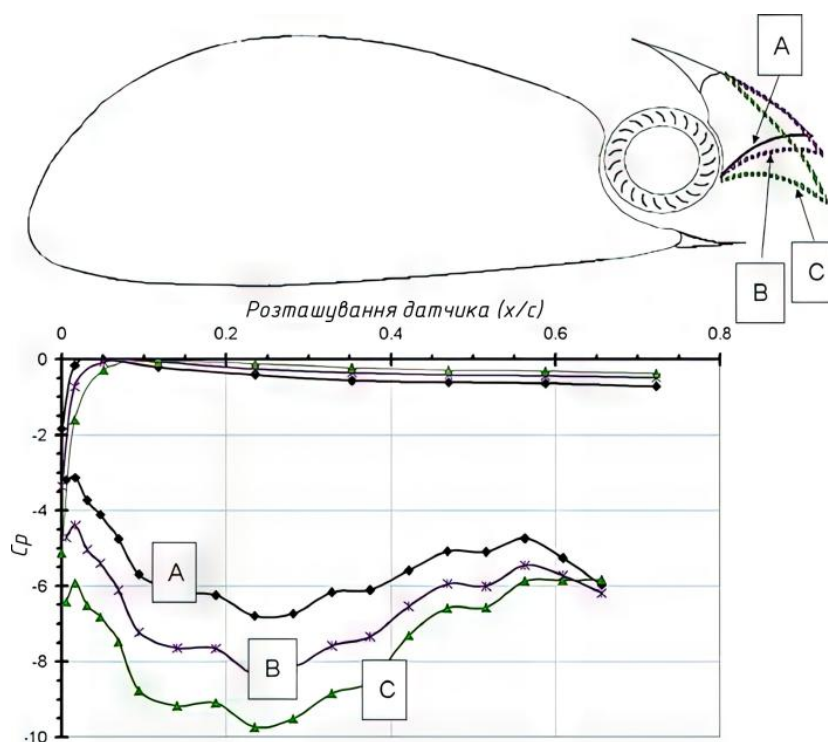


Рисунок 1.40. Вплив векторизації тяги на тиск для концепції пропульсивного крила [69]

У 2006 році була створена компанія Propulsive Wing, LLC, її мета полягала в комерціалізації концепції пропульсивного крила. В той же час була продемонстрована літаюча модель літака, показана на рисунку 1.41, яка представляла безпілотний літальний апарат (AAUV). Стверджується, що при однаковому розмаху крила підйомна здатність представленої платформи в 2-3 рази

вища, а внутрішній об'єм корисного вантажу до 10 разів перевищує звичайні конфігурації БПЛА.



Рисунок 1.41. Прототип БПЛА з пропульсивним крилом для реалізації можливостей короткого зльоту [70]

Ідеї щодо інтеграції тангенціального роторного рушія в товстий дозвуковий аеродинамічний профіль з метою збільшення підйомної сили та створення тяги удосконалювалися. Концепції для низькошвидкісних застосувань були запропоновані Каспарье та Дангом [71] і продемонстровані на рисунку 1.42.

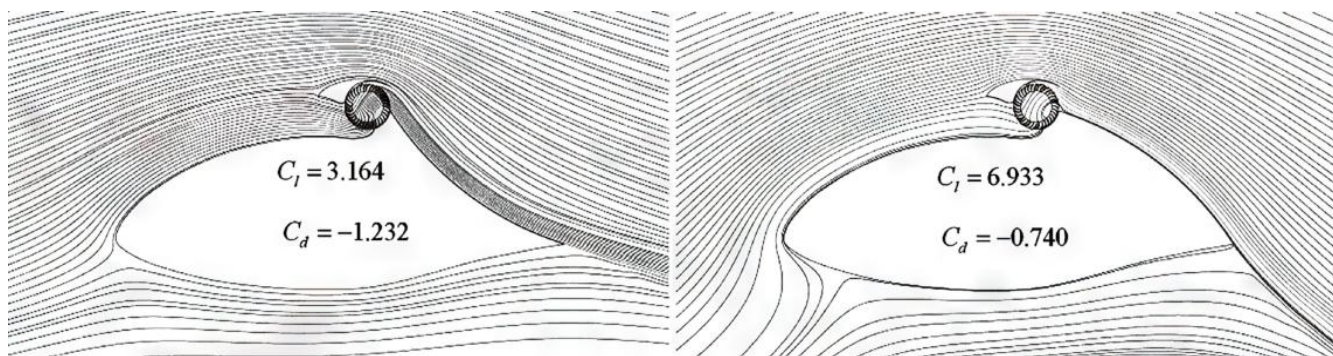


Рисунок 1.42. Схеми з лініями обтікання для конфігурацій польоту: крейсерської (зліва) і STOL (справа) [71]

В схемі вці досліджувалась поєднано механізми, що мають місткоємну назву "Синергетична взаємодія та інтеграція силової установки з планером" ("Synergistic

Airframe-Propulsion Interactions & Integrations'' SnAPII). В одній системі поєднано перевірені технології аеродинаміки з найновішими розробками, що забезпечує високу ефективність, підвищену підйомну силу та компактність. Ця концепція була визначена Технічним комітетом НАСА з аеронавтики в Ленглі [72] як потенційно проривна. Серед перевірених аеродинамічних концепцій, що включені до цього проекту, належать концепція аеродинамічного крила Гріффіта/Гольдшміда для зменшення загального опору [73], концепція реактивного закрилка для управління циркуляцією [74] та концепція вбудованої розподіленої рушійної установки для підвищення ефективності рушійної установки [75, 76]. Конструкція частково вбудовує тангенціальний роторний рушій над місцем максимальної товщини модифікованого крила Гріффіта/Гольдшміда товщиною 35%, оснащеного модульною задньою кромкою "струменевого закрилка". Вбудований тангенціальний роторний рушій ефективно забезпечує комбінований ефект обдування вздовж всмоктуючої поверхні крила для досягнення високої продуктивності традиційного аеродинамічного крила Гріффіт/Гольдшміда. Потік з примежового шару який має низький імпульс всмоктується вентилятором через вхідний отвір, отримує енергію і викидається у вигляді струменя, щоб знову приєднатися до потоку нижче за течією від місця максимальної товщини. Новий енергійний потік дозволяє використовувати значно агресивнішу кривизну задньої частини крила для створення тяги під статичним тиском, а також зменшення лобового опору за рахунок заповнення сліду. На додаток до конкурентоспроможних крейсерських характеристик, завдяки увігнутій поверхні задньої кромки оригінального крила Гріффіта/Гольдшміда, поверхню задньої кромки можна перетворити на елемент управління циркуляцією шляхом відхилення, перевертання або згинання. Таким чином відкривається можливість створювати як опуклу, так і впуклу реактивну поверхню закрилків.

Для перевірки можливості реалізації концепту використовувалися URANS sliding mesh CFD симуляції з використанням комерційного програмного забезпечення Fluent. На рисунку 1.42 показані потокові узорі навколо

запропонованого профілю крила, а також загальні показники продуктивності при куті атаки 0° та коефіцієнті зміщення $J = 0.46$ ($\phi = 0.23$). Слід звернути увагу на велику різницю в потокових узорах між геометричними конфігураціями крейсерського та STOL крила. Конфігурація крейсерського крила генерує значно більший тягу (від'ємний коефіцієнт опору) ніж конфігурація STOL жертвуючи підйомною силою.

Стандартною мірою порівняння аеродинамічної ефективності двовимірних профілів крила є співвідношення підйомної сили до лобового опору. Однак для розробки пропульсивного крила, яка пропонувалась, звичайне співвідношення не має сенсу, оскільки воно суттєво змінюється в залежності від вхідної потужності вентилятора. Каспарьє та Данг [71] визначили концепцію еквівалентного співвідношення L/D_{eq} , яку широко використовують у галузі пропульсивних рушіїв [77], і показали, що $L/D_{eq} = 10$ можна досягти в умовах крейсерського польоту, тоді як $L/D_{eq} = 20$ можна досягти в режимі короткого зльоту та посадки. У їхньому визначенні еквівалентний опір D_{eq} є сумою фізичної опору на пропульсивному крилі, разом із опором, визначеним як $(Q\Delta P_t)/U_\infty$, ідеальною потужністю, необхідною тангенціальному роторному рушію для підвищення загального тиску повітряного потоку на величину ΔP_t при витраті Q , нормалізованій до швидкості U_∞ .

Паралельно в 1998 році почала розроблятися концепція FanWing зображена на рисунку 1.43 Групу очолював Патрік Піблз [78], який був спершу автором декількох патентів щодо своєї ідеї. FanWing - це схема, яка використовує тангенціальний роторний рушій досить великого діаметру відносно хорди крила, розташований на місці передньої кромки товстого крила і створює унікальну конфігурацію. Нижня частина вентилятора закрита, а верхня частина, що прилягає до всмоктувальної сторони крила, відкрита для навколишнього повітря, що є на перший погляд нетрадиційним для авіації.

Швидкість обертання лопатей тангенціального роторного рушія в даній схемі значно менша, ніж швидкість обертання лопатей звичайних пропелерів літаків, або

роторів гелікоптерів, тому він пропонує унікальні можливості для покращення пропульсивної ефективності та зменшення шумового впливу. FanWing може запропонувати багато переваг як для авіації, забезпечуючи розподілену тягу та збільшення підйомної сили крила на дуже низьких швидкостях польоту. Рухома кромка, або заслінка на нижньому закритому корпусі може контролювати ексцентричний вихор і тим самим впливати на локальну підйомну силу на крилі, зміна тяги також дозволяє керувати riskанням і креном в тривимірній конфігурації.

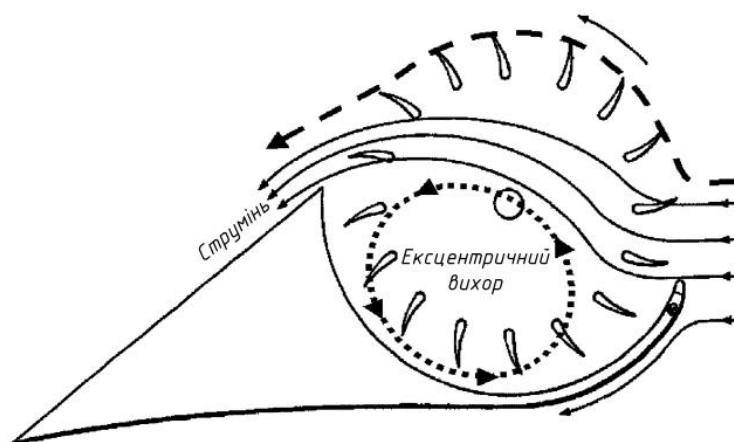


Рисунок 1.43. Переріз крила з встановленим роторним рушієм, що використовується у FanWing [78]

Для демонстрації концепції FanWing було виконано кілька експериментальних програм. Перші дослідження в аеродинамічній трубі для тестової секції крила були проведені Албані і Піблзом [79] в Римському університеті, внаслідок чого отримана як візуалізація потоку, так і дані про характеристики, останні включали коефіцієнти підйомної сили і лобового опору. Досить швидко були опубліковані роботи на схожу тему вченими Форшоу [80] і Коглером [81] з Імперського коледжу Лондона, які підтвердили, що ключовим параметром ефективності схеми є відношення тангенціальної швидкості лопаті вентилятора до швидкості літака при нульовому куті атаки, що називається Tip Speed Ratio (TSR). Швидкість для розрахунку TSR визначалась за зовнішнім діаметром робочого колеса тангенціального роторного

рушія, нормованого до швидкості вільного потоку. Отже, відносно коефіцієнта зміщення цей параметр має наступний вигляд: $TSR = 1/J$. Коглер вказував, що стан нульового опору досягається на значеннях TSR близьких до 2,7, де коефіцієнт підйомної сили складає майже 6 одиниць. В той же час максимальні значення коефіцієнта підйомної сили понад 10 були виміряні за низьких швидкостей потоку відносно до обертання ротору. Однак досліджувались досить недосконалі моделі, тому як буде описано далі концепція FanWing значно вдосконалювалась за рахунок оптимізації геометрії, результатом чого була підвищена ефективність.

Дуддемпуді та група вчених, що з ним працювали [82], провели дослідження з використанням методів URANS з метою оптимізації форми профілю для схеми Fan-Wing. Згідно з їх результатами, більша частина підйомної сили генерується в області вентилятора завдяки ефекту всмоктування вздовж відкритих лопатей вентилятора. Результат їх роботи на той час був вражаючим, оскільки за рахунок оптимізації носової частини профілю вдалося досягти суттєвого зниження коефіцієнта тиску для системи з крила та роторного рушія. На рисунку 1. 44 показано розподіл статичного тиску навколо крила FanWing.

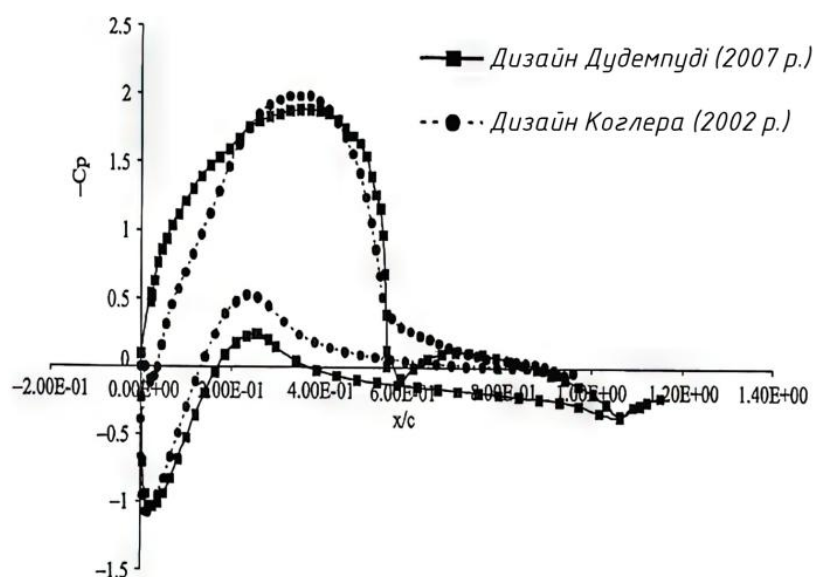


Рисунок 1.44. Розподіл статичного тиску для типового крила FanWing [82]

Інші дослідження, зокрема проведені Слімане та ін. [83], використовували широкий набір методів, включаючи CFD (комп'ютерну аерогідродинаміку) та показані на рисунку 1.45. Було розглянуто формування потоку, та турбулентних вихорів всередині ротора і за його межами, при використанні носового виступу, та без нього. Для крила без виступу ефект формування вихора поза роторним рушієм є нехарактерний, оскільки турбулентність не має часу сформуватися і відмітається вхідним потоком.

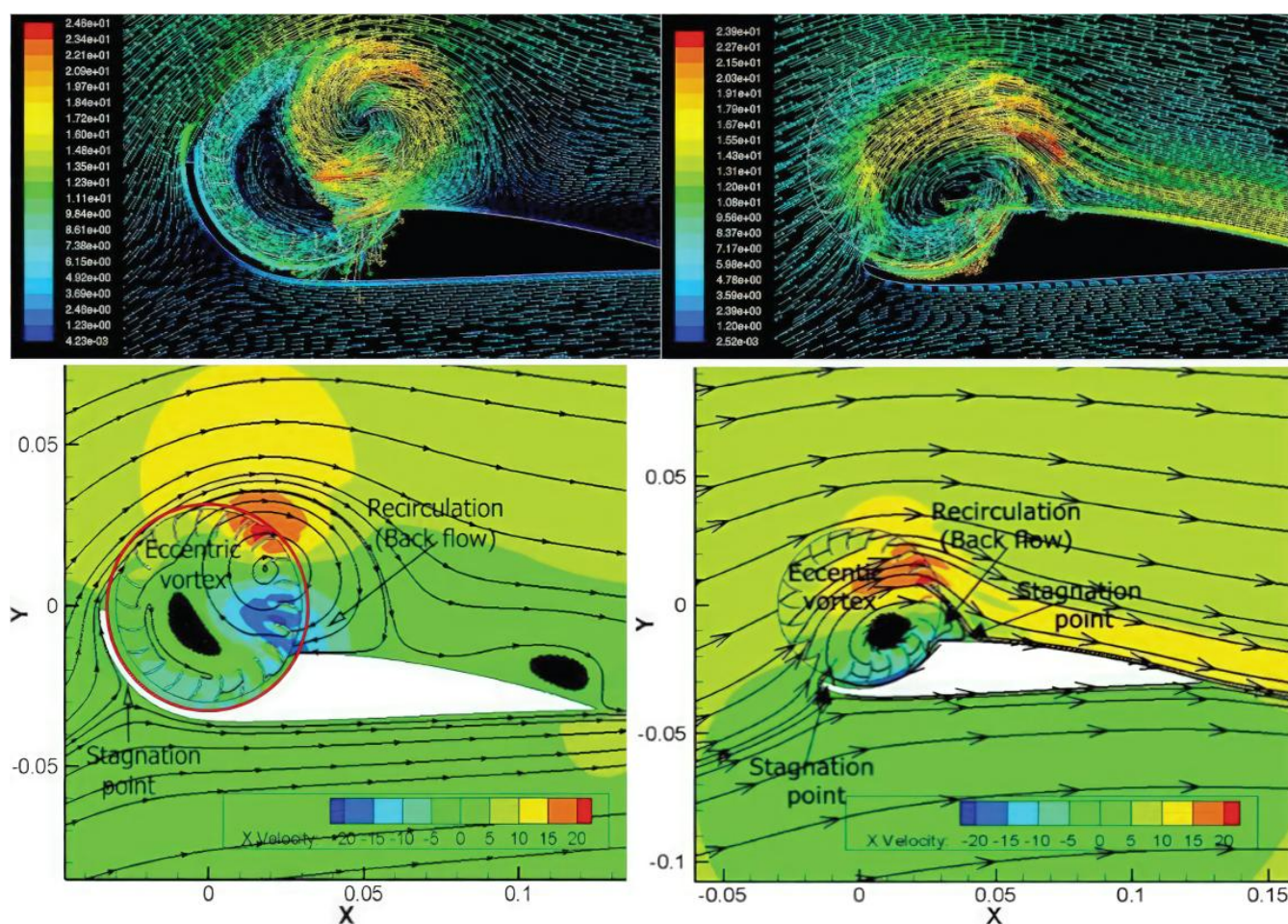


Рисунок 1.45. Порівняння векторів швидкості та ліній потоку між профілями [83]

З цих результатів випливає, що загальне поле потоку всередині вентилятора має схожий вигляд на звичайні тангенціальні вентилятори при $TSR > 1$. Зокрема по аналогії до тангенціальних вентиляторів, які мають кожух, рисунок 1.15, існує

область наскрізного потоку зі значним звуженням проточного каналу, вихрова область всередині вентилятора та "відкрита" область завихрення (В). У порівнянні з потоком у тангенціальному вентиляторі, ексцентрична вихрова область (С) виглядає більшою, тоді як область наскрізного потоку (А) меншою. Важливою особливістю є те, що для концепції FanWing важливу роль відіграє підтримання прилипання потоку до всмоктувальної поверхні, та поверхні, що знаходиться за роторним рушієм.

Працює концепція FanWing за наступним принципом: якщо йти від носової частини профілю крила вздовж повороту лопаток ротору, то на початковому етапі, вони не допускають розбиття потоку, та всмоктують повітря попереду. Наближаючись до традиційної області (В), можна спостерігати зміну певних параметрів по аналогії з тангенціальними вентиляторам з кожухом, де ротор частково працює за принципом гребного колеса. Однак через відкриту область та значно нижчий тиск всередині ротору повітря в незначній мірі підтягується до середини навіть коли всмоктування відбувається перпендикулярно до напрямку руху, а основний об'єм повітря при цьому за рахунок ефекту Магнуса "проковзує" вздовж дотичної поверхні лопаток, та прямує вільно далі з додатковим імпульсом покинувши зовнішню поверхню ротору, рисунок 1.45. Через утворення значної області всмоктування біля входу вентилятора, відбувається суттєве зменшення тиску попереду аеродинамічного профілю, що сприяє високим характеристикам підйимальної сили в даній області. Слід зауважити, що потік має складові як у напрямку підйому, так і в напрямку тяги, за областю впуску (всмоктування) в області протікання повітря (А), утворюється струмінь високої швидкості, який в подальшому й обтікає крило. Струмінь має радіальні та тангенціальні складові швидкості, остання залежить від кількості роботи, яку отримує потік, проходячи через вентилятор. Ексцентричний вихор (область С), відіграє важливу роль у створенні сили тяги, лобового опору, та підйомної сили. Тому необхідне правильне узгодження для місця формування вихору, кута викиду струменя і поверхні

аеродинамічного крила, що й було частково досліджено за допомогою CFD, Дуддемпуді та іншими дослідниками [82].

Внаслідком неперевершеної унікальності розробки концепція FanWing набула широкого розголосу, та була втілена в кількох поколіннях моделей літаків, які успішно здійснили серію польотів. І хоча час робить свою роботу, нові моделі продовжують створюватись по сьогоднішній день за участю все більшої кількості вчених. На рисунку 1.46 представлена найбільш популярна модель літака, яка брала участь у Фарнборо в 2010 році.



Рисунок 1.46. FanWing у Фарнборо в 2010 році [84]

Для підвищення горизонтальної швидкості польоту один з літаків, що пройшов льотні випробування, був модифікований, щоб використовувати нову компоновку - OHS з двома хвостами, яка переміщує хвости від потоку вентилятора і потоку крила безпосередньо за крилом, в положення, де вони можуть використовувати висхідний потік від вихорів на кінцевих частинах крила, рисунок 1.47. OHS було вперше розроблено і запущено на радіокерованих моделях понад 20 років тому професором Джоном Кентфілдом [85, 86] з Університету Калгарі. Сейфанг [87] вивів правила проектування для оптимального використання OHS і оцінив експлуатаційні переваги цієї технології.

Льотні випробування FanWing з подвійним хвостовим оперенням OHS показали як підвищену стабільність польоту, так і зниження лобового опору, що призводить до збільшення швидкості польоту. Крім того, коли елевони в хвостовій частині OHS використовуються диференційовано, вони можуть забезпечувати управління по крену, а також управління по тангажу. Це дозволяє побудувати просте крило без елеронів. Як і в дослідників що працювали раніше використовувався незалежний привід на лівій і правій сторонах крила, в результаті чого, ротори можуть бути використані для забезпечення ефективного управління польотом літака. Все це робить вибір такого рушія ідеальним для літаків з вимогами STOL, але окрім низької швидкості відриву для літаків даного типу була також характерна й низька швидкість горизонтального польоту.



Рисунок 1.47. FanWing у Фарнборо в 2010 році [81]

До сучасних напрямів дослідження за даною тематикою долучаються також й розробники гелікоптерів, які постійно працюють над різними варіантами систем, які можуть замінити хвостовий гвинт. Основний недолік, якого полягає в небезпеці для людей на землі та самого гелікоптера, якщо торкнутися гілки дерева, дроту чи іншого перешкоджаючого об'єкту, що особливо характерно для вертольотів невеликого розміру. Нова система протидії обертовій силі запропонована повинна мати мінімальний вплив на аеродинамічні характеристики гелікоптера, щоб

уникнути складних динамічних явищ, таких як аеродинамічне зв'язування з іншими компонентами гелікоптера, зменшити аеродинамічний шум та уникнути аеродинамічних сил, які складно контролювати. Крім того, система протидії обертівій силі повинна бути простою у використанні та управлінні. Метою ідеї Себастьяна, Алесандро та Маріуса з Airbus Гелікоптерс [88] є створення та тестування пристрою протидії обертівій силі з використанням тангенціального роторного рушія під час розробки, головна ціль була в підтвердженні його здатності створювати бічну силу, зображено на рисунку 1.48. У їхніх роботах було проаналізовано взаємозв'язок між бічною силою та потужністю шляхом зміни швидкості обертання.

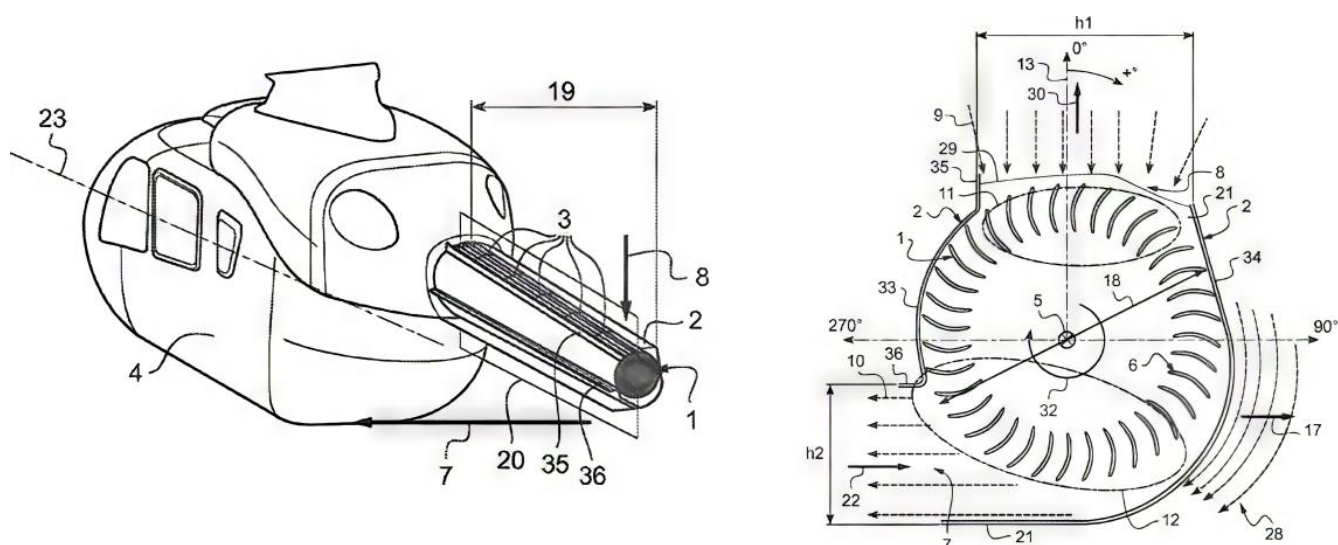


Рисунок 1.48. Схема хвостової балки вертольота з тангенціальним вентилятором [88]

Моделюванням аеродинамічних характеристик, та аналізом пристрою на реальному гелікоптері займалися переважно китайські вчені [89-92] впродовж останніх 20 років, вони використовували метод CFD, результати якого перевіряються на експериментальних даних, представлених фізичними експериментами. Нова система протидії обертівій силі за їхнім задумом має мінімальний вплив на аеродинамічні характеристики гелікоптера, щоб уникнути

складних динамічних явищ, таких як аеродинамічне зв'язування з іншими компонентами гелікоптера. Здатна зменшувати аеродинамічний шум та уникнути аеродинамічних сил, які складно контролювати. На додачу до цього, розміщення впускного апарату під кутом в 90 градусів дозволяє використовувати корисний швидкісний напір від основного гвинта підвищуючи таким чином ефективність системи з роторним тангенціальним рушієм, рисунок 1.49-1.50.

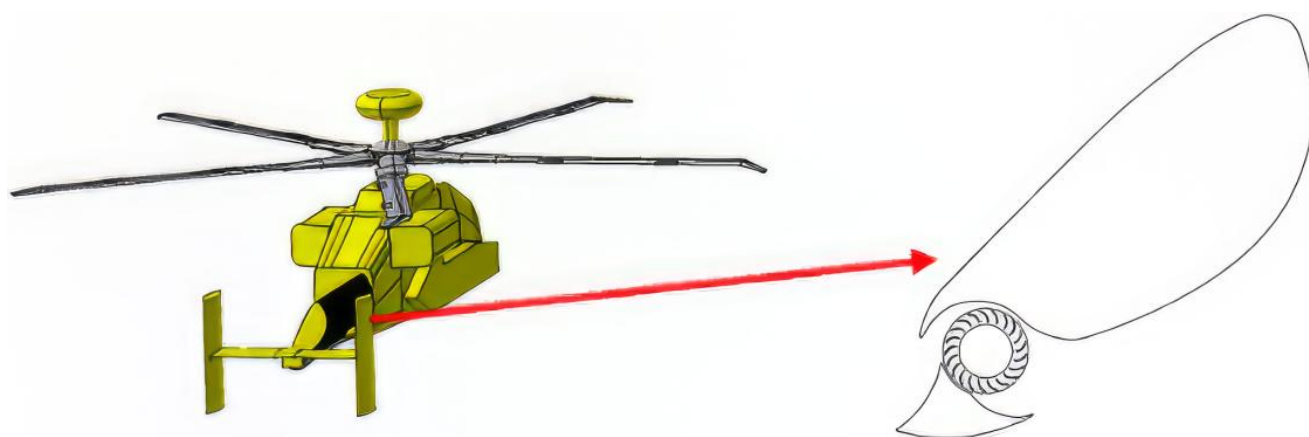


Рисунок 1.49 Модель гелікоптера без хвостового гвинта з двовимірним перерізом профільованої хвостової балки в яку вбудовано роторний рушій наскрізного потоку[91]

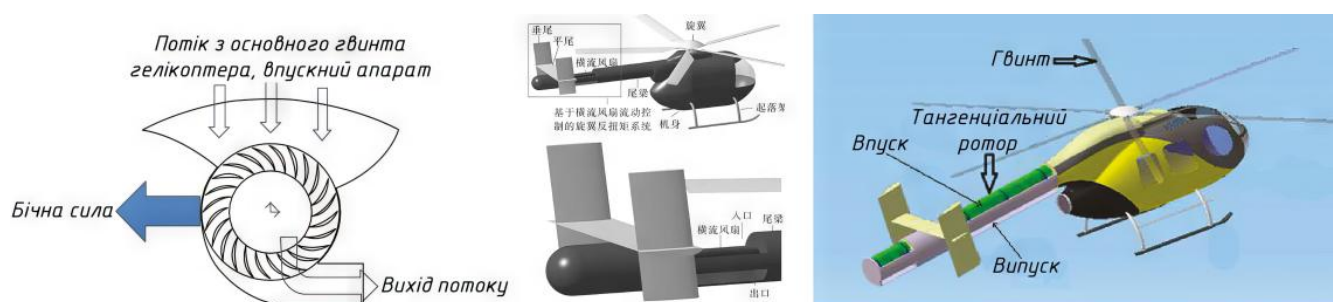


Рисунок 1.50. Легкий гелікоптер з тангенціальним роторним рушієм відкритого типу [92]

Для легкого вертольота було побудовано розрахункові, а потім й експериментальні залежності, які відображають переваги даного типу рушія, з чого

слідуює, що в недалекому майбутньому можливе поширення даної технології саме в даному напрямку авіаційної техніки, рисунок 1.51.

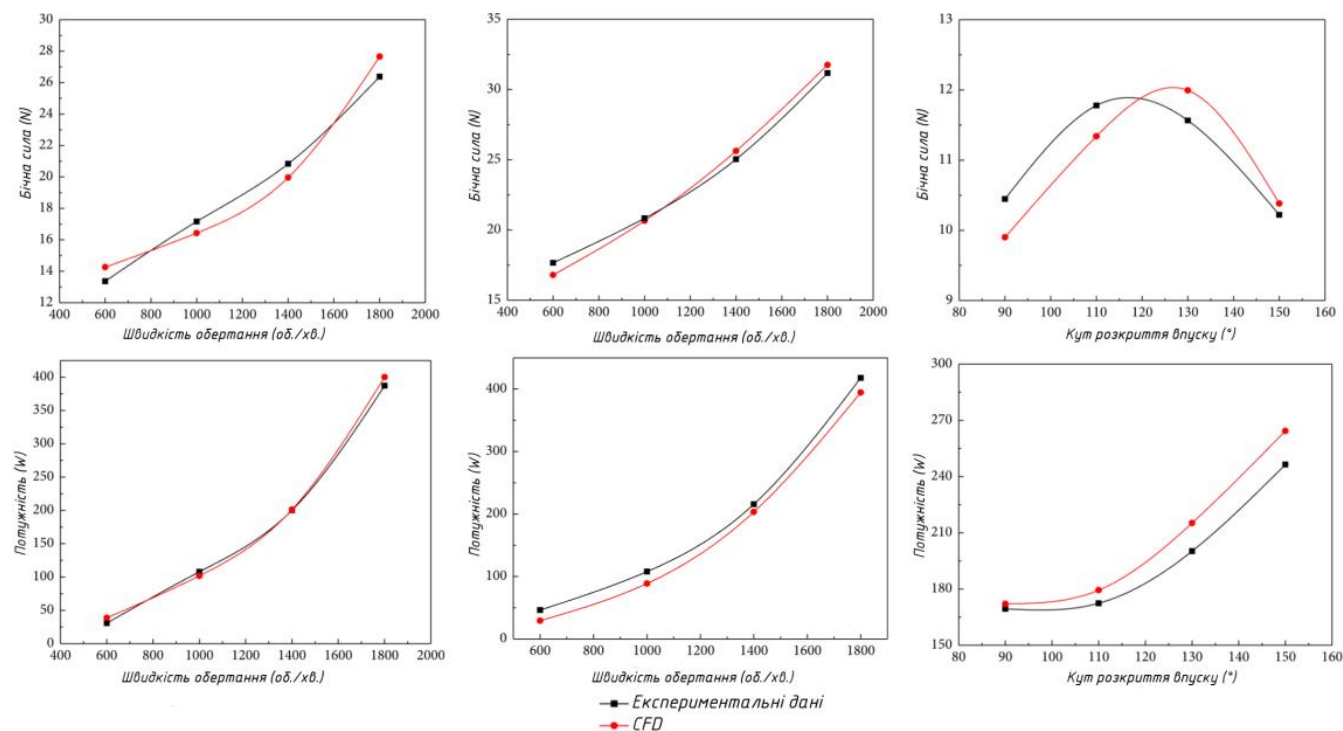


Рисунок 1.51. Графіки залежностей бічної сили, та потужності в залежності від швидкості обертання тангенціального ротору за умови додатково прискореного потоку з основного гвинта зі швидкістю 5 м/с та 10 м/с, а також в залежності від форми впускного апарату [92]

Також автори розглядали не лише роторний рушій, а й шукали шляхи щодо вдосконалення системи в яку входить хвостова балка нового типу, разом з роторним рушієм гелікоптера. На рисунку 1.52 показано як можна покращити картину обтікання даної схеми за умови використання дефлекторів потоку від основного гвинта.

Одною з останніх розробок що було запропоновано на даний момент є ідея від Белл Гелікоптерс Текстрон Інк [93]. Та полягає в створенні хвостової балки з малогабаритним тангенціальним роторним рушієм відцентрового типу дії на кінці,

та каналною структурою, яка може регулювати впуск, та випуск повітря змінюючи свою форму, рисунок 1.53.

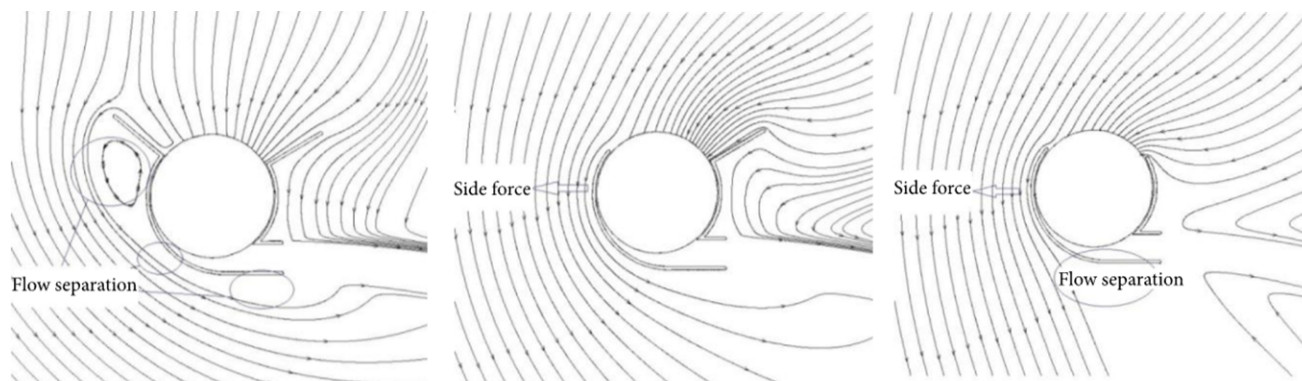


Рисунок 1.52. Візуалізація обтікання хвостової балки з тангенціальним роторним рушієм за умови використання додаткових дефлекторів [92]

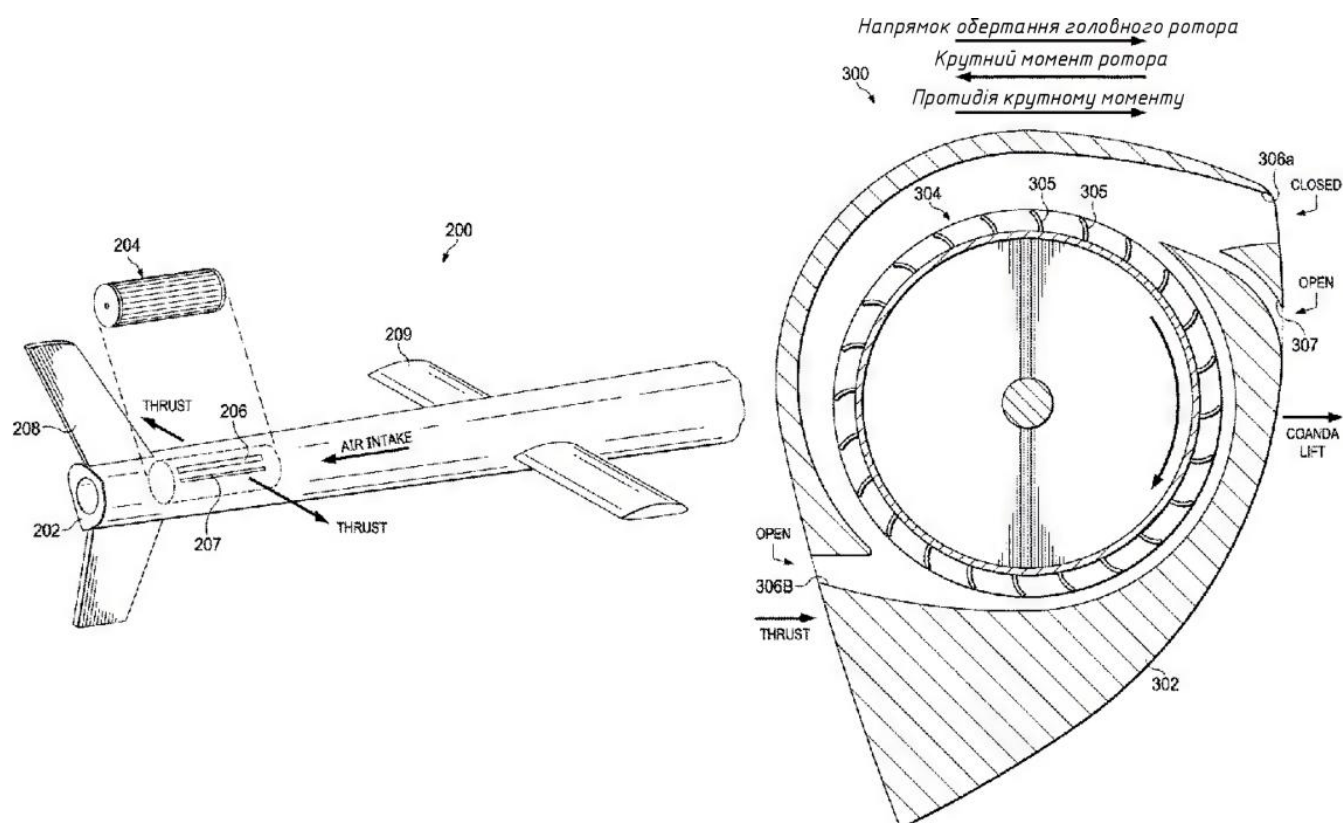


Рисунок 1.53. Патент Белл Гелікоптерс, щодо встановлення тангенціального роторного рушія з каналною структурою [93]

В цілому інтерес до літаків з тангенціальними роторними рушіями в останні роки дещо знизився, та від експериментальних досліджень перейшли в напрямку комп'ютерного моделювання. Розрахункові моделі з підвищенням їх складності стали все більш спеціалізовані, і як результат менш придатні для загального аналізу роторних рушіїв, та мають великі похибки. Так само як і розрахунки за допомогою CFD алгоритмів в більшості випадків дають результати низької точності, а розрахунки тривимірних моделей вимагають значних ресурсів в часі, та обладнанні [94]. Проте з широкої вибірки можна виділити роботи чисельні роботи китайських вчених, одна з яких, Ду Сіліанга та Тан Чженфея є досить фундаментальною [95], в своїй роботі автори проводять дослідження літака виконаного за конструктивною схемою тандем з використанням крил, в конструкцію яких покладено принципи Fan-Wing. За допомогою чисельного моделювання було розраховано підйомну силу і тягу крил при зміні відстані, висоти і кута установки переднього і заднього крил, а також проаналізовано правило взаємодії аеродинамічних характеристик між переднім і заднім крилами. Крім того, була розроблена модель для випробувань в аеродинамічній трубі, з якою були порівняні результати чисельних розрахунків. Результати показують, що на певній висоті, відстані та куті установки аеродинамічні характеристики тандемного крила вентилятора значно покращуються у порівнянні з однокаскадною схемою. Таким чином, переваги тандемного крила мають хороші перспективи для розвитку і застосування. Принципову схему, та натурну модель, для яких встановлено аеродинамічні характеристики та залежності, наведено на рисунку 1.54.

За допомогою методу CFD досліджено конфігурацію тандемного крила вентилятора. Чисельна схема перевірена експериментами, виконаними на моделі з одним крилом. Аеродинамічні характеристики цієї конфігурації досліджено для різних взаємних положень крил. Показано, що підйомна сила моделі зростає до певної відстані між двома крилами в напрямку вільного потоку, а потім залишається сталою, але її тяга покращується лише тоді, коли ця відстань залишається малою.

Також досліджено вплив відстані між крилами по нормалі до напрямку вільного потоку на аеродинамічні характеристики конфігурації і показано, що найкращі показники досягаються, коли ця відстань близька до нуля. Крім того, досліджено характеристики конфігурації для різних кутів установки. Визначено, що зміна кута установки не покращує підйомну силу, але має незначний вплив на тягу. На рисунку 1.55 показано картини обтікання за різних умов установки крил, данні з яких були проаналізовані та зведені до графіків.

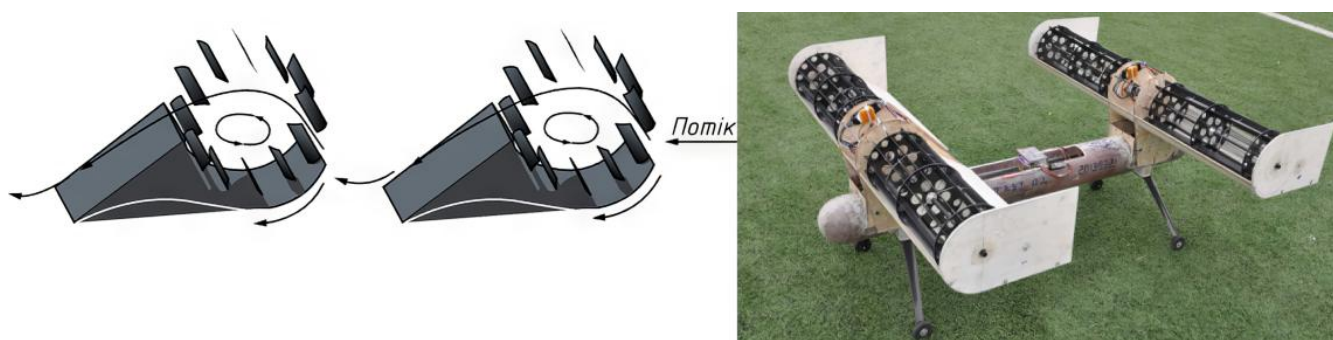


Рисунок 1.54. Концептуальна схема БПЛА з тандемним тангеніальним роторним рушієм [95]

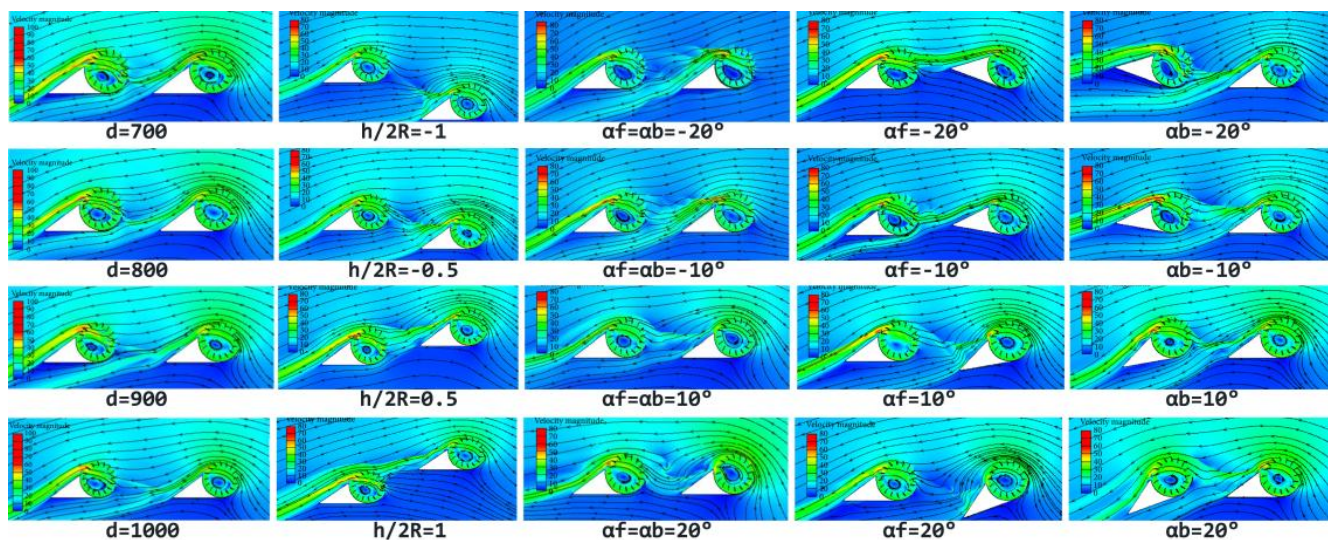


Рисунок 1.55. Картини обтікання за різних варіацій установки тандемного крила з роторним рушієм [95]

В військово-морській аспірантурі Монтерей, Каліфорнія [96-99] з кінця 2000-х років велися дослідження літальних апаратів з тангенціальними та циклоїдними роторними рушіями. Основна частина роботи була направлена на визначення ефективної системи ротора та корпусу які здатні забезпечити достатнє співвідношення тяги до ваги для вертикального зльоту і посадки, близько 6 років всі дослідження проводилися переважно шляхом комп'ютерного моделювання, однак в 2013-му році отримала реалізацію та було проведено натурні випробування. Для виконання цього завдання в SolidWorks було спроектовано 20-лопатевий ротор діаметром в 78мм (3 дюйми) та імпортовано в ANSYS/CFX, яка була використана для аналітичного визначення тяги, що генерується при швидкостях в діапазоні від 4 000 об/хв до 10 000 об/хв. Після позитивного попереднього результату була виготовлена модель з вуглецевого волокна, випробування якої відбувалися на швидкостях від 4 000 об/хв до 9 700 об/хв. Маючи багатообіцяюче співвідношення тяги до ваги було побудовано повноцінну платформу для початкових випробувань з двома двигунами і чотирма тангенціальними роторними рушіями. Корпус був виготовлений також з вуглецевого волокна і протестований експериментально в поєднанні з двигуном Scorpion 4025. Корпус і ротор були інтегровані в платформу для експериментів з вертикального зльоту та посадки. Початкові випробування платформи були успішними і згенерували достатню тягу для вертикального зльоту, рисунок 1.56.

Досить цікавою також є робота Саїда Алі Хусейна, Тайяба Алама, Усама Наїма, Рахімуль Алама, та Хадер Абу, щодо виконання літака конструкції Fan-Wing, практично повністю з деревини [100]. В даній роботі автори розповідають повністю свою технологію виготовлення літака, та наводять невелику кількість розрахунків. Ідея головним чином полягає у простоті реалізації з урахуванням екологічності, а також дешевизни матеріалів. На базі НН ІАТ за попередні роки було добре відпрацьовано технологію, щодо виготовлення силових елементів з бамбуку, вибір даного специфічного матеріалу дозволяє досягати суттєвого зниження маси

літального апарату, або ж підвищення міцнісних характеристик літального апарату, та отримати значні переваги під час експлуатації у порівнянні з деревиною.



Рисунок 1.56. Випробування платформи на максимальну тягу [99]

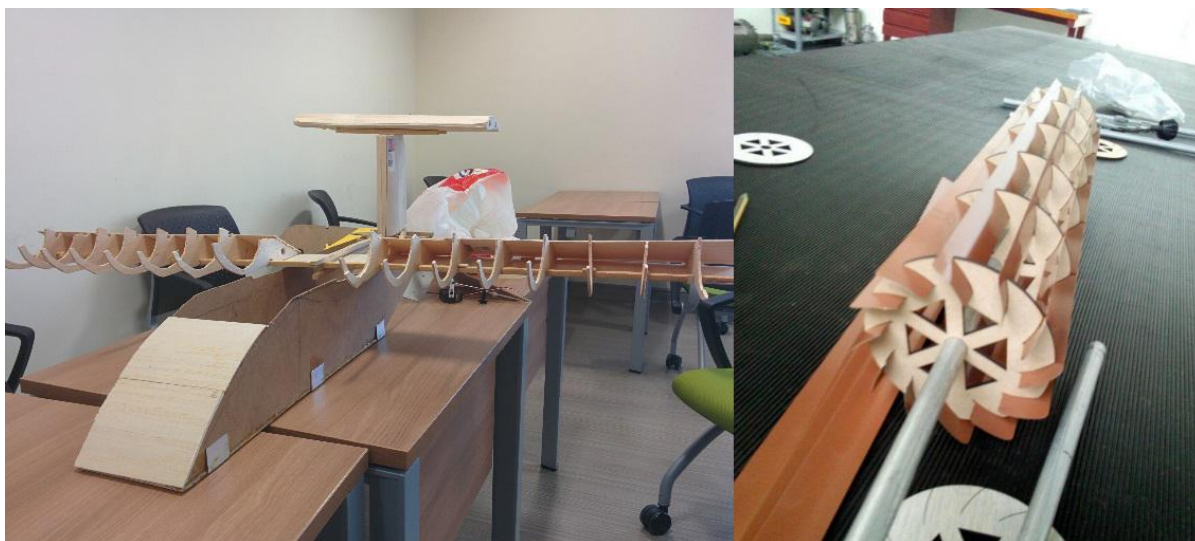


Рисунок 1.54. Модель літака Phantom FanWing [100]

Починаючи з 1938 року, було запропоновано і досліджено широкий спектр концепцій літальних апаратів з силовою установкою представленою тангенціальним

ротормим рушієм та керуванням потоком повітря. Багато з цих концепцій описані лише в якісному сенсі, або в деяких випадках технічні дані не були опубліковані. Однак, нещодавно було розроблено ряд інтегрованих конфігурацій вентилятор-крило з використанням комбінованих експериментальних і розрахункових інструментів; останні використовують метод CFD ковзної сітки URANS і дозволяють конструкторам детально проаналізувати базові характеристики системи. Ці обчислювальні методи забезпечують основу для дослідження та оптимізації майбутніх конструкцій.

Вивчаючи нові конструкції, варто надати класифікацію різних варіантів інтеграції крила-ротормого рушія. Це можна зробити, почавши з вибору розташування вентилятора вздовж хорди: в передній, середній або задній частині крила. Вентилятор може бути повністю вбудований в крило або мати бічний зсув у бік верхньої, або нижньої поверхні (наприклад, рис. 1.28). Вхідний отвір може бути розташований на верхній, нижній, або передній поверхнях, або на їх комбінації (наприклад, рис. 1.30). Випускний отвір вентилятора може бути розташований на задній кромці крила, на верхній, або нижній поверхні, і він може регулюватися, забезпечуючи векторування тяги тягу, або він може бути сконфігурований у вигляді закрилків (наприклад, рис. 1.40). У кожній з цих можливих компоновань вентилятор може використовуватися для забезпечення цілого ряду можливостей тяги та управління потоком. На рівні системи діаметр вентилятора відносно хорди і товщини крила є ключовими факторами, поряд з коефіцієнтом випередження. Слід також зазначити, що стабілізатори потоку від завихрення на вході вентилятора мають тенденцію створювати високе навантаження на першому ступені лопатей і зменшують навантаження на другому ступені, це можна побачити в аналізі досліджень Бушнелла [101]. Надмірний рівень завихрення може призвести до зупинки обертання на першому ступені, тому, залежно від деталей інтеграції вентилятора з крилом, може знадобитися перенаправлення потоку за допомогою напрямних лопаток.

Дотепер більшість робіт з інтеграції вентилятора з крилом носили спеціальний характер, і межі крейсерського числа Маха не були детально вивчені. Аналогічно, велика частина робіт, спрямованих на сам вентилятор для застосування в літаках, була зосереджена на вузькому діапазоні конструкцій корпусів вентиляторів. Тому покращення продуктивності вентилятора і високоефективні концепції інтеграції вентилятора з крилом можуть бути досягнуті шляхом систематичного вивчення і оптимізації. Ці концепції можна вивчати на системному рівні, включаючи системи приводу і живлення (наприклад сонячна енергія), гібридні комбінації з іншими рушійними установками, а також можливість включення засобів підвищення плавучості. Застосування поперечно-поточних вентиляторів для авіаційних силових установок і контролю потоку буде пов'язано з багатьма проблемами включаючи контроль шуму, конструкції, системи приводу, стійкість літака і керування польотом. Ці теми виходять за рамки цієї статті, але ми завершуємо цей розділ коротким обговоренням шуму.

Шум від тангенціального роторного рушія, як і у випадку з іншими вентиляторами, можна класифікувати за тональним і широкосмуговим складом. Тональний шум генерується періодичною взаємодією потоку з поверхнею і виникає на частоті проходження лопатей та її гармонік. Широкосмуговий шум створюється випадковими взаємодіями потоку з поверхнею всередині вентилятора і турбулентним зсувним потоком на виході з вентилятора (реактивний шум). Виходячи з аероакустичної шкали потужності звуку [102], струменевий шум є відносно слабким у розподілених інтегралах крила вентилятора з наскрізним потоком через низьку швидкість струменя, а шум від взаємодії потоку з поверхнею буде домінувати. Ці взаємодії потоку з поверхнею поведуться як дипольні акустичні джерела, а їхня випромінювана звукова потужність масштабується шостим степенем характерної швидкості потоку і квадратом характерного масштабу довжини джерела. Відповідними масштабами довжини для тангенціального роторного рушія є діаметр і проліт робочого колеса, а швидкість на кінчику колеса є відповідною

характеристичною швидкістю, тому рівень шуму для конкретної конструкції вентилятора і умов експлуатації може бути масштабований відповідним чином. Основним джерелом шуму в системі є нестационарне аеродинамічне навантаження через взаємодію лопаті зі стінкою, і цей процес особливо важливий на вихровій стінці. Шум, що генерується таким чином, має високу тональність, і значна частина робіт з проектування вентиляторів для кондиціонування повітря зосереджена на тому, щоб знайти компроміс між перевагами продуктивності та низьким рівнем шуму. Як зазначалося раніше, для розподілу тонального шуму використовуються методи дефазифікації, такі як нерівномірна відстань між лопатями, а для прогнозування акустичного спектру і діаграми спрямованості застосовуються методи аероакустичного прогнозування [103, 104]. Широкопasmова генерація шуму в вентиляторах відбувається за рахунок взаємодії лопатей з турбулентністю притоку і примежового шару на обох ступенях, а також за рахунок взаємодії лопатей з вихором. Контроль шуму за допомогою акустичної прокладки у вхідному і вихідному каналах вентилятора є можливим, а розташування вентилятора на верхній поверхні сприяє зменшенню шуму на рівні землі за рахунок переривання лінії прямої видимості на вентилятор. Наразі існує мало даних щодо шуму тангенціальних роторних рушіїв для застосування в літаках, однак попередні випробування, наведені в роботі [60], стосуються проблем шуму, що виникають при роботі вентиляторів з наскрізним потоком, розглядаються проблеми шуму як з точки зору роздратування, так і з точки зору акустичної втоми. У джерелі наводяться вищі рівні шуму, ніж у звичайних пропелерів рівної потужності, але відзначає можливі варіанти зменшення шуму, такі як регулювання зазорів між крильчаткою і стінкою.

Висновки до розділу 1

1. Вперше настільки глибоко вивчено, систематизовано та представлено в історичній послідовності становлення тангенціальних вентиляторів та шляхи їх впровадження в авіації.

2. Проаналізовано конструкцію тангенціального вентилятора та його відмінності від типових в авіації силових установок: наявність ротора барабанного типу, що має велику кількість вигнутих лопатей для нагнітання повітря; створення рівномірного потоку вздовж ротора в результаті однакової сили всмоктування та викидання повітря через барабан; більш безпечної, зручної в розміщенні та надійної у порівнянні з відцентровими вентиляторами структури.

3. Розглянуті та визначені причини недостатньої уваги з боку вчених щодо тангенціального вентилятора. Оскільки тангенціальний вентилятор по своїй природі складніший за конструкцію вентилятора відцентрового типу, на початку створення технологій вентиляторів досить сильна перевага була віддана саме відцентровим силовим установкам. Завдяки своїм зручним для експлуатації габаритам та можливості досить легко інтегруватись у прилади, тангенціальні вентилятори знайшли своє місце у сфері побутової техніки, особливо біля теплообмінників, виконуючи функцію кондиціонування, проте не набули широкого застосування в якості пропульсивної установки в авіації через свою технологічну складність.

4. Виявлено перспективу використання тангенціальних вентиляторів на літальних апаратах: установка в хвостові балки гелікоптерів для стабілізації у повітрі та зменшення ризику аварій за рахунок їх компактності порівняно з відцентровими вентиляторами, підвищення безпеки для вертольоту та пасажирів; використання тангенціальних силових установок для вертикального зльоту та посадки на цивільних літаках, винищувачах та БПЛА з метою зменшення їх розмірів і шуму.

5. Досліджено та вперше описано перспективність пропульсивних систем з тангенціальним роторним рушієм в конструкції крила завдяки перевагам, які описані в даному розділі. Встановлення тангенціального роторного рушія дозволяє також використовувати його як для горизонтального, так і вертикального польоту в залежності від схеми.

Розділ 2. МЕТОДИ ТА ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ТАНГЕНЦІАЛЬНИМ РОТОРНИМ РУШІЄМ

2.1. Основний огляд розділу

У цьому підрозділі дослідження визначено оптимальні параметри адаптивного крила з роторним рушієм, для застосування під різні умови використання літальних апаратів та проаналізовано процеси обтікання для кожного з випадків. Основне завдання дисертаційного дослідження – створення алгоритму для аеродинамічного проектування адаптивного крила з тангенціальним роторним рушієм та вибором його параметрів. Головною проблемою вирішення даної задачі є відсутність науково-методичного апарату для розрахунку та експериментального дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату з тангенціальним роторним рушієм.

Актуальність дослідження визначається потребою в розширенні можливостей літальних апаратів, завдяки новим аеродинамічним схемам та нововведенням у старих, зокрема для реалізації режимів короткого, або ж вертикального зльоту та посадки. Отримання таких властивостей пов'язане із потребою в суттєвому збільшенні тяги літального апарату, а також у підвищенні несучих властивостей літального апарату, зокрема в значному збільшенні максимального коефіцієнта підйомної сили крила.

2.2 Концепція розрахунку пропульсивного крила панельно-вихровим методом

У попередньому розділі ми розглянули спрощення розрахунків для тангенціального вентилятора, поділивши його потік на три окремі області, позначені як А, В і С. Ми також визначили наближені характеристики та співвідношення, включаючи втрати в системі вентиляції для проходячого потоку. Як було показано в

попередньому розділі, існує лише один метод для наближених обрахунків, і це використання механізму аналізу середньостатистичного потоку.

При створенні математичної моделі на першому етапі необхідно детально проаналізувати геометричну форму крила тангенціального вентилятора, а також процес потоку повітря навколо нього, з урахуванням роботи роторного рушія. На рисунку 2.1 наведено типові області, на які можна поділити крило для проведення наближених розрахунків аеродинамічних параметрів.

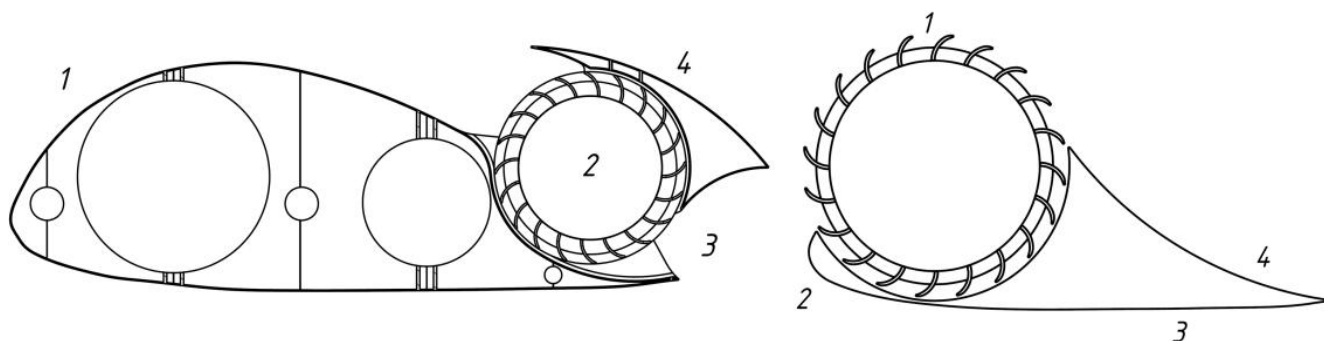


Рисунок 2.1 Перерізи пропульсивного крила та крила виконаного за схемою Fan-Wing

Оскільки частина цього профілю є стандартним авіаційним профілем, за винятком вирізу роторного рушія, для цієї ділянки ми можемо використовувати вже відомі залежності щодо розподілу тиску навколо базового профілю крила.

Сума підйомної сили: $L = \Sigma L_i$ (результуюча підйомної сили всіх областей), та сума опору: $D = \Sigma D_i$ (сума лобового опору у всіх областях). Перша область обтікання включає носок профілю, а також, в залежності від конструкції, 40-50% верхньої поверхні крила та всю нижню поверхню профілю крила. Для розрахунку цієї області можна використовувати більшість класичних теорій для крил з великою відносною товщиною профілю без суттєвих модифікацій.

Наприклад, можна використовувати панельно-вихровий метод, враховуючи параметри у двох варіаціях:

- інтегруючи коефіцієнт тиску c_p навколо аеродинамічного профілю відносно вільного потоку;

- використовуючи закон Кутта-Жуковського.

Панельно вихровий метод має переваги, такі як надійність та відносну простоту реалізації обрахунків на персональному комп'ютері. Однак очевидно, що обидва варіанти потребують експериментально-дослідної бази для кожного обрахунку нової нетипової геометрії, і тому не можуть бути використані для дослідних моделей без певних модифікацій та припущень.

За другим варіантом розрахунку за законом Кутта-Жуковського загальна ідея полягає в тому, що, якщо є аеродинамічний профіль, який обтікається безмежним потенційним плоско-паралельним потоком з відомою швидкістю, то можна накласти ряд приєднаних вихорів $\gamma(s)$ вздовж поверхні обтікання (s). Причиною виникнення цих вихорів є в'язкість рідини (див. рисунок 2.2), що призводить до створення циркуляції швидкості (Γ) у потоці, відмінному від нуля.

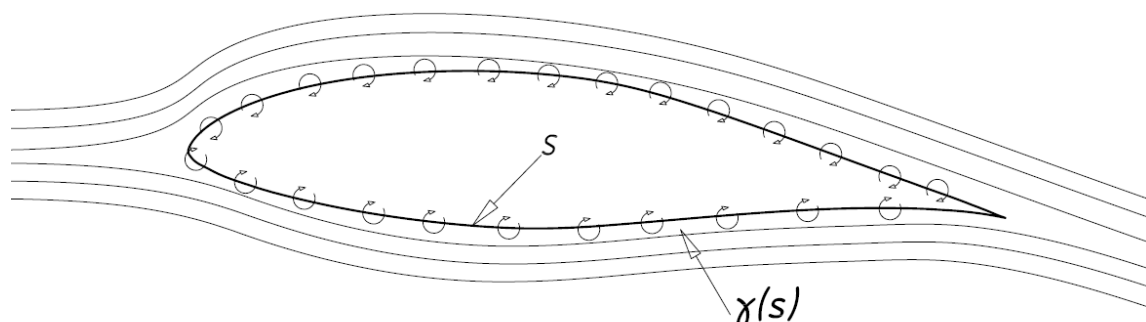


Рисунок 2.2 Модуляція вихрового слою навколо форми профілю

Якщо враховувати практичні обставини, припускаючи, що на початковий момент часу крило перебувало в стані спокою ($F_y = 0$, $\Gamma = 0$), то на перший погляд може здатися, що виникає суперечка з теоремою Томсона про незмінність циркуляції по рідинному контуру. Цей суперечливий момент можна легко пояснити, розглядаючи процес старту крила в нерухомому стані. З метою спрощення припустимо, що крило на початковий момент часу перебуває в стані спокою, а потім миттєво набуває швидкості, яка за модулем дорівнює v_∞ . Візьмемо рідинний контур

$\gamma(t)$, який має достатньо велику протяжність і охоплює крило на початковому та всіх наступних моментах часу. Згідно з теоремою Томсона:

$$\Gamma(\gamma(t)) = 0, \text{ для всіх } t \geq 0. \quad (2.1)$$

Отже, якщо в наступні моменти часу на профілі виникає підйомна сила, що проявляється як циркуляція Γ вздовж контуру, що безпосередньо охоплює профіль і відрізняється від нуля, то з теореми Томсона випливає, що всередині контуру $\gamma(t)$ мають місце вихори зі сумарною циркуляцією $(-\Gamma)$. Ці вихори залишаються у місці старту крила і отримали назву вихорів розгону (див. рисунок 2.3). Існування вихору розгону з віссю, паралельною розмаху крила, підтверджується модельними та природними експериментами.

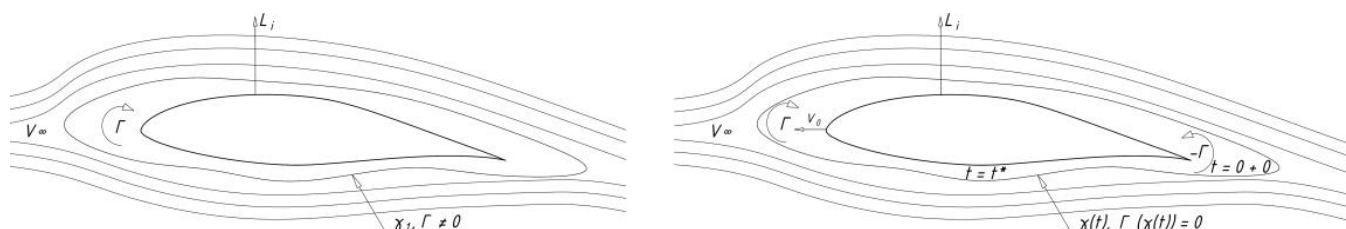


Рисунок 2.3 Формування розгонного вихору

Також підтвердження попереднього можна отримати з умови Кутта (див. рисунок 2.4), яка стверджує, що швидкість поблизу задньої кромки крила повинна бути направлена тангенціально відповідно до верхньої та нижньої поверхні крила:

$$\gamma_l = -\gamma_n. \quad (2.2)$$

Викладені судження дозволяють вважати, що зміна підйомної сили на крилі, тобто циркуляції навколо профілю завжди супроводжується появою вихорів, які компенсують зміну циркуляції на крилі. Такі вихори, відірвавшись від крила, рухаються разом з рідиною і називаються вільними вихорами. Якщо стаціонарний рух крила триває нескінченно довго, то вільні вихори не впливають на характер течії навколо крила.

Припустимо, що крило рухалося нескінченно довго з постійною швидкістю і постійним кутом атаки, так що вплив вільних вихорів на течію навколо профілю не

враховується. Повернемо рух назад і проведемо на достатньо великій відстані, де течія є однорідною, замкнутий контур γ_2 , що складається з рідинних частинок. У такому випадку контур γ_2 переміщується разом з рідиною. Очевидно, $\Gamma(\gamma_2) = 0$ і буде дорівнювати нулю доти, поки умови теореми Томсона виконуються, тобто доти, поки контур складається тільки з рідинних частинок.

У певний момент часу контур почне перетинати поверхню профілю, умови теореми Томсона не будуть виконані. З цього випливає, що вихрові лінії, що пронизують контур γ_1 , проходять через поверхню профілю, тобто на поверхні профілю утворюється вихровий шар, а рух рідини поза поверхнею профілю є потенціальним.

Далі для використання даного методу треба розбити профіль крила на n – кількість точок, та відповідно $n-1$ – кількість панелей (рисунок 2.4).

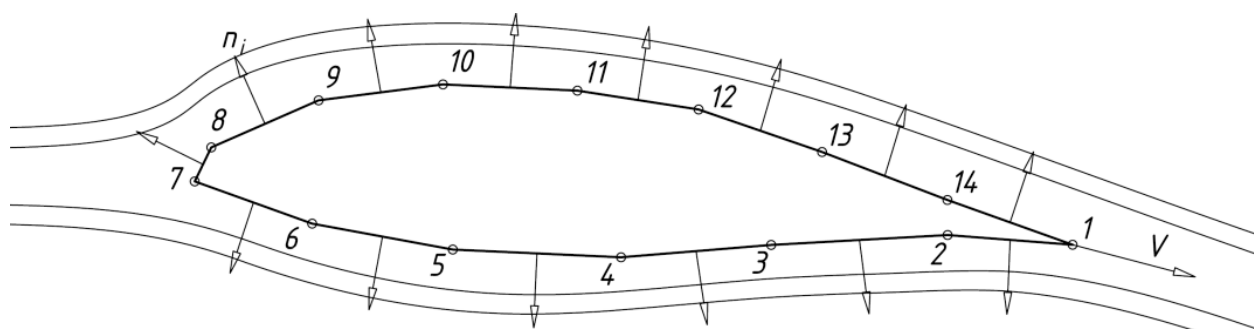


Рисунок 2.4 Аеродинамічний профіль крила з 13 панелей

Після чого необхідно ввести граничні умови, для цього необхідно кожній з панелей виділити контрольну точку, для якої буде проводитись розрахунок, при цьому швидкість буде направлена тангенційно до неї. Доцільніше за все її розмістити на геометричному центрі кожної з панелей (рисунок 2.5).

$$v_{cp_i} \cdot n_i = 0. \quad (2.3)$$

Знаючи, що підймальна сила від деякої панелі на одиницю довжини дорівнює:

$$L_i = \rho \cdot v_\infty \cdot \Gamma_i = \rho \cdot v_\infty \cdot \int_{\xi=0}^l \gamma(\xi) \cdot d\xi, \quad (2.4)$$

де ρ — щільність повітря, v_∞ — швидкість вільного потоку, Γ_i — циркуляція на панелі, $\gamma(\xi)$ — інтенсивність вихрового шару вздовж поверхні панелі, ξ — локальна координата вздовж осі панелі.

Що впливає з коефіцієнта підйімальної сили для циліндру, та загальної формули для визначення підйімальної сили:

$$C_L = \frac{\Gamma}{R \cdot v_\infty}, \quad L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2 \cdot c \cdot C_L, \quad (2.5)$$

де $c = 2 \cdot R$.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2 \cdot 2 \cdot R \cdot \frac{\Gamma}{R \cdot v_\infty} \quad (2.6)$$

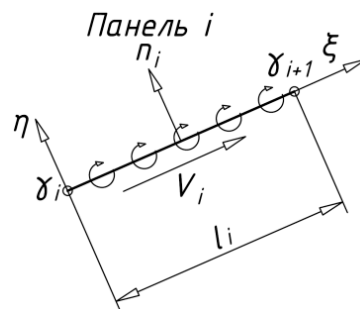


Рисунок 2.5 Геометричне зображення панелі за методом Кутти-Жуковського

Для кожної панелі приріст координати можна визначити як:

$$\Delta x = x_{i+1} - x_i, \quad \Delta y = y_{i+1} - y_i. \quad (2.7)$$

Також для розрахунків потрібні координати відносно ξ , та η :

$$\begin{Bmatrix} \xi \\ \eta \end{Bmatrix} = \frac{1}{l_i} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x & \Delta y \\ -\Delta x & -\Delta y \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} x - x_i \\ y - y_i \end{Bmatrix}, \quad (2.8)$$

де

$$l_i = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}. \quad (2.9)$$

Коефіцієнт підйимальної сили можна записати як:

$$C_{L_i} = \frac{L_i}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2 \cdot c} \cdot \int_{\xi=0}^1 (\gamma(\xi) \cdot d\xi) = \frac{2}{v_\infty \cdot c} \cdot \int_{\xi=0}^1 \left(\gamma_i + \frac{\gamma_{i+1} - \gamma_i}{l_i} \cdot \xi \right) \cdot d\xi, \quad (2.10)$$

під інтегралом введена лінійна варіація, яка визначає коефіцієнт збільшення завихреності.

Таким чином можна виразити диференціальну підйимальну силу, що створена однією панеллю.

$$C_{L_i} = \frac{l_i}{v_\infty \cdot c} \cdot (\gamma_i + \gamma_{i+1}). \quad (2.11)$$

Щоб отримати загальну суму коефіцієнта підйимальної сили, потрібно підсумувати весь вплив усіх панелей, і тому загальний коефіцієнт підйимальної сили є загальною сумою коефіцієнтів від елементарних панелей.

$$C_L = \sum_{i=1}^{n-1} C_{L_i} = \frac{1}{v_\infty \cdot c} \cdot \sum_{i=1}^{n-1} l_i \cdot (\gamma_i + \gamma_{i+1}). \quad (2.12)$$

З попередніх розрахунків ми можемо використати для розрахунку відносної швидкості вздовж крила наступні залежності:

$$\begin{Bmatrix} v_\xi \\ v_\eta \end{Bmatrix} = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot l_i} \cdot \begin{bmatrix} (l_i - \xi) \cdot \Phi + \eta \cdot \psi & \xi \cdot \Phi - \eta \cdot \psi \\ \eta \cdot \Phi - (l_i - \xi) \cdot \psi - l_i & -\eta \cdot \Phi - \xi \cdot \psi + l_i \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_i \\ \gamma_{i+1} \end{Bmatrix}, \quad (2.13)$$

де

$$\Phi = \text{atan}(2) \cdot (\eta \cdot l_i, \eta^2 + \xi^2 - \xi \cdot l_i); \quad (2.14)$$

$$\psi = \frac{1}{2} \cdot \ln \left(\frac{\xi^2 + \eta^2}{(\xi - l_i)^2 + \eta^2} \right); \quad (2.15)$$

$$\begin{Bmatrix} v_x \\ v_y \end{Bmatrix} = \frac{1}{l_i} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x & -\Delta y \\ \Delta y & \Delta x \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} v_\xi \\ v_\eta \end{Bmatrix}. \quad (2.16)$$

Які можна перетворити до вигляду:

$$\begin{Bmatrix} v_x \\ v_y \end{Bmatrix} = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot l_i} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x & -\Delta y \\ \Delta y & \Delta x \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} (l_i - \xi) \cdot \Phi + \eta \cdot \psi & \xi \cdot \Phi - \eta \cdot \psi \\ \eta \cdot \Phi - (l_i - \xi) \cdot \psi - l_i & -\eta \cdot \Phi - \xi \cdot \psi + l_i \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_i \\ \gamma_{i+1} \end{Bmatrix}, \quad (2.17)$$

де відповідно:

$$\begin{Bmatrix} v_x \\ v_y \end{Bmatrix} = [\text{Параметривпливу геометрії}] \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_i \\ \gamma_{i+1} \end{Bmatrix} \quad (2.18)$$

З формул вище можемо побачити, що в загальному вигляді вони є коректними лише для областей обтікання, без приросту швидкості за рахунок пропульсивної системи. Тому для отримання аеродинамічних параметрів крил, які отримують додатковий імпульс, дана модель не підходить головною причиною через те, що для розрахунку кожної з панелей необхідні виміри щодо швидкості над крилом з натурної моделі. Одночасно з цим локально збільшується число Рейнольдса $Re = v_\infty \times b$, що характеризує вплив сил в'язкості в рідині, та відповідно зменшується товщина примежового шару. Через відсутність можливостей точно спрогнозувати процес обтікання над панелями для кожного індивідуального випадку від даної моделі доведеться відмовитись (рисунок 2.6). Тому подальші модифікації залежностей хоч і можливі, та не будуть універсальні й стануть досить громіздкі й не призведуть до позитивного результату через зростаючу похибку у випадку наближеного прогнозування процесу обтікання за роторним рушієм над крилом.

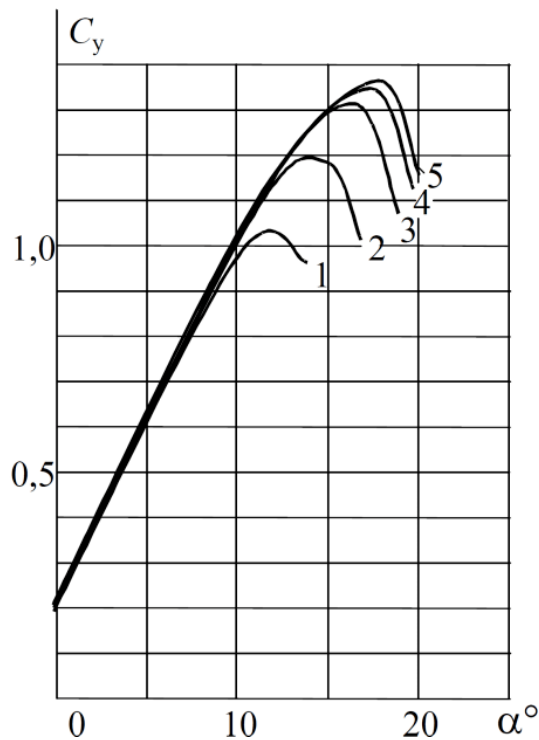


Рисунок 2.6 Вплив числа Рейнольдса на коефіцієнт підйимальної сили
(1 – $Re = 1,75 \times 10^5$; 2 – $Re = 6,5 \times 10^5$; 3 – $Re = 1 \times 10^6$; 4 – $Re = 2 \times 10^6$; 5 – $Re = 8,25 \times 10^6$)

2.2. Математичні моделі для обрахунку пропульсивних крил

Під час протікання струменя повітря по поверхні крила, шар газу рухається по криволінійній траєкторії, де в кожній точці є свій радіус кривизни. Це дозволяє розраховувати інерційний тиск газу в напрямку, перпендикулярному до швидкості.

Отже, зміну тиску можна розрахувати для крила в залежності від характеристик шару газу над його поверхнею. Швидкість течії газу при цьому можна змінювати в залежності від швидкості польоту ЛА і потоку повітря для крила $v_0 + v_p$.

На низьких швидкостях польоту, зокрема під час зльоту та посадки, динамічний тиск зазвичай не перевищує 3 кПа (приблизно 3% атмосферного тиску на рівні моря при швидкостях $M = 0,1 - 0,2$). Це означає, що він дуже малий відносно атмосферного тиску, і геометричне стиснення потоку стає візуально непомітним під час відображення струменевого обтікання навколо крила.

Для створення підйомної сили необхідно зігнути потік повітря так, щоб крило опинилося в зоні зміни напрямку потоку повітря. Цього можна досягти завдяки кривині верхньої поверхні крила, яка знаходиться в аеродинамічній тіні за носовою частиною крила.

При цьому нижня поверхня крила може бути плоскою, і обтікання буде відбуватися вздовж прямої, майже не створюючи розрідження. Або ж вона може мати криву поверхню, яка відкидає потік повітря вниз, створюючи позитивний приріст тиску від поверхні крила, і це додається до підйомної сили, створеної за рахунок розрідження над крилом.

Основною особливістю крила з товстим профілем є те, що перед ним утворюється зона гальмування повітря, де швидкість руху повітря стає практично нульовою відносно крила, і надлишковий тиск в цій зоні дорівнює або швидкісному напору, або динамічному тиску.

$$p_{v_0} = \frac{\rho \cdot v_0^2}{2}. \quad (2.19)$$

Так як область 1 пропульсивного крила займає більшу частину модифікованого профілю і повторює всі ті самі точки при побудові, і враховуючи наявність експериментальних даних у відповідності до таблиці профілів для невеликих кутів атаки, можна використовувати відомі коефіцієнти підйомної сили та лобового опору для цієї області. Однак, через додатковий розгін повітря по верхній частині профілю, ми можемо скористатися наступною формулою для розрахунку в тих випадках, коли є можливість визначити зміну тиску:

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}{2} + \Delta p \cdot S. \quad (2.20)$$

У даній формулі введено доданок $\Delta p \cdot S$, що враховує зміну тиску на поверхні крила через пропульсивну систему й зміну моменту імпульсу, що створюється розгоном повітря та сприяє збільшенню підйомної сили.

Ще можна використати наступну формулу, необхідними вхідними даними до якої є лише швидкість потоку та його розгін унаслідку всмоктування повітря пропульсивною системою на верхній поверхні крила:

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot (1 + \beta \cdot \Delta v / v)}{2}, \quad (2.21)$$

де Δv – зміна швидкості повітря на верхній поверхні крила через пропульсивну систему, $\beta = Q / \rho \cdot S \cdot v_{up} \cdot SF$, є параметром, що відображає кількість повітря, яке всмоктується пропульсивною системою на верхній поверхні крила (де $Q = dm/dt$ – розхід повітря, ρ – щільність повітря, S – площа верхньої поверхні крила, v_{up} – швидкість повітря над верхньою поверхнею крила, SF_t при цьому є геометричним параметром форми, який найбільше залежить від товщини профілю й визначений експериментально, таблиця 2.1). Ця формула допоможе нам врахувати вплив додаткового розгону повітря на верхній частині профілю та обчислити підйомну силу для даної області пропульсивного крила.

Остаточно формула має вигляд:

$$L_1 = \frac{C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \left(1 + \frac{Q}{\rho \cdot S \cdot v_{up} \cdot SF_t} \cdot \Delta v / v \right)}{2}. \quad (2.22)$$

Таблиця 2.1. Залежність коефіцієнту форми SF_t від товщини профілю

Товщина профілю, %	35	30	25	20	15	10	5
Значення коефіцієнту SF_t	92	99	105	120	145	180	230

Силу лобового опору на цій ділянці слід розраховувати, виходячи з режиму роботи силової установки, яка загалом має вигляд:

$$D_1 = \frac{C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}{2}. \quad (2.23)$$

Однак для крил такого типу бажано розраховувати коефіцієнт лобового опору в залежності від режиму роботи силової установки й процесу обтікання навколо крила.

В наступних областях розподіл тисків знаходиться за допомогою рівняння Бернуллі на поверхні крила. Для розрахунку підйомної сили та сили лобового опору потрібно на кожній ділянці розрахувати розподіл швидкостей поблизу поверхні крила: $p + 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 = \text{const.}$

Тоді шляхом інтегрування розподілу тиску можна дійти до розрахунків для підйомної сили (L) та опору (D) за наступними рівняннями:

$$L = \int P \cdot \cos(\alpha) \cdot dA; D = \int P \cdot \sin(\alpha) \cdot dA. \quad (2.24)$$

Відстань між кінцем лопаті та центром вентилятора наступна:

$$l = \sqrt{r^2 + h^2 - 2 \cdot h \cdot r \cdot \cos(\lambda)}. \quad (2.25)$$

Через низьку швидкість літаків за такою схемою, потік можна вважати нестисливим, тому можна використовувати наступну форму рівняння Бернуллі:

$$\left(\frac{p_0}{\rho}\right) + \left(\frac{v_0^2}{2}\right) + g \cdot z_0 = \left(\frac{p}{\rho}\right) + \left(\frac{v^2}{2}\right) + g \cdot z; \quad (2.26)$$

$$p = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \alpha^2 \cdot [\cos^2(90 - \theta) \cdot \sin^2(2 \cdot \alpha \cdot \theta)], \quad (2.27)$$

де p – статичний тиск в даному регіоні, p_0 – тиск на межі регіону, α – коефіцієнт, який залежить від характеристик об'єкта та потоку, ρ – густина рідини, v – величина швидкості, g – гравітаційне прискорення Землі, θ – кут відхилення потоку, z – висота підйому центра перерізу над площиною порівняння (геодезична висота).

З-за невеликих відносних розмірів моделі впливом гравітаційної сили можна знехтувати, тобто припускаємо, що $g \cdot z \approx g \cdot z_0$:

$$p = p_0 + \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v^2). \quad (2.28)$$

У області 2, де кінчики лопатей контактують з вільним потоком повітря, результуючу величину швидкості можна отримати шляхом сумування швидкості вільного потоку та швидкості від тангенціального роторного рушія. Остання швидкість дорівнює $l \cdot \omega$, де ω – кутова швидкість ротору, а l – відстань між центром

ротора і кінцем лопаті. На рисунку 2.7 показано, як ці швидкості можуть бути накладені.

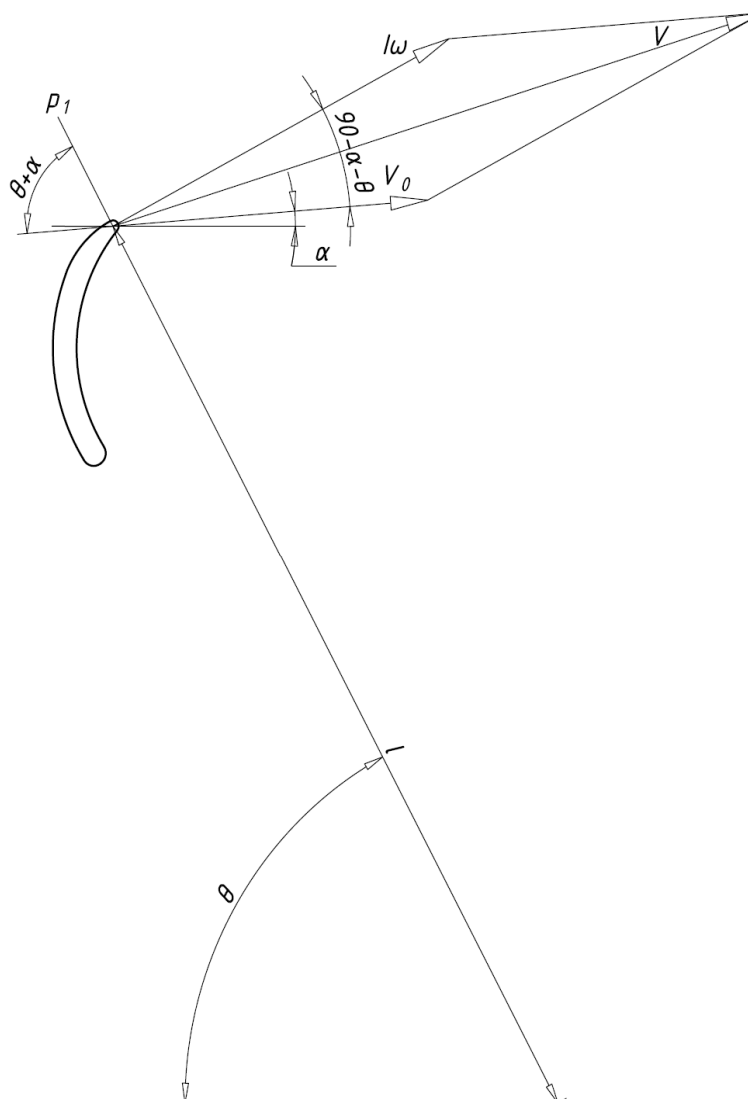


Рисунок 2.7 Кінематична схема з розподілом швидкостей в першому розрахунковому регіоні

Згідно з рис. 2.1 і 2.7, в області 2 результуюча величина швидкості розраховується наступним чином:

$$v_2^2 = v_{0up}^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_{0up} \cdot l \cdot \omega \cdot \cos(90^\circ - (\alpha + \theta)); \quad (2.29)$$

$$v_2^2 = v_{0up}^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_{0up} \cdot l \cdot \omega \cdot \sin(\alpha + \theta); \quad (2.30)$$

$$v_2 = \sqrt{v_{0up}^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_{0up} \cdot l \cdot \omega \cdot \sin(\alpha + \theta)}. \quad (2.31)$$

Далі можемо використовувати рівняння для визначення статичного тиску в області 2:

$$p_2 = p_0 + \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot (v_{0up}^2 - v_0^2 - l^2 \cdot \omega^2 - 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \sin(\alpha + \theta));$$

$$p_2 = p_0 + \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot l \cdot \omega (1 \cdot \omega + 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\alpha + \theta)). \quad (2.32)$$

Отримавши значення статичного тиску в регіоні і використовуючи формули для наближеного визначення аеродинамічних сил, підйомної сили та лобового опору, ми можемо встановити наступні залежності:

$$L_2 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_1 \cdot \sin(\alpha + \theta) \cdot l \cdot d\theta = l \cdot \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega (1 \cdot \omega + 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\alpha + \theta)) \cdot \sin(\alpha + \theta) d\theta;$$

$$L_2 = l \cdot (p_0 \cdot (\cos(\alpha + \theta_2) - \cos(\alpha + \theta_1))) +$$

$$+ l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega \cdot (\cos(\alpha + \theta_1) - \cos(\alpha + \theta_2))) \right) +$$

$$+ l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot \left(v_0 \cdot \left((\theta_2 - \theta_1) + \frac{1}{2} \sin 2(\alpha + \theta_1) - \sin 2(\alpha + \theta_2) \right) \right) \right); \quad (2.33)$$

$$D_2 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_1 \cdot \cos(\alpha + \theta) \cdot l \cdot d\theta = l \cdot \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega (1 \cdot \omega + 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\alpha + \theta)) \cdot \cos(\alpha + \theta) d\theta;$$

$$D_2 = l \cdot (p_0 \cdot (\sin(\alpha + \theta_2) - \sin(\alpha + \theta_1))) -$$

$$- l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega \cdot (\sin(\alpha + \theta_2) - \sin(\alpha + \theta_1))) \right) -$$

$$- l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (v_0 \cdot (\sin^2(\alpha + \theta_2) - \sin^2(\alpha + \theta_1))) \right); \quad (2.34)$$

Однак область 4 перекриває роторний рушій, через що в залежності від форми області й кута атаки можуть бути введені додаткові коефіцієнти форми.

При зверненні до області 3 згідно до рисунку 2.8, припускаємо, що швидкість потоку наближено дорівнює швидкості v_2 при $\theta = \beta_b + 90^\circ$ у регіоні b, та $\theta = \theta$ у регіоні b та $\theta = \theta$ у регіоні a. Потік, що залишає вентилятор, можна вважати

паралельним поверхням 3 в кожній точці, тому є можливість для наближеного розрахунку під цими кутами.

Підставивши вищезгаданий вираз θ у рівняння, тиск та швидкість у цьому регіоні можна розділити на два компоненти з експериментально визначуваним співвідношенням, отримуючи наступний вигляд:

$$v_{3a} = \sqrt{v_0^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \cos(0)}; \quad (2.35)$$

$$v_{3b} = \sqrt{v_0^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \cos(\alpha + \beta_b)}; \quad (2.36)$$

$$p_{3a} = p_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(0)); \quad (2.37)$$

$$p_{3b} = p_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_b)). \quad (2.38)$$

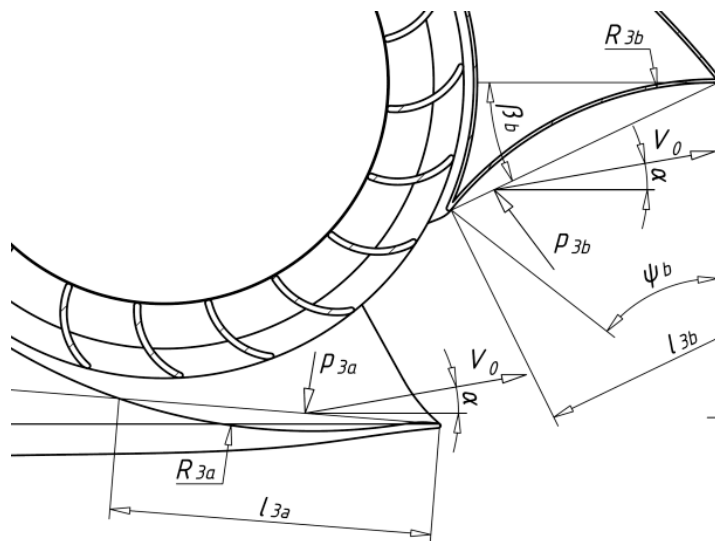


Рисунок 2.8 Геометричні параметри необхідні для розрахунку в третій області

Поверхня профілю крила у цьому регіоні має невелику відносну довжину l_3 (довжина дуги) й кривизну, а потік, який відходить від роторного рушія, намагається рухатися вздовж поверхні обтікання відповідно до ефекту Коанда (який виникає при роботі роторного рушія). Тому швидкість, а отже і тиск, залишаються сталими

вздовж залишку поверхні. В результаті можна припустити, що сила опору та підйомна сила можуть бути знайдені з наступних залежностей:

$$L_3 = - \int_0^{l_{3a}} p_{3a} \cdot \sin(90 - \alpha - \beta_a) \cdot dl_{3a} + \int_0^{l_{3b}} p_{3b} \cdot \sin(90 - \alpha - \beta_b) \cdot dl_{3b}; \quad (2.39)$$

$$L_3 = -p_{3a} \cdot l_{3a} \cdot \cos(\alpha + \beta_a) + p_{3b} \cdot l_{3b} \cdot \cos(\alpha + \beta_b); \quad (2.40)$$

$$L_{3a} = \left[-p_2 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0) \right] \cdot l_{3a} \cdot \cos(\alpha + \beta_a); \quad (2.41)$$

$$L_{3b} = \left[p_2 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_b)) \right] \cdot l_{3b} \cdot \cos(\alpha + \beta_b); \quad (2.42)$$

$$L_{3a} = \left[-p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_a)) \right] \times \\ 2 \cdot R_{3a} \cdot \arcsin\left(\frac{l_{3a}}{2 \cdot R_{3a}}\right) \cdot \cos(\alpha + \beta_a); \quad (2.43)$$

$$L_{3b} = \left[p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_b)) \right] \times \\ 2 \cdot R_{3b} \cdot \arcsin\left(\frac{l_{3b}}{2 \cdot R_{3b}}\right) \cdot \cos(\alpha + \beta_b); \quad (2.44)$$

$$D_3 = - \int_0^{l_{3a}} p_{3a} \cdot \cos(90 - \alpha - \beta_a) \cdot dl_{3a} + \int_0^{l_{3b}} p_{3b} \cdot \cos(90 - \alpha - \beta_b) \cdot dl_{3b}; \quad (2.45)$$

$$D_3 = -p_{3a} \cdot l_{3a} \cdot \sin(\alpha + \beta_a) + p_{3b} \cdot l_{3b} \cdot \sin(\alpha + \beta_b); \quad (2.46)$$

$$D_{3a} = \left[-p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_a)) \right] \cdot l_{3a} \cdot \sin(\alpha + \beta_a); \quad (2.47)$$

$$D_{3b} = \left[p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_b)) \right] \cdot l_{3b} \cdot \sin(\alpha + \beta_b); \quad (2.48)$$

$$D_{3a} = \left[-p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_a)) \right] \times$$

$$2 \cdot R_{3a} \cdot \arcsin\left(\frac{l_{3a}}{2 \cdot R_{3a}}\right) \cdot \sin(\alpha + \beta_a); \quad (2.49)$$

$$D_{3b} = \left[p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (1 \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta_b)) \right] \times \\ 2 \cdot R_{3b} \cdot \arcsin\left(\frac{l_{3b}}{2 \cdot R_{3b}}\right) \cdot \sin(\alpha + \beta_b). \quad (2.50)$$

На ділянці області 4 розглядається найпростіший випадок - ділянка крила у вигляді зігнутої пластини радіусом R та відносно маленькою товщиною. Такі тонкі зігнуті профілі часто використовуються для надлегких планерів у авіамоделізмі, тому можна досить легко перевірити теорію, провівши нескладний експеримент.

За законом Бернуллі в тонкій зігнутої пластини взагалі не буде підйомної сили, оскільки довжина шляху під крилом і над крилом однакова.

Отже, під час руху матеріальної точки по колу відцентрове прискорення буде створюватися силою:

$$F = \frac{m \cdot v^2}{r}, \quad (2.51)$$

а такому самому коловому русі тонкого шару газу товщиною $d\zeta$, масу цього шару можна знайти за допомогою наступного виразу:

$$m = S \cdot \rho \cdot d\zeta, \quad (2.52)$$

де S – площа ділянки шару газу, ρ – щільність газу.

Так, якщо перетворити відцентрову силу в тиск. Площина шару газу товщиною $d\zeta$, на яку діє відцентрова сила, може розглядатися як елементарна площа. Тоді відцентрову силу, що діє на цю площину, можна розділити на площу цієї площини, щоб отримати тиск:

$$p = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot d\zeta}{\zeta}. \quad (2.53)$$

Отже, можна безпосередньо обчислити тиск (розрідження) на крилі в залежності від шару поточного газу над його поверхнею, при цьому швидкість його руху завжди будемо вважати рівним швидкості польоту крила v_0 (рис. 2.9).

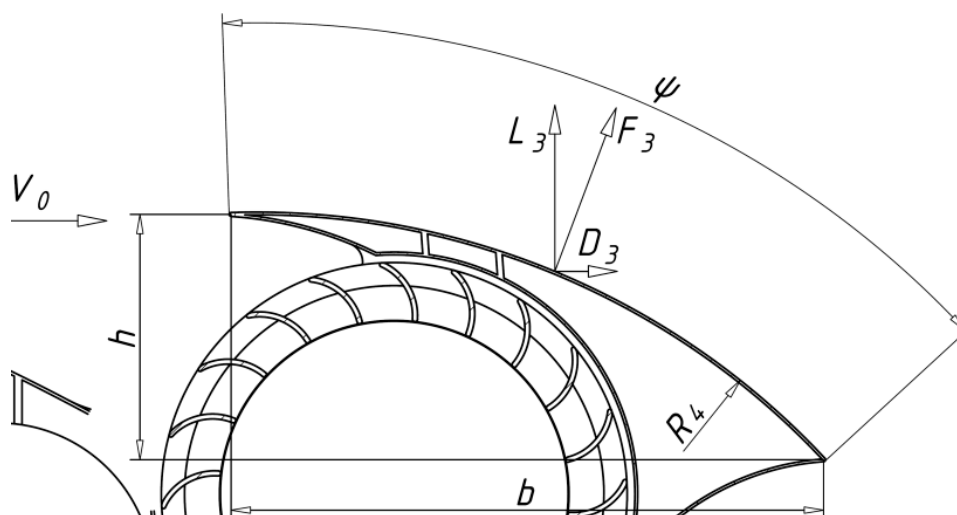


Рисунок 2.9 Геометричні параметри необхідні
для розрахунку в четвертій області

З причини того, що дана дугова область може адаптивно змінювати своє положення під час польоту для більш точних розрахунків, ми оберемо стандартну висоту профілю, яка зазвичай використовується для малошвидкісних літаків, із значенням 25% від товщин крила. В цьому випадку висоту профілю розглянемо як різницю у висоті між переднім та заднім краєм профілю відносно горизонтального потоку повітря.

Таким чином, при товщини крила 0,08 метра та радіусі крила 0,1 метра, за умови, що дотична до верхньої точки профілю розташована горизонтально до крила, ми можемо оцінити значення відцентрового тиску на крило, що виникає від викривленого дугового шару повітря.

При щільності повітря $\rho = 1,2255 \text{ кг/м}^3$ й за швидкості $v = 20 \text{ м/с}$ (72 км/год) тиск одного шару повітря товщиною 0,004 метра, що має радіусом кривизни 0,1 метра, складає 196,1 Па, чи 20 кг/м^2 , а величина динамічного тиску q дорівнює:

$$q_3 = \frac{\rho \cdot v^2}{2} = 245,1 \text{ Па.} \quad (2.54)$$

Зважаючи на те, що обтікання тонкого крила відбувається одночасно з обох сторін, ці значення слід подвоїти біля носової частини обтікача і помножити на кількість паралельних шарів, що викриваються через ефект примежового шару при русі крила. З урахуванням того, що товщина збудженого шару становить не менше половини ширини крила, ми отримуємо загальне збільшене навантаження на крило, приблизно рівне 1960,8 Па. Ці дані добре корегують із значеннями навантажень на крило для безпілотних літальних апаратів з крилом товстого профілю при низьких швидкостях польоту (таблиця 2.2).

Таблиця 2.2 Зміна тиску в залежності від швидкості
навколо дугового профілю

Швидкість м/с	Динамічний тиск, Па	Тиск шару, Па	Кількість шарів, n	Тиск n шарів, Па
5	15,3	1,23	10	12,25
10	61,3	4,90	10	49,02
15	137,9	11,03	10	110,30
20	245,1	19,61	10	196,08
25	383,0	30,64	10	306,38
30	551,5	44,12	10	441,18
35	750,6	60,05	10	600,50
40	980,4	78,43	10	784,32

Оскільки тиск p діє на криволінійну поверхню тонкої пластини, силу F_3 , що діє на цю пластину, можна умовно розкласти на дві складові: підйомну силу L і силу лобового опору D . Підйомна сила обчислюється як інтеграл проекції тиску p криволінійного потоку повітря на всю площу крила вздовж осі Y . У випадку

рівномірного тиску на круглому крилі величина підйомної сили L дорівнює добутку тиску p на площу проекції крила на вісь X , яка дорівнює $S = b \cdot l$:

$$L_4 = p \cdot S = p \cdot b \cdot l. \quad (2.55)$$

По горизонталі, лобовий опір D можна розглядати як інтеграл проекції складової сили dF_3 на вісь X по всій площі крила. У випадку рівномірного тиску на крило, величина лобового опору D буде дорівнювати добутку тиску на площу проекції крила на вісь Y , яка дорівнює висоті h профілю крила.

$$D_4 = p \cdot h \cdot l. \quad (2.56)$$

У результаті отримаємо:

$$K = \frac{L}{D} = \frac{p \cdot b \cdot l}{p \cdot h \cdot l} = \frac{b \cdot l}{h \cdot l}. \quad (2.57)$$

Отже, при рівномірному тиску на круглому тонкому профілі якість крила визначається виключно геометричними параметрами профілю.

У загальному випадку, ефективність аеродинамічного профілю можна оцінити за таким співвідношенням:

$$K = \frac{b \cdot l}{h \cdot l} = \frac{R_4 \cdot \sin(\psi)}{R_4 \cdot (1 - \cos(\psi))} = \sin(\psi) / 1 - \cos(\psi). \quad (2.58)$$

Згідно правила векторного розкладання сил можна отримати значення якості крила $K = L/D$, що в цьому випадку дорівнює:

$$K = \frac{L}{D} = \frac{p \cdot 80 \cdot 790}{p \cdot 20 \cdot 790} = 4. \quad (2.59)$$

Для підтвердження ефективності запропонованої моделі обтікання тонкого крила можна представити ще одну підтримуючу аргументацію. Оскільки сила виникає внаслідок зміни імпульсу протягом одиниці часу, то:

$$F = d \frac{(m \cdot v)}{dt}. \quad (2.60)$$

У викладеній моделі обтікання тонкого криволінійного крила ми можемо обчислити підйомну силу L як зміну імпульсу набігаючого потоку повітря у вертикальному напрямку:

$$L_4 = (d\zeta \cdot \mu \cdot \rho \cdot v_0) \cdot v_0 \cdot l \cdot \sin(\psi), \quad (2.61)$$

де v_0 – швидкість вільного потоку, $d\zeta$ – товщина елементарного шару повітря, що обтікає поверхню у розрахунковій моделі, μ - кількість шарів, що огинають поверхню крила, ψ - кут зміщення потоку від крила у напрямку початкової швидкості v_0 . Проведення розрахунку дає однаковий результат для обох випадків. В аналітичному вигляді маємо:

$$L_4 = p \cdot S = p \cdot b \cdot l; \quad (2.62)$$

$$p = (d\zeta \cdot \mu \cdot \rho \cdot v_0) \cdot v_0 / R_4; \quad (2.63)$$

$$b = R_4 \cdot \sin(\psi). \quad (2.64)$$

Підставивши p , та b у вираз для L і скоротивши спільні R_4 в чисельнику та знаменнику, отримуємо:

$$L_4 = (d\zeta \cdot \mu \cdot \rho \cdot v_0) \cdot v_0 \cdot l \cdot \sin(\psi). \quad (2.65)$$

Це означає, що крило з даною формою профілю створює підймальну силу завдяки імпульсу сили або реактивній тязі, що виникає при викиданні маси повітря вниз через ефект Коанда, та векторизацію потоку вздовж дуги.

Для вивчення динаміки обтікання профілю застосовуються чисельні методи та візуалізація потоку при використанні імпульсного керування в прилеглому шарі (МСВК). Це дозволяє аналізувати обтікання елементів тіла. Оскільки форма обтічної поверхні області 4 може бути різною (див. рисунок 2.10), то розрахунки також можуть варіюватися. У випадку, коли профіль заокруглений біля носка, прискорення повітря над поверхнею крила не вважається значущим під час польоту. Таким чином, зона його впливу з викривленням потоку розширюється нескінченно в середовищі, і створення струменевих ліній току для товстих крил без врахування стиснення повітря неможливе. Отже, ми можемо припустити, що газ є стиснутим, і

розмір зони впливу обтікаючого крила залежить від величини стиснення струменя під тиском p_{v0} .

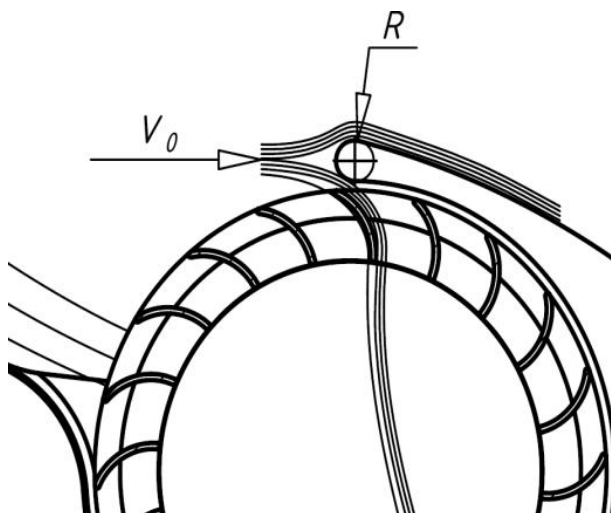


Рисунок 2.10 Умови для розрахунку радіусного крила з заокругленою носовою частиною

Тиск у зоні гальмування навколо носової частини формується струменями повітря, які обгоняють поверхню обтікання. Зв'язок між тиском і вигином шарів повітря можна описати так:

$$dp = \frac{\rho \cdot v_0^2 \cdot d\zeta}{\zeta_{\text{layer}}}. \quad (2.66)$$

Розмір зони впливу, де помітне викривлення потоку, також залежить від відносних розмірів b та h для крила. Збільшення тиску перед носком компенсується зниженням тиску в супутньому струмені за крилом. Іншими словами, крило створює лінійний дипольний тиск, який на великих відстанях майже не впливає на навколишній повітряний простір при дозвукових швидкостях польоту.

Якщо припустити, що форма носового обтікача є круглою, то половина висоти профілю буде дорівнювати:

$$\frac{h}{2} = R_{\text{nose}}. \quad (2.67)$$

Припускаючи, що зона гальмування з тиском p_{v0} створюється лише кривизною шару в межах ширини профілю b , можемо оцінити радіус кривизни струменю товщиною $R_{\text{nose}} = h/2$, за умови коли $p_{v0} = p_r$:

$$\frac{\rho \cdot v_0^2 \cdot R_{\text{nose}}}{R_1} = \frac{\rho \cdot v_0^2}{2}. \quad (2.68)$$

Після скорочення однакових членів щільності та швидкості відповідно в лівій і правій частині рівняння отримується наступне рівняння:

$$R_1 = 2 \cdot R_{\text{nose}}. \quad (2.69)$$

Отже, граничні радіуси кривизни набігаючого потоку обмежені виключно кривизною носової частини чи локальною висотою профілю та не залежать від швидкості.

Під час відхилення набігаючого потоку навколо профілю неодмінно виникає ситуація, коли лінія зі швидкістю вільного потоку дотикається граничної лінії носової частини. У цій точці дотику швидкість потоку направлена від крила, а крива потоку досягає точки перегину. Тобто в цій точці відбувається відрив шару повітря від крила зі зміною напрямку струменю, з траєкторією відмінної кривизни у порівнянні з профілем. Втрата енергії, виникнення нестійкості та інші негативні наслідки спричиняються відривом потоку від поверхні крила. Це зазвичай відбувається при досягненні характеристик, близьких до максимальних, наприклад, при великому куті атаки. Активне керування примежовим шаром дозволяє запобігти відриву потоку в більших межах, ніж пасивні методи, при виході за які зменшиться лише його розмір, що розширює діапазон умов роботи крила і значно підвищує його ефективність.

На великих швидкостях польоту величина швидкісного напору p_{v0} набуває таких значень, що струмінь може відірватися від носового обтікача й, описавши довгу дугу над площиною крила, повернутися назад до поверхні крила. В результаті повернення струменю на площину крила та різкій зміні його напрямку руху на дотичний до поверхні крила, виникає удар. При цьому під дугою летючого струменя

від точки відриву до точки повернення утворюється замкнена порожнина низького тиску. Оскільки носова частина розділяє набігаючий потік на дві частини через нульову лінію профілю, відрив потоку виникає на обох площинах крила. Однак через різне орієнтування площин щодо потоку (проти потоку або в аеродинамічній тіні) області розрідження над та під крилом мають різний розмір, а також змінюється сила удару відновлювального струменю, пропорційна розміру області відірваного потоку. На основі такого розподілу епюр тиску на передньому обтікачі крила та отриманих характеристик для аеродинамічної досконалості тонких радіусних крил у формі вигнутої пластини в залежності від відносної товщини профілю b/h можна зрозуміти причини та закономірності такого явища, як обтічність геометричних форм.

Також, цікавим підходом є аналіз епюрів тиску під час обтікання струменевими течіями стандартних осьосиметричних тіл. Важливо отримати їх розкладки для C_D і C_L в залежності від поперечних перерізів, замість використання загального значення C_L для всієї геометричної фігури.

В випадку радіусного тонкого крила ми можемо обчислити значення C_D і C_L безпосередньо на основі геометрії крила і подальше порівняти отримані результати. Наприклад, для радіусної зігнутої пластини можна визначити тиск на крило за допомогою наступної формули::

$$p = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot dh}{R}, \quad (2.70)$$

де dh – товщина відхиленого крилом шару повітря, R – радіус кривизни відхиленого шару повітря.

З розрахунків, проведених раніше, відомо, що аеродинамічна досконалість K може бути виражена як відношення b/h , де b - розмах крила, а h - максимальна товщина профілю. Тепер розглянемо додавання діючих радіусів кривизни до кінців зігнутої пластини, що призводить до утворення рівнобедреного трикутника ABD з висотою DE (рисунок 2.10). Враховуючи умову подібності трикутників ABC і ADE ,

можемо обчислити значення радіуса кривизни R . Таким чином, трикутники ABC і ADE подібні за критерієм рівності двох кутів при основі (один кут $\angle CAB$ спільний для обох трикутників, а інший кут прямий в кожному окремому трикутнику).

За теоремою подібності, відношення сторін трикутників дорівнює:

$$\frac{2 \cdot R}{b} = \frac{b}{h}. \quad (2.71)$$

Звідки отримуємо:

$$R = \frac{b^2}{2 \cdot h}. \quad (2.72)$$

Після введення аеродинамічної досконалості K у наш вираз для R , отримуємо:

$$R = \frac{1}{2} \cdot b \cdot K. \quad (2.73)$$

Тепер отриманий вираз можна вставити в формулу для обчислення тиску p на крило, і отримаємо:

$$p = \frac{V^2 \cdot \rho \cdot dh}{R} = \frac{2 \cdot V^2 \cdot \rho \cdot dh}{b \cdot K}. \quad (2.74)$$

Ми отримали формулу, яка зв'язує тиск на крило з його шириною b та безрозмірним коефіцієнтом K , що може бути визначений на основі відповідних даних з досліджень в АДТ з відповідних баз для профілів.

Для розрахунку величини підйомної сили F_l на крилі достатньо використати добуток площі крила $S_w = b \cdot l$, та величини тиску на крило p , в результаті чого отримуємо:

$$L = S_w \cdot p = \frac{2 \cdot b \cdot l \cdot V^2 \cdot \rho \cdot dh}{b \cdot K} = \frac{2 \cdot l \cdot V^2 \cdot \rho \cdot dh}{K}. \quad (2.75)$$

Як результат, що підйомна сила крила з відомим коефіцієнтом аеродинамічної якості K залежить тільки від довжини крила l і зони впливу по товщині зсувного шару dh , але при цьому не залежить від ширини крила b .

Тепер прирівняємо традиційний вираз підйомної сили крила з експериментальним коефіцієнтом C_L до отриманого нами виразу для тонкої радіусної пластини:

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}{2} = \frac{2 \cdot l \cdot V^2 \cdot \rho \cdot dh}{K}. \quad (2.76)$$

Скорочуємо однорідні члени:

$$\frac{C_L \cdot S}{2} = \frac{2 \cdot l \cdot dh}{K}. \quad (2.77)$$

Розкладаємо площу S прямокутного в плані крила як $S = b \cdot l$, підставляємо в

вираз, знову скорочуємо однорідні члени і отримуємо:

$$\frac{C_L \cdot b}{2} = \frac{2 \cdot dh}{K}. \quad (2.78)$$

У цьому виразі невідомим залишається лише один параметр, а саме зона впливу dh . Отже, виразимо його:

$$dh = \left(\frac{C_L \cdot b}{2} \right) / \left(\frac{2}{K} \right) = \frac{C_L \cdot b \cdot K}{4}. \quad (2.79)$$

Цей вираз дозволяє визначити умовну зону деформованого шару повітря навколо крила на основі геометричних властивостей крила та параметрів аеродинамічного навантаження. Ці параметри можна легко виміряти під час випробувань у аеродинамічній трубі.

При дослідженні літаків з аеродинамічною схемою Fan-Wing потік над аеродинамічним крилом вважається нев'язким. Доцільно визначити підйомну силу та опір повітряного крила як функцію його геометричних параметрів, швидкості вільного потоку, кутової швидкості вентилятора і кута атаки. Загальна процедура виглядає наступним чином:

- 1) визначення розподілу швидкостей;
- 2) визначення розподілу статичного тиску;
- 3) розрахунок підйомної сили і лобового опору шляхом інтегрування статичного тиску по поверхні крила.

Розглянуте реальне крило є обмеженим твердим об'єктом в нескінченному просторі рухомого реального газу, що складається з повністю відчутних за масою і розміром частинок газу. У такому випадку слід розглянути криволінійний рух струменів над криволінійною поверхнею крила з урахуванням сил інерції та створеного тисків, перпендикулярних вектору швидкості та поверхні крила.

В результаті чого буде отримано також 4 основні області розрахунку, які показані на рисунку 2.11, подібно до того, як це робилось при розрахунках пропульсивного крила. На рисунку 2.12 показано принципову модель та геометричні параметри крила з інтегрованим роторним рушієм, над якими й буде проходити робота.

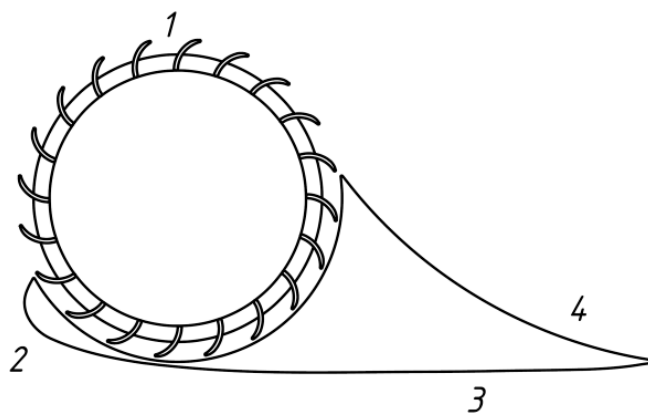


Рисунок 2.11 Переріз крила FanWing, та відповідні області розрахунків

В області 1, де кінчики лопатей контактують з вільним потоком, результуючу величину швидкості можна отримати шляхом накладання швидкості вільного потоку і швидкості від тангенціального роторного рушія (яка дорівнює $l \cdot \omega$, ω - кутова швидкість ротору, а l - відстань між центром ротора і кінчиком лопаті). На рисунку 2.13 показано, як ці швидкості можуть бути накладені.

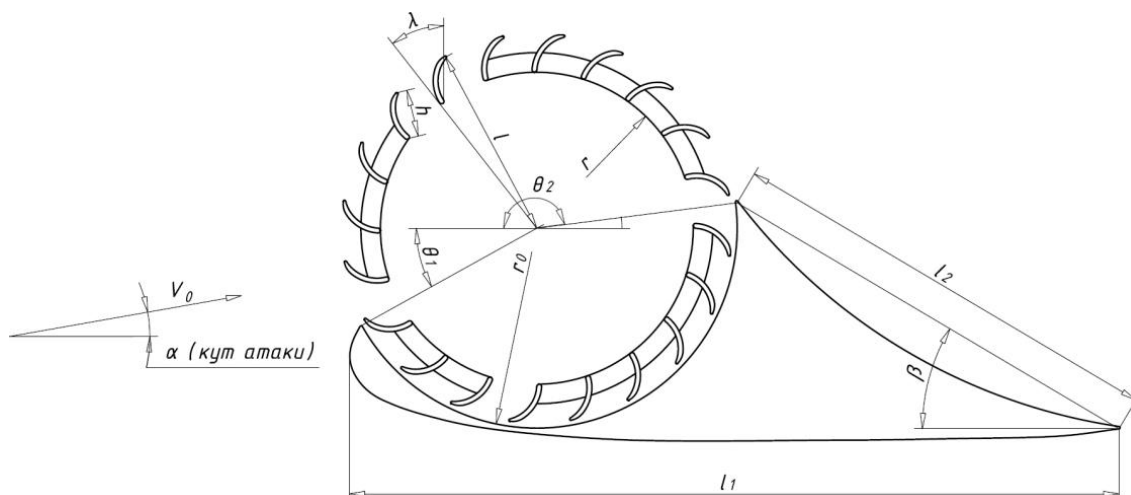


Рисунок 2.12 Переріз крила FanWing, геометричні параметри, що необхідні для розрахунку

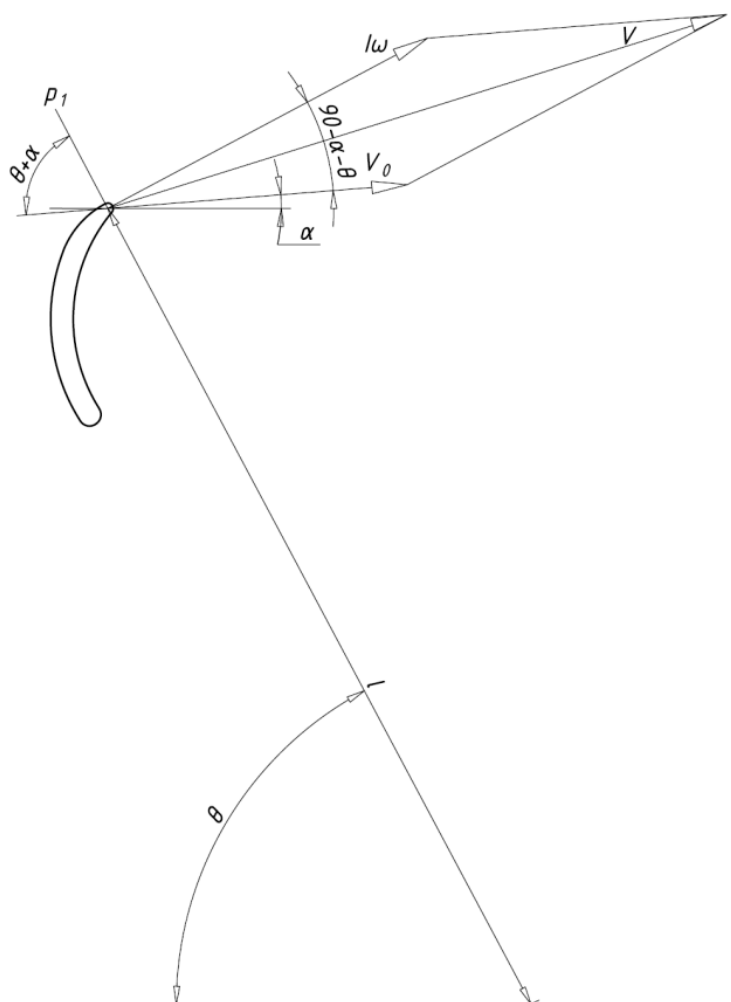


Рисунок 2.13 Кінематична схема з розподілом швидкостей в першому розрахунковому регіоні

Відповідно до рисунків 2.11 і 2.12, в області 1 результуюча величина швидкості розраховується наступним чином:

$$v_1^2 = v_0^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \cos(90^\circ - (\alpha + \theta)) = v_0^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \sin(\alpha + \theta);$$

$$v_1 = \sqrt{v_0^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \sin(\alpha + \theta)}. \quad (2.80)$$

Далі ми можемо використати рівняння для визначення статичного тиску в регіоні 1:

$$p_1 = p_0 + \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v_1^2 - l^2 \cdot \omega^2 - 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \sin(\alpha + \theta)); \quad (2.81)$$

$$p_1 = p_0 + \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (l \cdot \omega + 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\alpha + \theta)). \quad (2.82)$$

Знаючи значення статичного тиску в регіоні, використовуючи формули для наближеного знаходження підйимальної сили, та сили лобового опору, можна визначити наступні залежності:

$$L_1 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_1 \cdot \sin(\alpha + \theta) \cdot l \cdot d\theta = l \cdot \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (l \cdot \omega + 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\alpha + \theta) \cdot \sin(\alpha + \theta)) d\theta;$$

$$L_1 = l \cdot (p_0 \cdot (\cos(\alpha + \theta_2) - \cos(\alpha + \theta_1))) +$$

$$+ l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (l \cdot \omega \cdot (\cos(\alpha + \theta_1) - \cos(\alpha + \theta_2))) \right) +$$

$$+ l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot \left(V_0 \cdot \left((\theta_2 - \theta_1) + \frac{1}{2} \sin 2(\alpha + \theta_1) - \sin 2(\alpha + \theta_2) \right) \right) \right); \quad (2.83)$$

$$D_1 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_1 \cdot \cos(\alpha + \theta) \cdot l \cdot d\theta = l \cdot \int_{\theta_1}^{\theta_2} p_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (l \cdot \omega + 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\alpha + \theta) \cdot \cos(\alpha + \theta)) d\theta;$$

$$D_2 = l \cdot (p_0 \cdot (\sin(\alpha + \theta_2) - \sin(\alpha + \theta_1))) -$$

$$- l \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (l \cdot \omega \cdot (\sin(\alpha + \theta_2) - \sin(\alpha + \theta_1))) \right) -$$

$$-1 \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot \left(v_0 \cdot \left(\sin^2(\alpha + \theta_2) - \sin^2(\alpha + \theta_1) \right) \right) \right). \quad (2.84)$$

Область 2 представлена носком профіля, який спрощено можна розглядати як кругову дугу радіусом r_0 (рисунок 2.14). Тому розподіл швидкості в цій області не може бути отриманий безпосередньо з геометрії та швидкості вільного потоку. У цій області необхідно розв'язати рівняння Лапласа для потенційної течії ($\nabla^2 \phi = 0$, де ∇^2 - оператор Лапласа, а ϕ - потенціал швидкості. Компоненти швидкості можна отримати, диференціюючи потенціал швидкості за частинними похідними: $v_x = \partial\phi/\partial x$ $v_y = \partial\phi/\partial y$, де v_x та v_y - це компоненти вектора швидкості у напрямку x та y вісей відповідно). Для спрощення розв'язуватиметься потенційна течія напрямлена на носок профіля під кутом атаки α , а її результати будуть використані для області 4. Вплив тангенціального роторного рушія при цьому на течію в області 2 не враховується, через її незначну площу відносно крила. На рисунку 2.14 векторно показано потенціальну течію над циліндром під кутом атаки α .

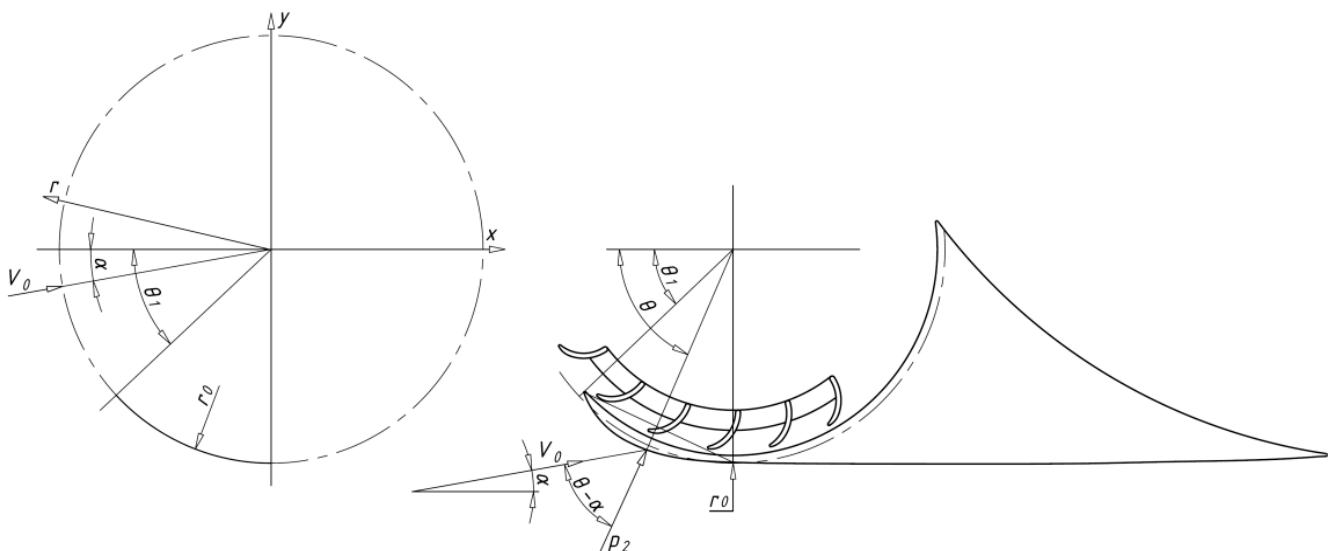


Рисунок 2.14 Потенційний потік навколо циліндра під кутом атаки α . Базові параметри необхідні для розрахунку в другій області

Швидкість вільного потоку v_0 та потенціал швидкості вільного потоку (φ_0) можна знайти зі співвідношення:

$$\frac{d\varphi_0(x,y)}{dx} = v_{0x}, \frac{d\varphi_0(x,y)}{dy} = v_{0y}; \quad \varphi_0(x,y) = v_{0x} \cdot x + v_{0y} \cdot y; \quad (2.85)$$

$$v_{0x} = -v_0 \cdot \cos(\alpha), \quad v_{0y} = v_0 \cdot \sin(\alpha); \quad (2.86)$$

$$\varphi_0(x,y) = -x \cdot (v_0 \cdot \cos(\alpha)) + y \cdot (v_0 \cdot \sin(\alpha)). \quad (2.87)$$

Зв'язок між x і y з r та θ в полярній координатній системі можна виразити за наступними співвідношеннями:

$$x = r \cdot \cos(\theta); \quad y = r \cdot \sin(\theta). \quad (2.88)$$

Отже, потенціал швидкості вільного потоку (φ_0) є наступним:

$$\varphi_0(r, \theta) = -(v_0 \cdot r \cdot \cos(\alpha)) \cdot \cos\theta + (v_0 \cdot r \cdot \sin(\alpha)) \cdot \sin\theta = -v_0 \cdot r \cdot \cos(\theta - \alpha). \quad (2.89)$$

Рівняння Лапласа та граничні умови в полярній координатній системі мають наступний вигляд:

$$\frac{d^2\varphi}{dr^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{d\varphi}{dr} + \frac{1}{r^2} \cdot \frac{d^2\varphi}{d\theta^2} = 0; \quad (2.90)$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \varphi(r, \theta) = -v_0 \cdot r \cdot \cos(\theta - \alpha) = -v_0 \cdot r \cdot \cos(\alpha) \cdot \cos(\theta) + v_0 \cdot r \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\theta); \quad (2.91)$$

$$\frac{d\varphi(r=r_0, \theta)}{dr} = 0, \quad 0^\circ < \theta < 360^\circ. \quad (2.92)$$

Для розв'язання наведеного вище рівняння можна використовувати метод розділення змінних:

$$\varphi(r, \theta) = R(r) \cdot \Theta(\theta). \quad (2.93)$$

Заміна φ у рівнянні на R та Θ у рівнянні дає можливість отримати наступну залежність:

$$r^2 \cdot R'' \cdot \Theta + r \cdot R' \cdot \Theta + R \cdot \Theta'' = 0; \quad \frac{r^2 \cdot R'' + r \cdot R'}{R} + \frac{\Theta''}{\Theta} = 0; \quad \frac{r^2 \cdot R'' + r \cdot R'}{R} = -\frac{\Theta''}{\Theta} = k; \quad (2.94)$$

$$r^2 \cdot R'' + r \cdot R' - k \cdot R = 0; \quad \Theta'' + k \cdot \Theta = 0,$$

де знаки (') та (") позначають відповідно перші та другі похідні. Поле потоку симетричне, тому: $\varphi(r, \theta) = \varphi(r, \theta + 2\pi)$, щоб задовольнити цю умову, k повинно бути додатнім цілим числом, або $k = n^2$.

$$\Theta'' + n^2 \cdot \Theta = 0; \quad \theta_n(\theta) = a_n \cdot \cos(n \cdot \theta) + b_n \cdot \sin(n \cdot \theta). \quad (2.95)$$

Рівняння $r^2 \cdot R'' + r \cdot R' - k \cdot R = 0$ відоме як рівняння Ейлера, а його характеристичне рівняння має такий вигляд:

$$\xi^2 + \xi \cdot (1 - 1) - n^2 = 0. \quad (2.96)$$

Розв'язок характеристичного рівняння дає значення ξ у вигляді: $\xi_1 = n$, $\xi_2 = -n$.

Отже, якщо $n \neq 0$, R має наступний вигляд:

$$R(r) = C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^n + C_2 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^{-n}, \quad (2.97)$$

за умови коли $n = 0$:

$$R(r) = C_3 + C_4 \cdot \ln\left(\frac{r}{r_0}\right); \quad (2.98)$$

$$R_n(r) = C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^n + C_2 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^{-n} + C_3 + C_4 \cdot \ln\left(\frac{r}{r_0}\right). \quad (2.99)$$

Використовуючи рівняння 2.93, 2.95 та 2.99, власна функція рівняння Лапласа φ_n має наступний вигляд:

$$\varphi_n(r, \theta) = \left(C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^n + C_2 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^{-n} + C_3 + C_4 \cdot \ln\left(\frac{r}{r_0}\right) \right) \cdot (a_n \cdot \cos(n \cdot \theta) + b_n \cdot \sin(n \cdot \theta)). \quad (2.100)$$

Потенціал швидкості є сумою власних функцій, які наведені в рівнянні 2.100:

$$\varphi(r, \theta) = \sum_{n=1}^{\infty} \left(C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^n + C_2 \cdot \left(\frac{r}{r_0}\right)^{-n} + C_3 + C_4 \cdot \ln\left(\frac{r}{r_0}\right) \right) \cdot (a_n \cdot \cos(n \cdot \theta) + b_n \cdot \sin(n \cdot \theta)). \quad (2.101)$$

Застосування першої граничної умови з рівності 2.89 до рівняння 2.101 приводить нас до наступного:

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \varphi(r, \theta) = \lim_{r \rightarrow \infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left(C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^n + C_2 \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^{-n} + C_3 + C_4 \cdot \ln \left(\frac{r}{r_0} \right) \right) \cdot (a_n \cdot \cos(n \cdot \theta) + b_n \cdot \sin(n \cdot \theta)); \quad (2.102)$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \varphi(r, \theta) = \sum_{n=1}^{\infty} \left(C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^n + C_3 + C_4 \cdot \ln \left(\frac{r}{r_0} \right) \right) \cdot (a_n \cdot \cos(n \cdot \theta) + b_n \cdot \sin(n \cdot \theta));$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \varphi(r, \theta) = -v_0 \cdot r \cdot \cos(\alpha) \cdot \cos(\theta) + v_0 \cdot r \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\theta); \quad n=1, C_3=0, C_4=0;$$

$$(a_1 \cdot \cos(\theta) + b_1 \cdot \sin(\theta)) \cdot C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right) = -v_0 \cdot r \cdot \cos(\theta) + v_0 \cdot r \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\theta);$$

$$a_1 \cdot C_1 = -v_0 \cdot r \cdot \cos(\alpha), \quad b_1 \cdot C_1 = v_0 \cdot r \cdot \sin(\alpha). \quad (2.103)$$

З рівняння 2.93 можемо отримати наступну залежність:

$$\frac{d\varphi(r, \theta)}{dr} = \sum_{n=1}^{\infty} \left(C_1 \cdot \frac{n}{r_0} \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^{n-1} - C_2 \cdot \frac{n}{r_0} \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^{-n-1} + C_3 + C_4 \cdot \frac{r}{r_0} \right) \cdot (a_n \cdot \cos(n \cdot \theta) + b_n \cdot \sin(n \cdot \theta)). \quad (2.104)$$

Записавши та використавши рівняння 2.89 у вигляді $n \cdot (C_1 - C_2) + C_4 = 0$, за умови коли $n = 1$ та $C_4 = 0$, дає нам $C_1 = C_2$, отже:

$$\varphi(r, \theta) = \left(C_1 \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^1 + C_2 \cdot \left(\frac{r}{r_0} \right)^{-1} \right) \cdot (a_1 \cdot \cos(\theta) + b_1 \cdot \sin(\theta)); \quad (2.105)$$

$$\varphi(r, \theta) = \left(\frac{r}{r_0} + \frac{r_0}{r} \right) \cdot (C_1 \cdot a_1 \cdot \cos(\theta) + C_1 \cdot b_1 \cdot \sin(\theta));$$

$$\varphi(r, \theta) = \left(\frac{r}{r_0} + \frac{r_0}{r} \right) \cdot (-v_0 \cdot r_0 \cdot \cos(\alpha) \cdot \cos(\theta) + v_0 \cdot r_0 \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\theta));$$

$$\varphi(r, \theta) = -v_0 \cdot \left(r + \frac{r_0^2}{r} \right) \cdot \cos(\theta - \alpha). \quad (2.106)$$

В області 2 величину швидкості можна отримати таким чином:

$$u_r = \frac{d\varphi(r=r_0, \theta)}{dr} = -v_0 \cdot \left(r_0 - \frac{r_0^2}{r_0} \right) \cdot \cos(\theta - \alpha) = 0; \quad (2.107)$$

$$u_\theta = \frac{1}{r} \cdot \frac{d\varphi(r=r_0, \theta)}{d\theta} = \frac{v_0}{r} \cdot \left(r_0 + \frac{r_0^2}{r} \right) \cdot \sin(\theta - \alpha) = 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\theta - \alpha); \quad (2.108)$$

$$v_2 = \sqrt{u_r^2 + u_\theta^2} = 2 \cdot v_0 \cdot \sin(\theta - \alpha). \quad (2.109)$$

З використанням рівняння Бернуллі для нестисливого потоку та рівності 2.99, розподіл тиску можна записати у наступному вигляді:

$$p_2 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - 4 \cdot v_0^2 \cdot \sin^2(\theta - \alpha)) = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (1 - 4 \cdot \sin^2(\theta - \alpha)). \quad (2.110)$$

З рівняння вище видно, що $\sin(\theta - \alpha) < 0$, а як результат й $p_2 < 0$, також очевидно, що в цій області підйомна сила є від'ємною, тому попереду рівняння необхідно додати знак мінус.

$$L_2 = - \int_{270^\circ}^{360^\circ - |\theta_1|} p_2 \cdot \sin(\theta - \alpha) \cdot r_0 \cdot d\theta; \quad (2.111)$$

$$L_2 = - \int_{270^\circ}^{360^\circ - |\theta_1|} \left[p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (1 - 4 \cdot \sin^2(\theta - \alpha)) \right] \cdot \sin(\theta - \alpha) \cdot r_0 \cdot d\theta;$$

$$L_2 = r_0 \cdot \left[\left(p_0 - \frac{3}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \right) \cdot (\cos(|\theta_1| + \alpha) + \sin(\alpha)) \cdot \frac{2}{3} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (\cos^3(|\theta_1| - \alpha) + \sin^3(\alpha)) \right]. \quad (2.112)$$

$$D_2 = \int_{270^\circ}^{360^\circ - |\theta_1|} p_2 \cdot \cos(\theta - \alpha) \cdot r_0 \cdot d\theta; \quad (2.113)$$

$$D_2 = \int_{270^\circ}^{360^\circ - |\theta_1|} \left[p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (1 - 4 \cdot \sin^2(\theta - \alpha)) \right] \cdot \cos(\theta - \alpha) \cdot r_0 \cdot d\theta;$$

$$D_2 = r_0 \cdot \left[p_0 \cdot (-\sin((\theta_1 + \alpha) + \cos \alpha)) + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (((\theta_1 + \alpha) + \cos(\alpha)) - \frac{4}{3} \cdot (-\sin^3((\theta_1 + \alpha) + \cos^3(\alpha))) \right]. \quad (2.114)$$

На ділянці області 3 припускається, що швидкість потоку дорівнює її значенню при $\theta = -90^\circ$, як в місці покидання області обтікання згідно з рисунком 2.15.

Використовуючи значення $\theta = -90^\circ$, величина швидкості в цій області буде рівною:

$$v_3 = 2 \cdot v_0 \cdot \sin(90^\circ - \alpha) = 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha). \quad (2.115)$$

З використанням рівняння Бернуллі для нестисливого потоку та з урахуванням рівняння 2.99, можна отримати наступний розподіл тиску:

$$p_3 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot [1 - 4 \cdot \cos^2(\alpha)]. \quad (2.116)$$

Значення підйімальної сили, та лобового опору у цій області мають наступні значення:

$$L_3 = \int_0^{l_3} p_3 \cdot \cos(\alpha) \cdot dl_3 = p_3 \cdot l_3 \cdot \cos(\alpha) = \left[p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (1 - 4 \cdot \cos^2(\alpha)) \right] \cdot l_3 \cdot \cos(\alpha); \quad (2.117)$$

$$D_3 = \int_0^{l_3} p_3 \cdot \sin(\alpha) \cdot dl_3 = p_3 \cdot l_3 \cdot \sin(\alpha) = \left[p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot (1 - 4 \cdot \cos^2(\alpha)) \right] \cdot l_3 \cdot \sin(\alpha). \quad (2.118)$$

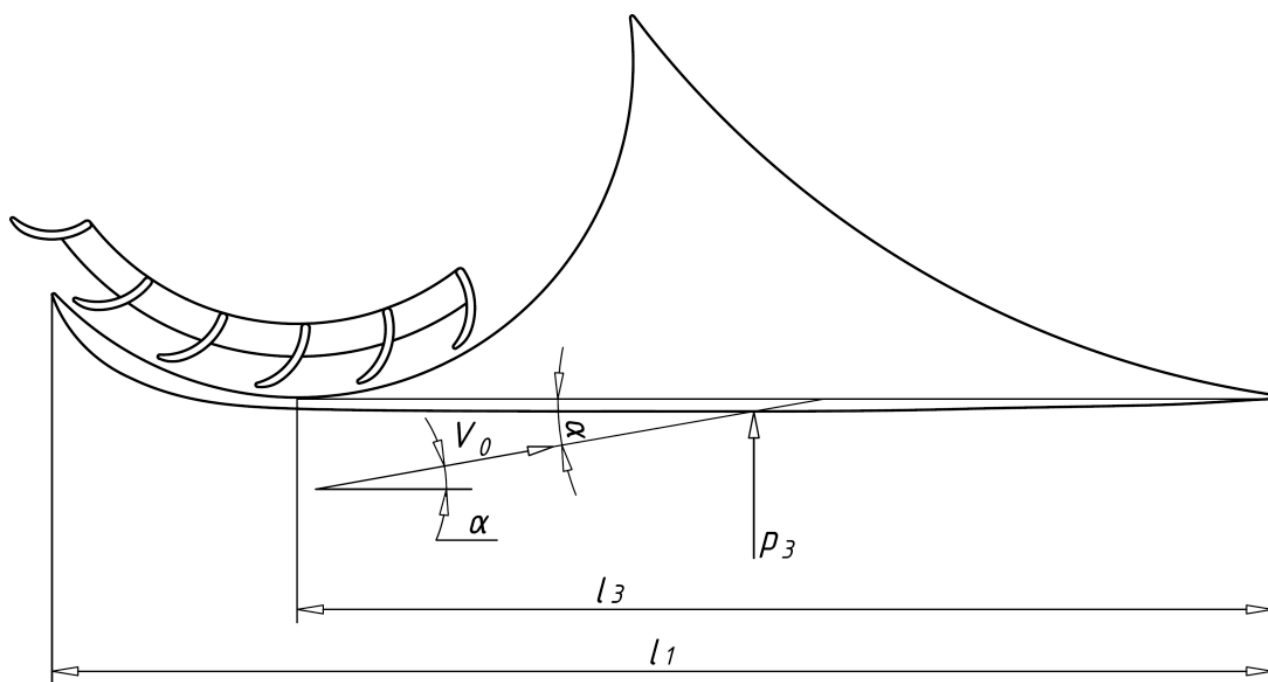


Рисунок 2.15 Геометричні параметри необхідні для розрахунку в третій області

Область 4. У цій області швидкість невідома, тому розподіл тиску не може бути визначений. Щоб визначити розподіл швидкості в цьому регіоні можна використовувати парадокс Даламбера. Згідно з цим парадоксом сила лобового опору закритого тіла в потенційному потоці дорівнює нулю. Цей профіль створений з двох основних частин: корпусу і вентилятора, обидві є закритими тілами (кожна лопатка - закрите тіло, і її опір дорівнює нулю, відповідно й опір роторного рушія також дорівнює нулю). За умови прямолінійної ділянки розподіл швидкості і статичного тиску є постійним вздовж неї. Отже сила лобового опору $D_1 + D_2 + D_3 + D_4 = 0$. А тому $D_4 = -D_1 - D_2 - D_3$.

$$p_4 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v_4^2). \quad (2.119)$$

У випадку коли дана область має радіус кривизни припускається, згідно до рисунку 2.16, що швидкість потоку на її початку дорівнює швидкості при $\theta = \beta + 90^\circ$. Через те, що потік який залишає вентилятор під цим кутом, наближено можна вважати паралельний поверхні 4.

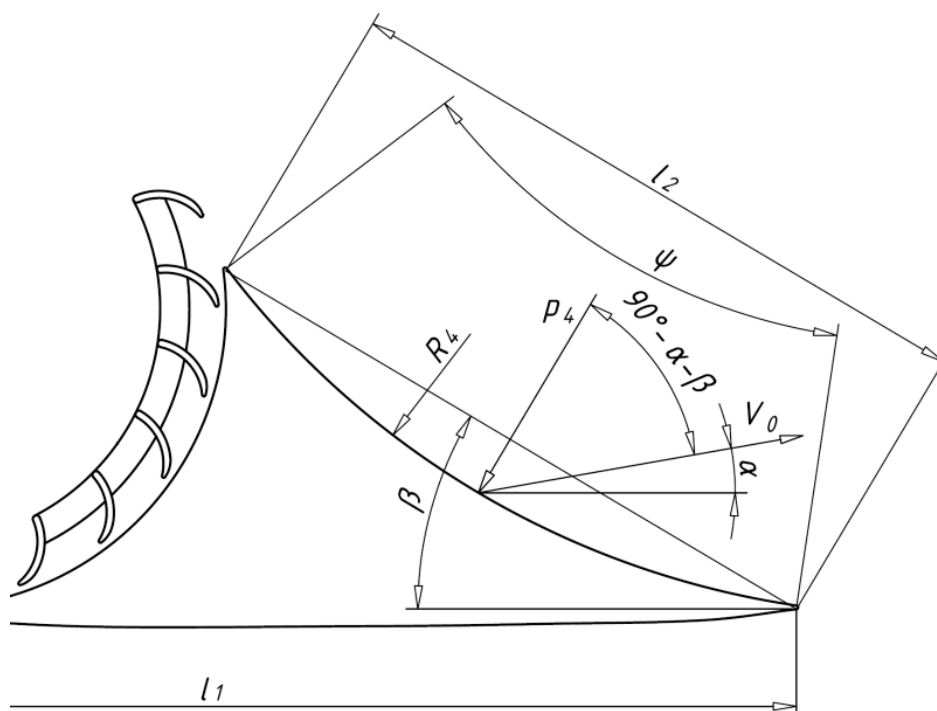


Рис. 2.16 Геометричні параметри необхідні для розрахунку в четвертій області.

Тому, замінивши θ у рівняннях 2.80 і 2.82 на $\beta + 90^\circ$, швидкість та тиск у цьому регіоні відповідно мають наступний вигляд:

$$v_4 = \sqrt{v_0^2 + l^2 \cdot \omega^2 + 2 \cdot v_0 \cdot l \cdot \omega \cdot \cos(\alpha + \beta)}; \quad (2.120)$$

$$p_4 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot l \cdot \omega \cdot (l \cdot \omega - 2 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha + \beta)). \quad (2.121)$$

Поверхня профілю крила в цьому регіоні має незначну відносну довжину l_2 (довжина дуги), та кривизну, а потік що відходить від роторного рушія прагне прямувати вздовж поверхні обтікання відповідно до ефекту Коанда (за умови працюючого роторного рушія), тому швидкість, а отже і тиск залишаються постійними вздовж неї. Як результат можемо припустити, що й підймальна сила, та сила опору можуть бути знайдені з наступних залежностей:

$$L_4 = - \int_0^{l_4} p_4 \cdot \sin(90 - \alpha - \beta) \cdot dl_4 = -p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v_4^2) \cdot l_4 \cdot \cos(\alpha + \beta); \quad (2.122)$$

$$L_4 = - \left[p_0 + \frac{D_1 + D_2 + D_3}{l_4 \cdot \sin(\alpha + \beta)} - p_0 \right] \cdot l_4 \cdot \cos(\alpha + \beta); \quad (2.123)$$

$$L_4 = - \frac{D_1 + D_2 + D_3}{\tan(\alpha + \beta)}. \quad (2.124)$$

$$D_4 = - \int_0^{l_4} p_4 \cdot \cos(90 - \alpha - \beta) \cdot dl_4 = -p_4 \cdot l_4 \cdot \sin(\alpha + \beta); \quad (2.125)$$

$$D_4 = - \left(p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v_4^2) \right) \cdot l_4 \cdot \sin(\alpha + \beta); \quad (2.126)$$

$$- \left(p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v_4^2) \right) \cdot l_4 \cdot \sin(\alpha + \beta) = -D_1 - D_2 - D_3; \quad (2.127)$$

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v_4^2) = \frac{D_1 + D_2 + D_3}{l_4 \cdot \sin(\alpha + \beta)} - p_0; \quad (2.128)$$

2.3. Випробування крил та роторних рушіїв

У цьому підрозділі описана розробка вдосконаленого і більш безпечного конструктивного рішення для системи крила з роторним рушієм, метою якого є підвищення ефективності ЛА з метою зайняти нішу для польотів на низьких швидкостях поряд з типовими існуючими схемами літаків скороченого злету та посадки (СЗП).

Основною проблемою є визначення оптимальної форми крила, що забезпечує найкращі аеродинамічні показники, включаючи підвищення підйомної сили та зниження опору повітря. Для цього проводяться комплексні аеродинамічні дослідження різних геометричних форм крила за допомогою чисельного моделювання та експериментів в аеродинамічній трубі. Окрім того, враховується мінімізація маси та спрощення конструкції крила для підвищення загальної надійності та безпеки.

Для досягнення поставлених цілей далі буде наведено оптимальні форми верхньої поверхні крила, які сприяють утворенню зони низького тиску та затриманню вихорів. Також розробляються методи оптимізації конструкції, включаючи застосування нових матеріалів з високою міцністю та низькою масою, використання передових технологій для підвищення точності виробництва та зниження вартості виготовлення.

Спільно з тим розглядається система, що об'єднує крило та роторний рушій (рисунок 2.17). Геометричні параметри обох компонентів підбираються на кожному етапі розрахунків, заснованих на відповідних аналізах результатів для кожного конкретного випадку. Також наведено базову модель крила (СЧК-2), яка встановлена на прототипі літака.

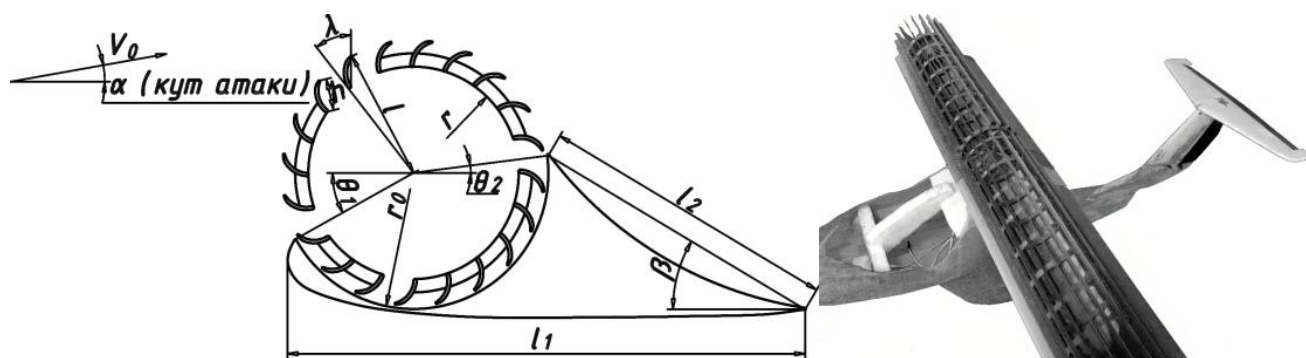


Рисунок 2.17 Базові геометричні параметри та експериментальна модель СЧК-2

Кожен експеримент включав в себе використання одного і того ж 20-лопатевого роторного рушія з діаметром 98 мм, довжиною 360 мм і масою 92 грами. Канал, в якому розташовувався рушій, мав однакову форму. Важливо виділити, що кут нахилу лопаток рушія відносно профілю має суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики роторної установки, тому для кожного випадку було створено профіль, у якому початкова та кінцева частини верхньої поверхні були максимально схожими або навіть ідентичними, з відповідним входом та виходом повітря з роторного рушія. Це забезпечило те, що отримані характеристики залежали головним чином лише від форми аеродинамічного профілю. Моделі були виготовлені за допомогою 3D-друку з використанням PET і PETG пластику.

В експериментальних моделях півкрила в якості двигуна було обрано Sunnysky X2212 KV980 II, здатного досягати максимальної кількості обертів за хвилину понад 10 000. Це було необхідним для досягнення достатньої швидкості потоку на виході в умовах відносно невеликого діаметра ротора. В експериментальній моделі роторного рушія його було розташовано всередині ротора, а крило було обладнано парою таких двигунів: один розміщено поблизу закінцівки крила всередині ротора, а інший - в кореневій частині крила на фланці рушія.

Профіль ротора відображено на рисунку 2.17 і має діаметр 66,4 мм і довжину 360 мм. Для кожного варіанту розрахунку була вибрана загальна площа лопатей у профілі, яка становить від 74 до 80 мм². Цей параметр виявився найбільш

оптимальним при виборі роторів залежно від кількості лопаток. Всі інші характеристики, за винятком довжини хорди лопаток та їх кількості, залишалися незмінними.

Дослідження проводилося в кілька етапів:

– На першому етапі розглядалися основні геометричні параметри і надавалися результати чисельного моделювання характеристик рушіїв з різною кількістю лопатей та їх форм і системи рушій-крило для СЧК-1, СЧК-2, СЧК-3 і СЧК-4;

– На другому етапі будувалися натурні моделі, виходячи з аналізу першого етапу, і для них проводилися випробування. Після цього результати порівнювалися з результатами статичних натурних випробувань системи з роторним рушієм і змінними аеродинамічними профілями. Для вимірювання швидкості повітря використовувався датчик MPXV7002 (рисунок 2.18). Система для вимірювання динамічних характеристик складалася з двох алюмінієвих смуг, які здатні вигинатися, пари кантерних ваг та кухонних ваг, здатних вимірювати з точністю до 1 грама (див. рисунок 2.18);

– На третьому етапі було проаналізовано дані, отримані на першому та другому етапах дослідження, і зазначено переваги та недоліки для кожної схеми, включаючи опис можливих рішень для виправлення проблем.

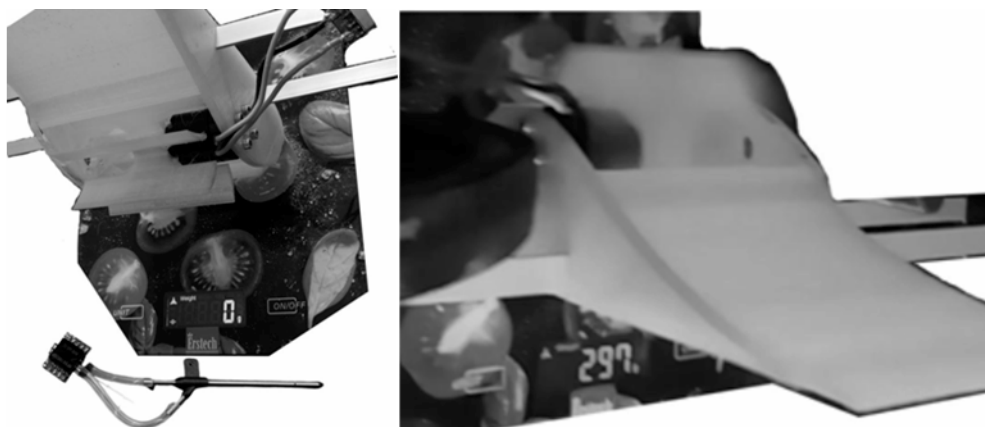


Рисунок 2.18 Дослідницький стенд, та обладнання, за допомогою якого проводилися вимірювання

Для аналізу аеродинамічних характеристик було використано моделювання на основі класу методів обчислювальної аерогідродинаміки (АГД) частинок і ґраткових рівнянь Больцмана (ГРБ). Рівняння Больцмана в неврівноважній статистичній механіці визначають поведінку газу на мезоскопічному рівні. Вони дозволяють не лише відтворити гідродинамічні межі, але і моделювати розріджену середу з застосуванням мікрогідродинамічних, аерокосмічних і вакуумних умов. Відмінність методу ГРБ полягає в тому, що він не вирішує рівняння Нав'є-Стокса, натомість він моделює потік ньютонівської рідини за допомогою дискретного кінетичного рівняння Больцмана та враховує зіткнення за допомогою моделі Батнагара-Гросса-Крука. Методи ґратчастих рівнянь Больцмана відзначаються своєю концептуальною та обчислювальною простотою, але їх можливість використання обмежена низькими швидкостями і нестабільною поведінкою на межах рухомих тіл. Використовувана технологія дозволяє моделювати складні АГД з частими переходами між різними станами, справжнім переміщенням геометрії, вільними поверхневими потоками, складними багатофазними потоками і взаємодією між рідинами і конструкціями [8].

Алгоритм, оснований на кінетиці частинок, дозволяє ефективно вирішувати завдання з використанням доступного апаратного забезпечення. Завдяки методу дискретизації, не потрібно будувати класичну сітку в просторі, тому складність поверхні не є фактором обмежування. При створенні сітки існує можливість автоматичної адаптації та підбору оптимальних параметрів сітки, з більшою деталізацією у зоні стінок моделей, а також допускається різна якість вхідної геометрії й наявність рухомих деталей..

Під час моделювання турбулентності використовується високоточне моделювання великих вихорів із пристінковим моделюванням (WMLES). Цей метод ґрунтується на сучасній технології моделювання великих вихорів (LES), що розроблена на основі моделі в'язкості WALE (локальна модель вихрової в'язкості, оптимізована для обчислення пристінкових течій). Ця технологія дозволяє отримати стабільну локальну модель вихрової в'язкості та точно відтворити поведінку в

пограничній області. Необхідний обчислювальний час для цього методу може бути порівняний з часом обчислення програм, які використовують лише усереднення Рейнольдса для розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса (RANS). Для моделювання граничного шару була використана уніфікована неврівноважена гранична функція, яка є ефективною у більшості випадків і вивільняє користувачів від потреби обирати різні моделі та враховувати обмеження, пов'язані з кожною з них. Розширені можливості відтворення дозволили отримати більш реалістичну візуалізацію, глибше розуміння потоку та термічні характеристики.

Спочатку було проведено експеримент, в якому використовувалася модель СЧК-1 з профілем плоско-випуклої форми, маса якої становила 110 грамів (рисунок 2.19).

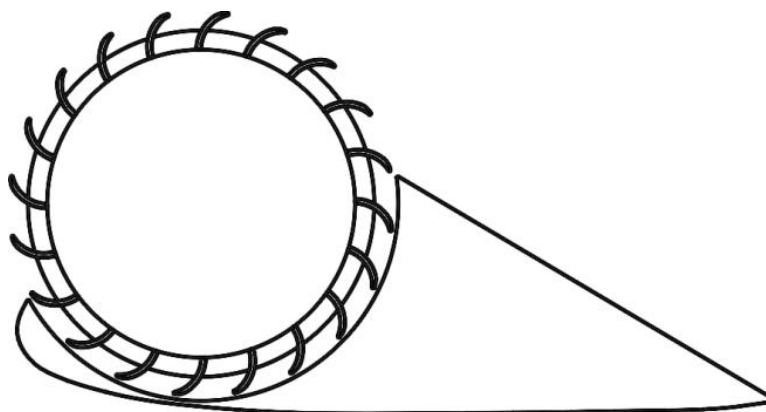


Рисунок 2.19 Графічне зображення ротору всередині СЧК-1 з плоско випуклим профілем

Експеримент виконувався при кількості обертів на хвилину, яка була постійною та змінювалась від 1000 до 8000 обертів з кроком в 1000. Кут нахилу крила відносно горизонту (для CFD розрахунку кут атаки) становив 0° . Отримані під час експерименту вихідні дані включають тягу, підйомну силу та швидкість потоку на виході з роторного рушія на відстані 50 мм позаду крильчатки та 10, 20 мм над верхньою поверхнею крила. Крім того, під час експерименту також проведено

визначення параметрів при роботі з одним робочим двигуном у випадку відмови другого. Розрахункові результати експерименту наведені в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3. Залежність тяги, підіймальної сили та швидкості потоку від зміни швидкості обертання ротору для СЧК-1.

Об./хв.	Тяга, Н	Підіймальна сила, Н	Швидкість потоку	
			10 мм над поверхнею крила, м/с	20 мм над поверхнею крила, м/с
1000	0,5	-	2,9	2,8
2000	1	0,2	6,3	6,1
3000	1,7	0,4	9,1	8,9
4000	2,6	0,7	12	11,7
5000	3,4	1	14,5	14,1
6000	4,5	1,4	17,3	16,9
7000	5,7	1,7	18,9	18,6
8000	7,1	2	21,7	21,4

Під час виконання експерименту було виявлено відбиття потоку від верхньої поверхні крила в більшості режимів роботи двигуна. Це призвело до значної турбулізації потоку та його подальшого відриву від поверхні крила, що впливає на стабільність залежності в значеннях тяги відносно підйомної сили. Відхилення становили до 5%, тому у таблиці наведені середні значення, які були отримані під час експерименту.

Після попередніх випробувань системи крила-роторного рушія, яка була зібрана за стандартною схемою з плоскою верхньою поверхнею, було створено експериментальну версію крила СЧК-2 з вбудованою впадиною (впуклістю) (рисунок 2.17). Це мало сприяти стіканню повітря з лопаток, зменшити відбиття потоку від поверхні крила та забезпечити ламінарний потік. Ще, завдяки конструктивній відсутності частини крила, його маса зменшується до 98 грамів. Кут установки крила відносно горизонту було встановлено в 3°. Результати експерименту представлені у таблиці 2.4.

Таблиця 2.4. Залежність тяги, підйимальної сили та швидкості потоку від зміни швидкості обертання ротору для СЧК-2

Об./хв.	Тяга, Н	Підйимальна сила, Н	Швидкість потоку	
			10 мм над поверхнею крила, м/с	20 мм над поверхнею крила, м/с
1000	0,54	-	3	2,8
2000	1,1	0,2	6,4	6
3000	1,9	0,5	9,3	8,8
4000	3	0,85	12,4	11,5
5000	4,2	1,2	15	14
6000	5,1	1,6	18,2	16,6
7000	6	1,9	20,5	18,3
8000	7,3	2,3	22,9	21,1

Після внесення цих змін в конструкцію крила було помічено значне покращення характеристик, особливо при високих швидкостях обертання вище 2000 обертів на хвилину. Потік повітря при цьому був приєднаний до поверхні крила і проходив більш інтенсивно, порівняно з класичною конструкцією, що відображено на графіку швидкості потоку повітря в залежності від відстані (рисунок 2.20). При цьому відбулось зменшення пульсацій швидкості потоку та змін в значеннях підйимальної сили й тяги під час випробувань. Проте для крил з невеликими значеннями кута λ (на швидкостях обертання до 1000 обертів на хвилину) може спостерігатися суттєво збільшена турбулізація потоку на більшій ділянці над поверхнею крила. Результати випробувань наведені у таблиці 2.4.

Використання профілів СЧК-3 та СЧК-4 з S-подібними контурами (рисунок 2.21) дозволяє знизити масу крила додатково на 6% і 8% відповідно, при цьому зберігаючи його жорсткість та міцність. Однак застосування цих профілів призводить до суттєвого зменшення внутрішнього об'єму крила. Для динамічних випробувань потрібно перевірити аеродинамічні характеристики цих профілів у реальних польотах, оскільки методи CFD при швидкостях 10 та 15 м/с у

горизонтальному польоті не дають надійних результатів, які можна було б рахувати не як похибку при обчисленнях.

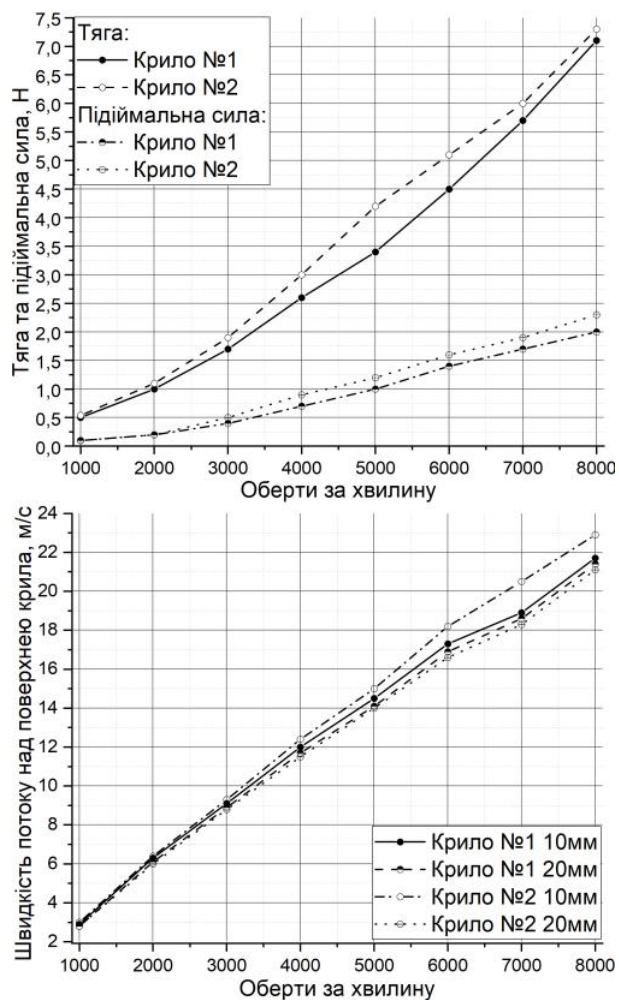


Рисунок 2.20 Залежності тяги, підіймальної сили та швидкості потоку в залежності від швидкості обертання ротору

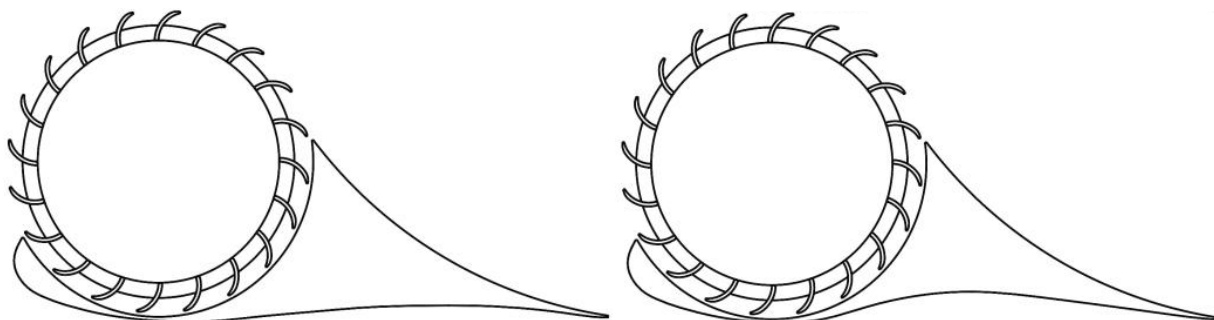


Рисунок 2.21 Графічне зображення СЧК-3 та СЧК-4 з S-подібними профілями

Також були досліджені різні форми носової та хвостової частин крила, проте при збільшенні довжини хвостової частини більше ніж на 150% відносно діаметру ротору не відзначено суттєвого зростання підйомної сили через те, що маса крила збільшувалася значно швидше.

Проведено математичне моделювання перекриття ротору носовою частиною. Перекриття на вході в роторний рушій при куті установки крила 0° у діапазоні 30-35% показало хороші результати при роботі за невеликих швидкостей обертання, але при значеннях швидкості, більших за 3000 обертів за хвилину, спостерігається утворення вихору всередині ротора, що знижує значення тяги та підйомної сили до 30%.

Перекриття лише нижньої частини ротору або в діапазоні до 10% суттєво збільшує лобовий опір до 5% та зменшує підймальну силу за невеликих швидкостей через підсмоктування повітря з нижньої поверхні крила. Зафіксовано розсіювання потоку повітря над задньою поверхнею крила, яке не створює значного тиску на низьких обертах роторного рушія. На інших режимах окрім виграшу в масі відсутні переваги.

При частковому перекритті в діапазоні від 10 до 30% додаткова створювана підймальна сила унаслідок обтікання носової частини дозволяє компенсувати перекриття ротору, що одночасно зі зниженням тиску перед крилом має позитивно вплинути на аеродинамічні характеристики в польоті, а також подібне конструктивне виконання унеможливорює підсмоктування повітря з нижньої поверхні крила на режимах з низькими швидкостями обертання. Вихроутворення при цьому мінімізується і розмір циркуляційного вихору не перевищує 30% внутрішнього об'єму ротору.

За розглянутої конфігурації крила (рисунок 2.17) та профілю, передбачено брати кут встановлення крила в 5° . Тому реальне перекриття носовою частиною під час польоту буде суттєво більшим, отже необхідно зменшити перекриття на вході від

25% до 10% або ще менше за значенням, враховуючи, що оптимальне перекриття в діапазоні від 40% до 50% було вибране на виході.

При дослідженні тангенціального роторного рушія в конструкції крил, спочатку за допомогою симуляцій було визначено оптимальну форму лопатей та кут їх встановлення на виході, що відповідно до CFD обрахунків складає 70°.

Далі були проведені досліді для визначення оптимальної кількості лопатей для ротора. Ротор був випробуваний на заданому числі обертів від 1000 до 6000 обертів на хвилину і вихідні дані включали в себе значення тяги та підйомної сили. Результати досліджень представлені у таблицях 2.5 і 2.6 та ілюстровані на відповідних графіках (рисунок 2.22).

Таблиця 2.5 Розрахована залежність тяги від зміни швидкості обертання ротору.

Об./хв.	Тяга при кількості лопатей, Н					
	7	9	10	11	12	14
1000	0.42	0.45	0.47	0.48	0.51	0.53
2000	1.22	1.3	1.34	1.38	1.46	1.54
3000	2.68	2.76	2.8	2.84	2.92	3
4000	3.9	4.1	4.2	4.35	4.5	4.7
5000	5.5	5.85	6.12	6.3	6.55	6.9
6000	6.9	7.3	7.45	7.6	7.75	8

Таблиця 2.6 Розрахована залежність підйомної сили від зміни швидкості обертання ротору.

Об./хв.	Підймальна сила при кількості лопатей, Н					
	7	9	10	11	12	14
1000	0.15	0.17	0.18	0.18	0.19	0.2
2000	0.47	0.55	0.6	0.64	0.66	0.69
3000	1.05	1.2	1.28	1.31	1.42	1.56
4000	1.45	1.69	1.74	1.8	1.89	2

5000	1.85	2.07	2.2	2.28	2.4	2.67
6000	2.3	2.54	2.86	2.94	3.01	3.23

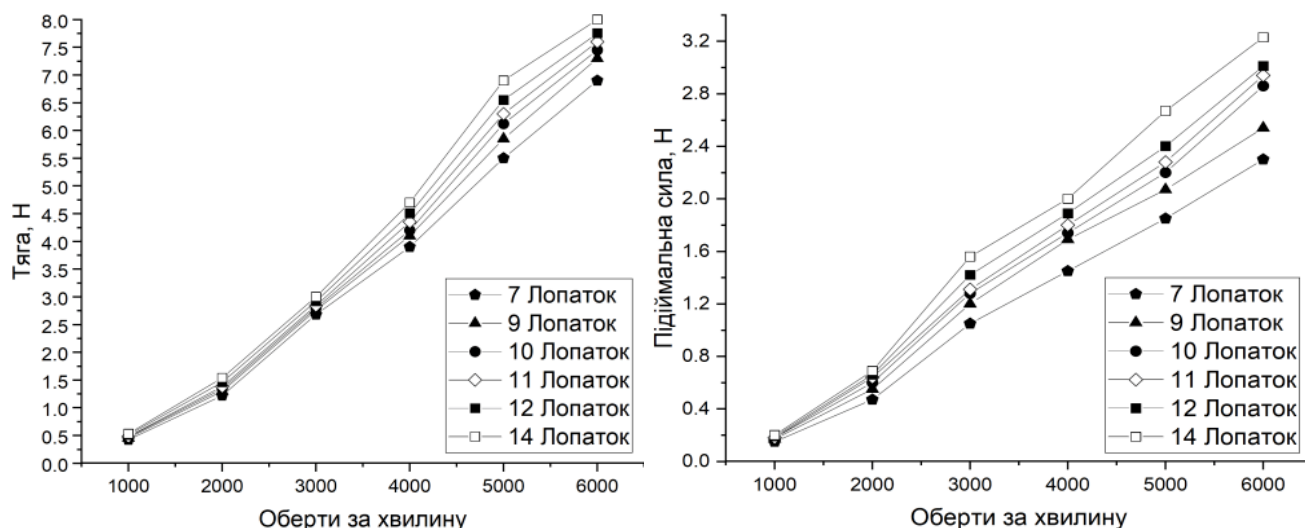


Рисунок 2.22 Графіки, побудовані на залежностях тяги та підйимальної сили в залежності від швидкості обертання ротору

Найкращі результати для роторів малого діаметру були отримані для роторів з більш ніж з 10-ми лопатками і тому натурні експерименти проводились в першу чергу з використанням таких роторів.

Для подальших експериментів використана модель крила з інтегрованим ротором, який має кількістю лопаток - 8, 10, 12 і 14. Метою цих випробувань було визначити максимальну швидкість потоку повітря на виході з роторної силової установки та виміряти силу тяги. Результати цих експериментів наведені в таблиці 3.

Під час проведення експериментів модель була підвішена над вагами за допомогою двох алюмінієвих смуг розміром 10 мм × 2 мм, які були закріплені з обох сторін. У випадках, коли модель провисала під власною вагою, ваги калібрувались в нуль перед експериментом. Після запуску двигуна фіксувалися показники тяги на обертах 2000, 5000 і 7000 обертів на хвилину. Крім того, вимірювався струм, споживаний електродвигуном, за допомогою мультиметра. Результати експериментів наведені на рисунку 2.23, а також у таблицях 2.7 і 2.8.

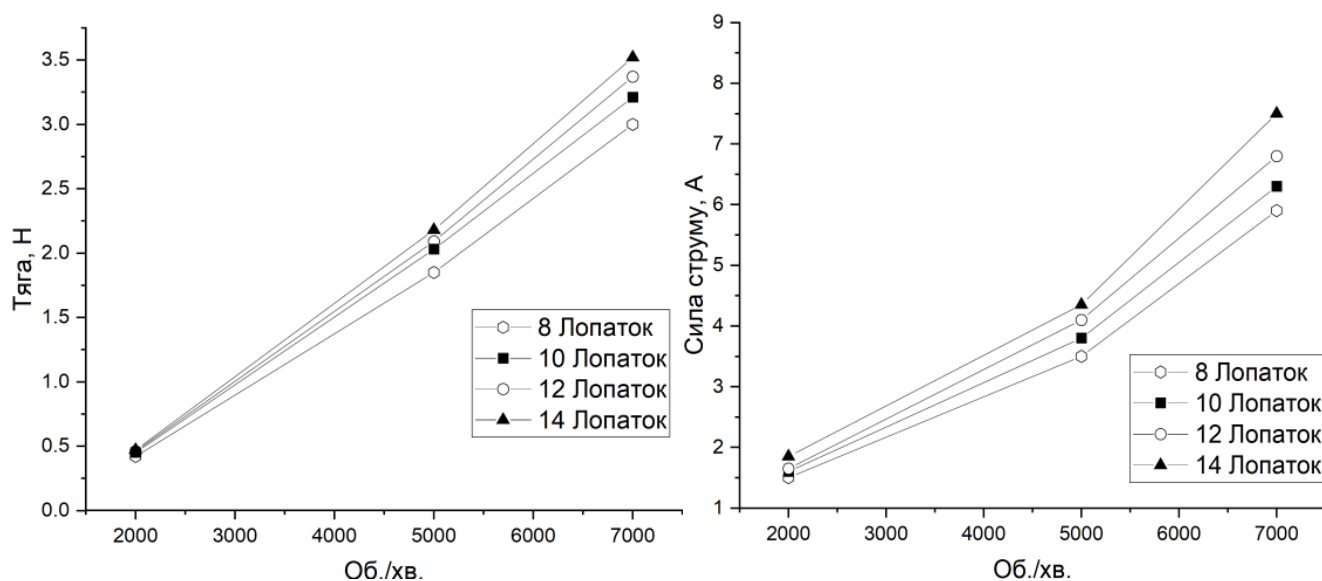


Рисунок 2.23 Графіки , побудовані на залежностях тяги та підйимальної сили в залежності від швидкості обертання ротору

Таблиця 2.7 Залежність тяги від зміни швидкості обертання 1/3 ротору для натурної моделі.

Об./хв.	Тяга при кількості лопатей, Н			
	8	10	12	14
2000	0.4	0.44	0.46	0.47
5000	1.85	2.03	2.09	2.18
7000	3	3.21	3.37	3.52

Таблиця 2.8 Залежність споживаного струму від зміни швидкості обертання 1/3 ротору для натурної моделі.

Об./хв.	Струм який споживає мотор при роботі з ротором, А			
	8	10	12	14
2000	1.5	1.6	1.65	1.85
5000	3.5	3.8	4.1	4.35
7000	5.9	6.3	6.8	7.5

Була проведена також низка випробувань на міцність для дослідження безпеки, щодо застосування роторних рушіїв, та польотів з ними.

На першому етапі знаходилась оптимальна кількість елементів для з'єднання лопаток з мінімізацією перекриття проходження потоку, через те, що для лопаток великого видовження, що мають відносно малу хорду за високих обертів зростає потреба у посиленні конструкції, для збереження її форми та цілісності. Експериментально було з'ясовано залежності між видовженням лопаток роторного рушія, виготовлених з посиленого PLA, ABS, PET та PETG типів пластику, з розрахунком на кількість перекриттів, необхідних, щоб роторна система деформувалася лише в закладених конструкцією межах від сил, що виникають під час обертання та в польоті, з достатньою міцністю конструкції при задовільній масі, технологічній можливості та зручності в реалізації запропонованої ідеї. Проведено дослідження потрапляння в ротор сторонніх елементів (рисунок 2.24).

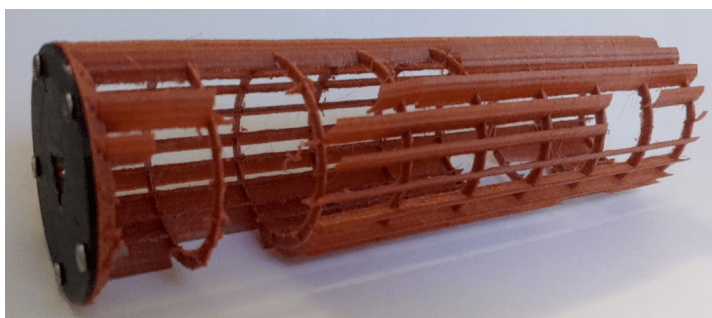


Рисунок 2.24. Пошкоджений на максимальній швидкості обертання в результаті потрапляння в нього металевої кулі діаметром 10 мм

Наступними були експерименти щодо дисбалансу ротору, виготовленого за допомогою методів 3-D друку з запланованими зонами руйнування. Експеримент проводився з вилученням з ротору по одній секції лопаток, що знаходиться між з'єднувачами, до того моменту, доки не спостерігався дисбаланс. Для запропонованої конструкції кількість вилучених секцій має становити понад 50% для відповідного розриву ротора (рисунок 2.25).



Рисунок 2.25 Натурне випробування моделі пропульсивної установки на міцність

Також спостерігався та був підтверджений розліт елементів роторного рушія тільки по двом осям під час руйнування силової установки, що у випадках аварійних ситуацій зменшує потенційну небезпеку такої конструкції. Відмічено, що під час розриву роторний рушій розлітається на дрібні елементи, що втрачають свою швидкість в зв'язку з невеликою інерцією та суттєвий аеродинамічний опір в порівнянні з металевими. Це також підтверджує доцільність використання пластику та технології 3-D друку для подібних структур.

Під час створення конструкцій для натурних випробувань PET й PETG пластики показали себе як доцільну альтернативу металам чи композитам, щоб бути застосованою для створення деталей літаків прототипів представлених у дисертації габаритів. Оскільки деталі, виготовлені за даних методів, мають задовільну міцність та одночасно низьку собівартість відносно інших матеріалів, це дозволяє створювати складні структури при виконанні роторних рушіїв.

Швидкість літака в режимі крейсерського польоту є одним із найважливіших параметрів, але під час зльоту та посадки висока швидкість не потрібна. Навпаки, її краще знизити настільки, наскільки це можливо, для скорочення необхідної довжини злітної смуги та підвищення рівня безпеки. Вихід із цієї ситуації – зльотно-посадкова механізація крила. У попередніх дослідях був створений оптимальний аеродинамічний профіль для умов крейсерського польоту з високошвидкісним тангенціальним роторним рушієм. Але таке рішення не дозволяє розкрити весь потенціал, який закладений в дану конструкцію. Під час зльоту, набору висоти,

зниження та посадки можна отримувати як додаткові значення підйомної сили, так і від'ємні за рахунок векторизації потоку, що виходить з роторного рушія. Тому на задній крайці крила було створено адаптивну механізацію, яка може виконувати наступні ролі: працювати в режимі спойлера для запобігання ефекту відскоку при посадці на водну поверхню та в режимі закрилків при польоті з невеликими відхиленнями донизу в режимі флаперонів (рисунок 2.26).



Рисунок 2.26. Адаптивна механізацію в режимі спойлера зліва й флаперону справа

Основною метою даного дослідження було визначення впливу адаптивної механізації крила на аеродинамічні характеристики.

Крило спочатку було протестовано в конфігурації спойлера з піднятою на 60 градусів відносно хорди профіля адаптивною механізацією зі зміною напрямку тяги майже до вертикальної, що дозволяє зменшувати підймальну силу без зміни

швидкості обертання ротору. Також є можливість використання реверсного режиму роботи роторного рушія одночасно з піднятою догори адаптивною механізацією, що дозволяє після посадки зменшити відстань до зупинки та підвищить безпеку.

Після цього з відхиленням до низу флапероном під 70 градусів у процесі CFD симуляції та вимірювань швидкості потоку з попередніх експериментів стало відомо, що ця позиція дозволяє змінити кут вектора тяги на понад 60 градусів відносно крейсерської конфігурації, бо потік, що виходить з роторного рушія на крило з впускністю на верхній поверхні спонукає турболізовану течію відповідно до закону Коанда бути приєднаною.

Шляхом керування примежовим шаром через здув може бути відтерміновано зриву потоку та збільшена підйомної сили крила з відхиленою механізацією. Принцип керування примежовим шаром полягає у примусовому підвищенні швидкості частинок повітря в цьому шарі та збільшенні його стійкості до відриву. Відомо, що потік відривається з обтічної поверхні через взаємодію примежового шару та позитивного градієнту тиску.

У випадку відхиленого закрилка найбільші позитивні градієнти тиску спостерігаються поблизу різкого викривлення поверхні, де відбувається основне відхилення закрилка від обтічної поверхні. У таких місцях зазвичай можна спостерігати відрив потоку. Для підвищення стійкості до відриву примежового шару необхідно прискорювати частинки повітря в його загальмованій області, що прилягає до поверхні крила. Для досягнення цієї мети використано примусовий здув примежового шару. Обдув адаптивної механізації призводить до зміни розподілу тиску вздовж хорди крила: утворюються позитивні градієнти тиску в області носка та відбувається збільшення розрідження на верхній поверхні крила.

Таке застосування в польотах знижує швидкість відриву від води. Через приріст коефіцієнту сили опору C_d на 8% та одночасно збільшені значення підйомної сили ми отримуємо літак надкороткого зльоту та посадки. У конфігурації посадки з меншою обертовою швидкістю тангенціального роторного вентилятора з

тим же самим відхиленням адаптивної поверхні кут напрямку тяги може змінюватися до 55 градусів. Це дозволяє зменшити швидкість підходу VApp більш ніж на 20%. Решта тяги спрямована в напрямку сили ліфта, що створює значну силу утримання і не дозволяє літаку відокремитися від землі під час руху при переході закрилки з режиму спойлера у режим спойлера.

Використання явища обдуву примежового шару можливо як під час злітно-посадкових маневрів, так і в режимі крейсерського польоту. Адаптивна система має свої переваги також в якості елеронів. Через суттєвий обдув поверхонь, одночасно зі зміною вектора тяги на крилах, навіть при незначних відхиленнях, спостерігаються значні зміни орієнтації літака. За такого використання елерони можуть бути встановлені навіть поблизу кореневих ділянок крила та при цьому мати ефективність навіть більшу, ніж у конструкції без примусового обдуву. У той же час використання диференційної зміни швидкості при використанні принаймні однієї секції із тяговим тангенціальним роторним рушієм у конструкції консолі крила може використовуватися для резервування керування. Завдяки простоті конструкції та невеликій кількості рухомих деталей система дуже надійна.

2.4. Аналіз даних, отриманих з CFD обрахунків, та фізичних експериментів над елементами пропульсивної установки, і їх порівняння з математичними моделями

Технологічне виконання конструкції верхньої поверхні крила виявилось важливим, як вказують результати експериментів. Під час статичних аеродинамічних випробувань було показано, що сукупне підвищення компонентів тяги та підйомної сили становить понад 5%. Додатково, результати комп'ютерних симуляцій показують, що в польоті можна отримати значне підвищення підйомної сили до 20% та збільшення сили тяги роторного рушія до 16% завдяки збільшенню швидкості потоку повітря навколо примежового шару на відстані від 3% до 8%. Невелике зниження швидкості потоку на відстані 20 мм від крила може бути

пов'язане з похибкою вимірювання швидкості потоку з точністю $\pm 5\%$, але це зниження виявлено на всьому діапазоні вимірювань. Крім того, використання випуклого вигину в конструкції верхньої поверхні крила сприяє зменшенню розсіювання потоку повітря над крилом, що призводить до підвищення тиску за крилом в обмеженому горизонтальному діапазоні.

Проведено аналіз конструкції, результатом якого є визначення оптимального місця розташування роторної установки всередині крила, яке зазвичай використовується для лонжеронів. Використання роторного рушія та конструкції крила у формі дуги циліндра може надати великої жорсткості конструкції, що дозволяє значно зменшити її масу і позбутися масивного переднього лонжерона. Застосування комп'ютерного моделювання дозволило проаналізувати оптимальну довжину передньої та задньої частин крила відносно ротора. Дослідження показали, що зміни в довжині і висоті носка профілю мають значний вплив на аеродинамічні характеристики, тому для кожного випадку необхідно вибирати оптимальне положення. Проте, рекомендованим може вважатися розташування носової частини з перекриттям від 10% до 30% перед ротором для роторних рушіїв з певним видовженням перед ними. Це допомагає уникнути змішування вільного потоку повітря з нижньої частини крила під час низьких швидкостей польоту і підвищує аеродинамічну ефективність та здатність до авторотації в разі відмови двигуна. Щодо хвостової частини, її завданням є лише збір потоку з лопаток ротора та направлення його у потрібному напрямку при різних швидкостях обертання ротора. Зазвичай, достатньо мати від ротора до задньої кромки крила вздовж хорди ділянку в межах 100-150% від власного діаметру ротора. Більші розміри можуть призвести до підвищення ваги у порівнянні до згенерованої підйомної сили, а надто коротка хвостова частина може спричинити відрив потоку повітря від крила та посилену турбулізацію за ним.

З отриманих з отриманих з експериментів над рушієм даних стало очевидним, що результати симуляції та натурного експерименту майже ідентичні, і найбільша

відмінність у результатах менша за 10%. Модель обтікання у симуляції точно відображає натурну модель і обидва методи дослідження демонструють пульсації потоку при кількості лопаток менше ніж 10, а також відрив потоку від крила при низьких швидкостях.

Форма та розміри лопаток були добре підібрані. При різних режимах обертання ротора спостерігається експоненційне зростання сили тяги, але з не стрімким приростом. Залежність між кількістю лопаток та приростом сили тяги є рівномірною. Проте, при збільшенні кількості лопаток при незмінній масі ротора спостерігається зменшення міцності, що обумовлено технологічними обмеженнями у виробництві та збірці. Споживаний струм також зростає швидше, ніж сила тяги, коли використовується більше 14 лопатей. Зміцнення структури шляхом збільшення маси ротора створює проблеми в ефективності системи та роботі двигунів.

Для подальшого практичного використання даної схеми найбільш оптимальним є вибір роторів з 14 лопатками, оскільки їх міцність та ефективність найвища серед усіх представлених варіантів. Для експериментальної моделі зі зменшеним розмахом сила тяги становить 2 Н, і споживаний струм знаходиться у межах 3,8 А при напрузі 12 В. Це означає, що приблизно з 140 Вт потужності може бути отримано близько 6 ньютон тяги. У випадку потреби у більшій силі тяги за однакової довжини ротора, двадцяти чотирьох лопатевий варіант буде найкращим, оскільки за 250 Вт потужності можна отримати приблизно 10 ньютон тяги. Швидкість виходу потоку з ротора практично не залежить від кількості лопаток. Вибір ротора з подан 14 лопатками буде давати менш ефективні результати і його конструктивна реалізація у разі малого діаметра ротора є складнішою, тому далі буде запропоновано використовувати ротори більшого діаметру зі значно більшою кількістю лопаток.

Загалом можна сказати, що всі геометричні параметри були успішно підібрані й було отримано більше ніж 0,04 Н з кожного вата потужності при використанні роторів на високих швидкостях обертання.

Для перевірки математичної моделі можна звернутися до математичного апарату, призначеного для розрахунку аеродинамічних параметрів за допомогою прямих натурних випробувань. Для цього спочатку було розраховано базові геометричні параметри робочої моделі та на їх базі створено поверхневу модель традиційного літального апарату в програмному пакеті Pansum (рисунок 2.27), за схемою літаючий човен, а також для верифікації результатів продубльована модель в X-Flow (рисунок 2.28). Наступним кроком було визначено параметри розбігу та зльоти з води, набору висоти, горизонтального польоту для літака з наступними базовими масовими, геометричними та аеродинамічними характеристиками:

$m_0 = 2,3$ (кг) – злітна маса;

$S_{wing} = 0,2$ (м²) – площа крила;

$l = 1,2$ (м) – розмах крила;

$b = 0,117$ – відносна товщина профілю;

$S_f = 0,056$ (м²) – площа міделю фюзеляжу.

$S_{f(plan)} = 0,135$ (м²) – площа фюзеляжу в плані.

$S_{f(side)} = 0,154$ (м²) – площа фюзеляжу при виді збоку.

$l_f = 0,85$ (м) – довжина фюзеляжу.

$l_{f(nose)} = 0,4$ (м) – довжина носової частини фюзеляжу.

$S_{float} = 0,0881$ (м²) – площа крила поплавка.

$l_{float} = 0,33$ (м) – розмах в області крила-поплавка;

$S_{stab} = 0,0498$ (м²) – площа стабілізатора.

$l_{stab} = 0,4$ (м) – розмах стабілізатора;

$\alpha_{0(wing)} = -3,9^\circ$ – кут атаки нульової підйимальної сили крила;

$Cd_{\alpha(wing\ 0)} = 0,0054$ – коефіцієнт лобового опору крила при нульовій підйимальній силі крила

$Cl_{\alpha(wing\ max)} = 1,59$ – максимальний коефіцієнт підйимальної сили крила в крейсерській конфігурації.

$\alpha_0 = -2,8^\circ$ – кут атаки нульової підйимальної сили;

$Cd_{\alpha(0)} = 0,0324$ – коефіцієнт лобового опору при нульовій підймальній силі літака

$Cl_{\alpha(max)} = 1,23$ – максимальний коефіцієнт підймальної сили літака в крейсерській конфігурації.

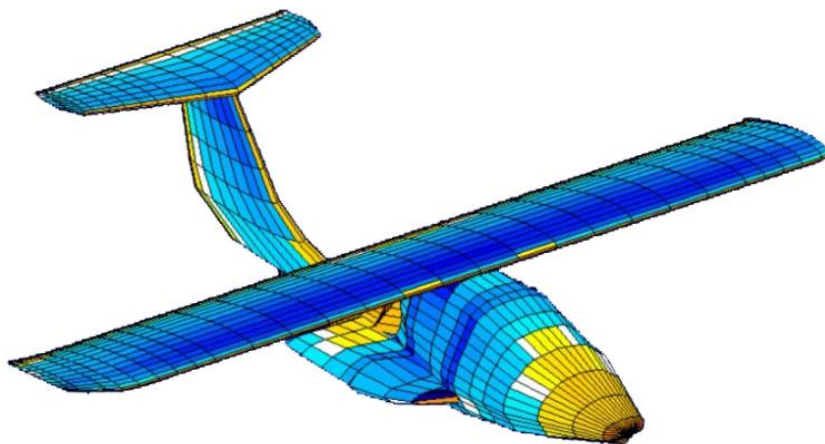


Рисунок 2.27. Модель традиційного літального апарату, створена в програмному застосунку Pansym

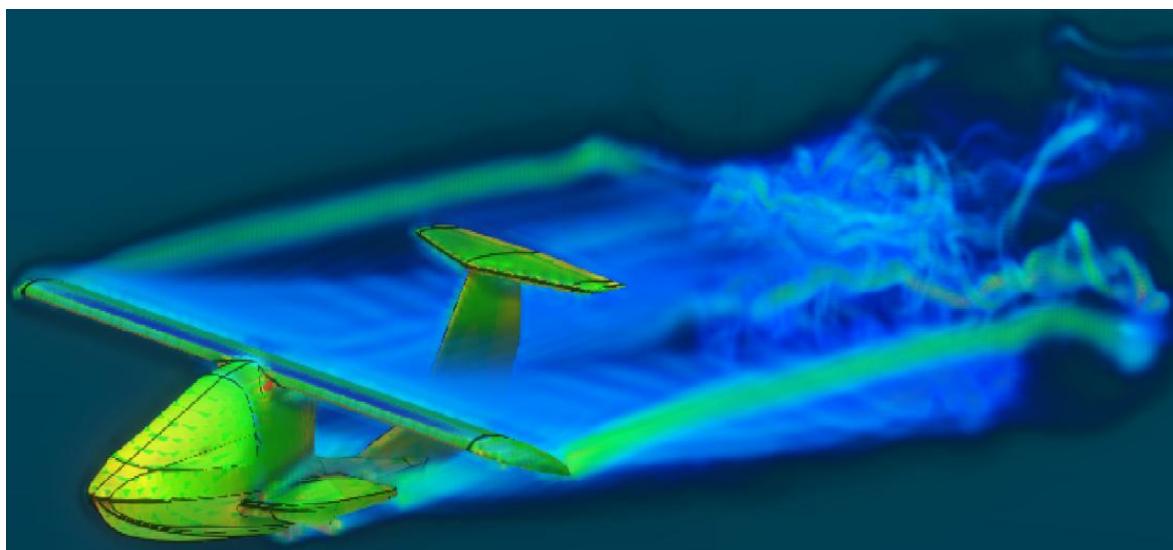


Рисунок 2.28. Модель для розрахунку аеродинамічних параметрів для моделі в програмному застосунку X-Flow, та візуалізація вихорів на близькому до критичного куті атаки

Визначаємо аеродинамічні характеристики фюзеляжу літака в крейсерській конфігурації:

Коефіцієнт опору фюзеляжу, та вертикального оперення при дозвукових швидкостях отримуємо за формулою:

$$C_{d_{f+v_tail}} = C_{d_{f(profil)}} + \Delta C_{d_{f+v_tail}}, \quad (2.129)$$

де $C_{d_{f(profil)}}$ – профільний опір фюзеляжу;

$\Delta C_{d_{f+v_tail}}$ – коефіцієнт додаткового опору, що враховує конструктивні особливості фюзеляжу, та опір від вертикального оперення;

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу без надбудов може бути визначений як:

$$C_{d_{profil(f+v_tail)}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_M \cdot S_{swept} / S_f, \quad (2.130)$$

де C_f – коефіцієнт тертя плоскої пластини, η_λ – коефіцієнт, що враховує вплив подовження фюзеляжу; η_M – коефіцієнт, що враховує вплив стисливості повітря; S_{swept} – охоплювана область фюзеляжу (swept area); S_f – площа міделевого перерізу.

Коефіцієнт тертя (табл. 2.9) визначається залежно від числа Рейнольдса фюзеляжу за наступними формулами:

$$C_f = \frac{0,455}{(\lg \Re)^{2,58}}; \quad \Re = \frac{V \cdot l_f}{\nu}. \quad (2.131)$$

Таблиця 2.9 Залежність коефіцієнту лобового опору фюзеляжу від швидкості польоту

Mach	0,04	0,06	0,08	0,1	0,11
Re	398972	598459	797945	996552	1097174
Cf	0,00534	0,00493	0,00466	0,00447	0,00439
$C_{d_{f+vtail}}$	0,0575	0,0596	0,0626	0,0668	0,0698

Коефіцієнт η_λ визначиться за графіком (рисунок 2.29), залежно від видовження фюзеляжу, для якого λ_f обчислюється за формулою:

$$\lambda_f = \frac{l_f}{\sqrt{4 \cdot S_f / \pi}} = \frac{0,85}{\sqrt{\frac{4 \cdot 0,056}{3,14}}} = 3,18. \quad (2.132)$$

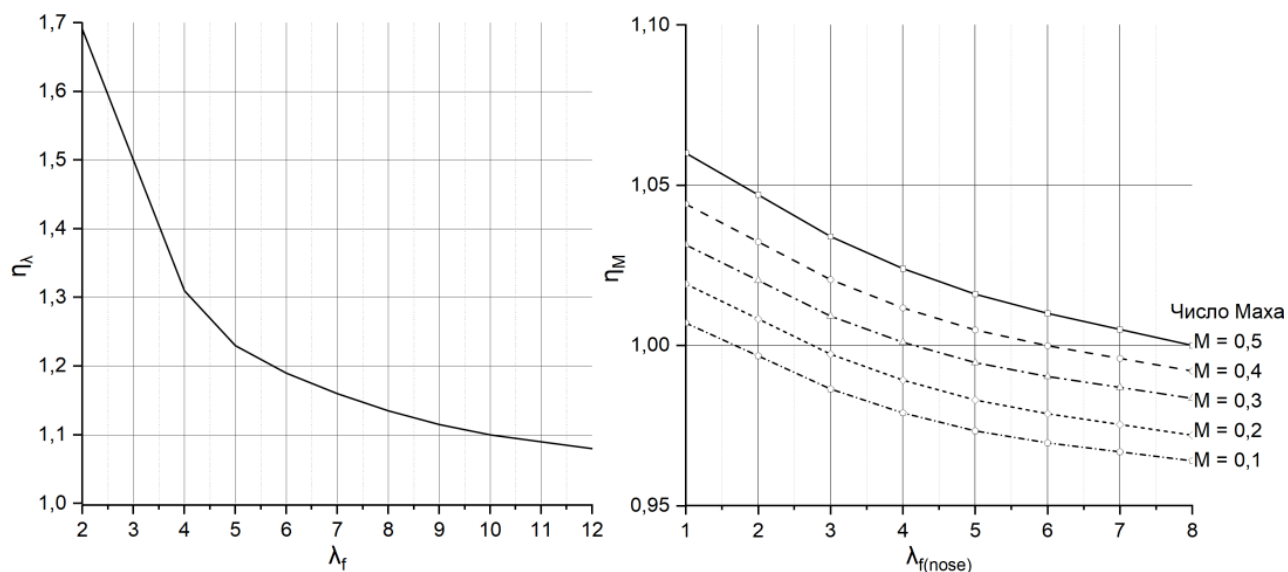


Рисунок 2.29. Графіки залежності коефіцієнта η_λ від видовження фюзеляжу λ_f зліва, та залежності коефіцієнта η_M від видовження носової частини фюзеляжу $\lambda_{f(nose)}$

Згідно з графіком $\eta_\lambda = 1,5$.

Коефіцієнт η_M визначиться за графіком (рисунок 2.19), залежно від видовження носової частини фюзеляжу:

$$\lambda_{f(nose)} = \frac{l_{f(nose)}}{\sqrt{4 \cdot S_f / \pi}} = \frac{0,4}{\sqrt{\frac{4 \cdot 0,056}{3,14}}} = 1,5. \quad (2.133)$$

Згідно з графіком $\eta_\lambda = 1,004$.

Охоплювана область фюзеляжу визначається за наближеною формулою:

$$S_{swept} = (S_{f(plan)} + S_{f(side)}) \cdot (2 - 0,4 S_{f(plan)} / S_{f(side)}) = 0,476. \quad (2.134)$$

Далі знаходимо видовження крила:

$$\lambda = \frac{l^2}{S_{wing}} = \frac{1,2^2}{0,2} = 7,2; \quad (2.135)$$

видовження поплавка:

$$\lambda = \frac{l_{\text{float}}^2}{S_{\text{float}}} = \frac{0,33^2}{0,0881} = 1,236; \quad (2.136)$$

та видовження стабілізатора:

$$\lambda = \frac{l_{\text{stab}}^2}{S_{\text{stab}}} = \frac{0,4^2}{0,0498} = 3,213; \quad (2.137)$$

також знаходимо ефективні видовження:

$$\lambda_{\text{eff}} = \frac{k_{\chi} \cdot \lambda}{\left(1 + \frac{S_{\text{overlapping}}}{S}\right)}, \quad (2.138)$$

де k_{χ} – поправка на стріловидність поверхні.

Визначаємо аеродинамічні характеристики аеродинамічних поверхонь літака в крейсерській конфігурації.

Для кожного СІ крила, обчислимо коефіцієнт лобового опору C_d враховуючи наявність індуктивного опору, та хвильового опору, який складається з профільно-хвильового, та індуктивно-хвильового опір яких можна ігнорувати через низькі значення числа Маха на представлених в роботі кутах атаки:

$$C_l = C_{d_{\text{profil}}} + C_{d_i} + C_{d_w}, \quad (2.139)$$

де $C_{d_{\text{profil}}}$ – коефіцієнт профільного опору,

C_{d_i} – коефіцієнт індуктивного опору,

C_{d_w} – коефіцієнт хвильового опору.

$$C_{d_i} = D \cdot C_l^2; \quad (2.140)$$

$$D = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda_{\text{eff}}}. \quad (2.141)$$

Поправка на форму крила в плані:

$$\delta = \frac{0,02 \cdot \lambda_{\text{eff}}}{\cos \chi} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right). \quad (2.142)$$

Знайдемо максимальне значення коефіцієнта профільно-хвильового опору за формулою:

$$Cd_{\alpha_0 w. \max} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{\text{eff}} \cdot \bar{c}^2 \cdot \cos \chi}{2 + \lambda_{\text{eff}} \cdot \bar{c}^{-1/3} \cdot \cos \chi^{2/3}}. \quad (2.143)$$

Розрахуємо критичне число Маха при $Cl = 0$:

$$M_{\text{critical}} = \frac{1}{\cos \chi} \left[1 + 1,607 \left(\frac{\bar{c}}{\cos \chi} \right)^{2/3} - 1,792 \left(\frac{\bar{c}}{\cos \chi} \right)^{1/3} \right]. \quad (2.144)$$

Обчислюємо число Маха, при якому досягається максимальне значення коефіцієнта хвильового опору:

$$M_{Cd_{\alpha_0 w. \max}} = \frac{1}{\cos \chi} \left[1 + \frac{0,4 \bar{c}^{-3/2}}{\cos \chi^{2/3}} \left(2 - \lambda_{\text{eff}} \left(\bar{c} \cos^2 \chi \right)^{1/3} \right) \right]. \quad (2.145)$$

Далі для кожного з розрахункових чисел Маха, які перевищують M_{critical} , визначаємо коефіцієнт профільно-хвильового опору $Cd_{\alpha(\text{wave})}$ за формулами:

$$\xi = \frac{M_{\infty} - M_{\text{critical}}}{M_{Cd_{\alpha_0 w. \max}} - M_{\text{critical}}}; \quad (2.146)$$

$$Cd_{\alpha(\text{wave})} = Cd_{\alpha_{w. \max}} \cdot \xi^3 \cdot (4 - 3 \cdot \xi), \quad (2.147)$$

при $M_{\infty} > M_{\text{critical}}$; якщо $M_{\infty} \leq M_{\text{critical}}$, то приймаємо $Cd_{\alpha(\text{wave})} = 0$.

Для кожного $Cl > 0$ обчислюємо відповідне число Маха $M_{\text{critical}(n)}$:

$$M_{\text{critical}(n)} = M_{\text{critical}} - \sqrt{\bar{c}} \cdot (Cl)^{\frac{3}{2}}. \quad (2.148)$$

Для кожного з розрахункових чисел Маха, які перевищують $M_{\text{critical}(n)}$, визначаємо коефіцієнт індуктивно-хвильового опору $Cd_{\alpha(i.\text{wave})}$ за формулою:

$$Cd_{i.w} = A \cdot Cd_i; \quad (2.149)$$

$$A = \lambda_{\text{eff}} \cdot \bar{c}^{-1/3} \cdot \left(M_{\text{critical}(n)} \right)^3; \quad (2.150)$$

при $M_{\infty} > M_{\text{critical}(n)}$, якщо $M_{\infty} \leq M_{\text{critical}(n)}$, приймаємо $Cd_{\alpha(i.\text{wave})} = 0$.

Розраховуємо повні значення підйимальної сили, а також значення коефіцієнтів лобового опору для кожного з кутів атаки відповідно до чисел Маха.

$$C_l = C_{l_{wing}} \frac{S_{wing}}{S_{total}} + C_{l_{stab}} \frac{S_{stab}}{S_{total}} + C_{l_{(f+v,tail)}} \frac{S_{(f+v,tail)}}{S_{total}} + C_{l_{float}} \frac{S_{float}}{S_{total}}; \quad (2.151)$$

$$C_d = C_{d_{wing}} \frac{S_{wing}}{S_{total}} + C_{d_{stab}} \frac{S_{stab}}{S_{total}} + C_{d_{(f+v,tail)}} \frac{S_{(f+v,tail)}}{S_{total}} + C_{d_{float}} \frac{S_{float}}{S_{total}}. \quad (2.152)$$

Для отримання напряму досить точних аеродинамічних характеристик літального апарату, за неможливості проводити польоти з реєстрацією даних на висотах понад 15 метрів, можливо використати довжину розбігу на водній поверхні без наявної течії та вітру, як у середовищі, що не змінює свої параметри. Знаючи швидкість відриву, за умови того, що відомо коефіцієнт тертя по поверхні, а також наявну статичну тягу та її зміну від швидкості, ми можемо досить точно визначити значення коефіцієнту підйимальної сили, для чого можна використати наступну залежність:

$$C_{l_{LOF}} = \frac{2 \cdot TOW \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_{LOF}^2}, \quad (2.153)$$

де TOW – маса літака.

Наближений розбіг при зльоті $TOGA_R$ та ділянку початкового розгону з набором висоти TOAD можна знайти через наступні залежності:

$$TOGA_R = \frac{v_{LOF}^2}{2 \cdot g \cdot \left(\frac{P}{TOW \cdot g} - \frac{1}{3 \cdot K} - \frac{2}{3} \cdot f \right)}; \quad (2.154)$$

$$TOAD = \frac{TOW \cdot g}{T_{avail} - T_{reqir}} \left(\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} + 10,7 \right). \quad (2.155)$$

А повну злітну дистанцію TOD обчислити через залежність:

$$TOD = TOGA_R + TOAD. \quad (2.156)$$

Однак краще використовувати метод моделювання зльоту шляхом інтегрування диференціальних рівнянь руху літака вздовж злітної смуги. Для цього

відповідно до початкових умов $t = 0$; $V_x = 0$; $TOD(0) = 0$, необхідно буде скласти систему рівнянь з початковими умовами:

$$\frac{dv_x}{dt} = \frac{T_{avail} - D(v_x) - F_{friction}(v_x)}{TOW}, \quad (2.157)$$

$$D(v_x) - F_{friction}(v_x) = T_{avail} - TOW \cdot \frac{dv_x}{dt}; \quad (2.158)$$

$$v_x = \frac{d(TOGA_R)}{dt}; \quad (2.159)$$

$$L_{force}(v_x) = TOW \cdot g - N, \quad (2.160)$$

де $F_{friction}$ представляє опір тертя, опір форми, та хвильовий опір підводної частини літаючого човна. Для визначення аеродинамічних характеристик під час розгону на етапі початкового набору висоти, необхідно застосувати наступні початкові умови $V_x = V_{LOF}$; $V_y = 0$; $t = 0$; $TOAD = 0$. Та скористатися наступною системою рівнянь:

$$\frac{dv_x}{dt} = \frac{(T_{avail} - D(v_x))}{TOW}; \quad (2.161)$$

$$D(v_x) = T_{avail} - TOW \cdot \frac{dv_x}{dt}; \quad (2.162)$$

$$v_x = \frac{d(TOAD)}{dt}; \quad (2.163)$$

$$\frac{dv_y}{dt} = \frac{(L - TOW \cdot g)}{TOW}; \quad (2.163)$$

$$L = TOW \cdot \left(g + \frac{dv_y}{dt} \right). \quad (2.164)$$

Розв'язок рівнянь можна провести записавши рівняння в такому вигляді:

$$D(v_x) + F_{friction}(v_x) = TOW \cdot \frac{v(t) - v(t + \Delta t)}{\Delta t} + T_{avail}; \quad (2.165)$$

$$TOGA_R(t + \Delta t) = TOGA_R(t) + v(t) \cdot \Delta t. \quad (2.166)$$

Система розв'язується до виконання умови $v \geq V_{LOF}$.

Для розгону система рівнянь застосовується наступним чином:

$$v_x(t + \Delta t) = v_x(t) + \frac{(T - D(v_x))}{TOW} \cdot \Delta t; \quad (2.166)$$

$$D(v_x) = TOW \cdot \frac{v_x(t) - v_x(t + \Delta t)}{\Delta t} + T_{avail}; \quad (2.167)$$

$$TOAD(t + \Delta t) = TOAD(t) + v_x(t) \cdot \Delta t; \quad (2.168)$$

$$L(v) = TOW \cdot \left(\frac{v_y(t + \Delta t) - v_y(t)}{\Delta t} - g \right). \quad (2.169)$$

Результати розрахунків аеродинамічних характеристик за допомогою математичного апарату для літака з традиційним крилом, а також у варіанті пропульсивною силовою установкою, представлено в таблиці 2.10 та на рисунку 2.30.

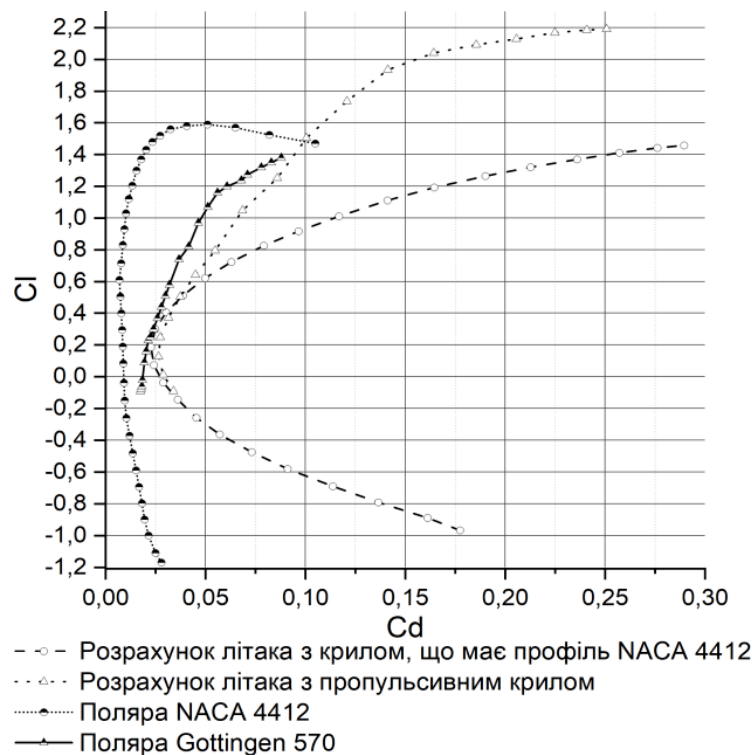


Рисунок 2.30. Поляра аеродинамічних профілів NASA4412 та Gottingen 570, а також поляри для літака з профілем NASA4412 та пропульсивним крилом на базі профілю Gottingen 570, розраховані за допомогою математичної моделі

Таблиця 2.10 Залежність коефіцієнта підйимальної сили, та лобового опору від кута атаки отримані з математичних обрахунків

α	NACA4412		Propulsive	
	Cl	Cd	Cl	Cd
-11	-0,967	0,1774		
-10	-0,889	0,1612		
-9	-0,791	0,1365		
-8	-0,690	0,1138		
-7	-0,580	0,0911		
-6	-0,474	0,0731		
-5	-0,363	0,0572		
-4	-0,258	0,0455		
-3	-0,143	0,0361		
-2	-0,036	0,0289	-0,0902	0,0340
-1	0,074	0,0242	0,0130	0,0288
0	0,187	0,0227	0,1270	0,0265
1	0,300	0,0248	0,2501	0,0274
2	0,406	0,0303	0,3730	0,0315
3	0,512	0,0388	0,5050	0,0374
4	0,622	0,0498	0,6435	0,0450
5	0,723	0,0630	0,7956	0,0548
6	0,826	0,0792	1,0484	0,0686
7	0,917	0,0966	1,2520	0,0859
8	1,012	0,1168	1,5044	0,1005
9	1,112	0,1411	1,7362	0,1208
10	1,193	0,1645	1,9347	0,1412
11	1,265	0,1901	2,0406	0,1642
12	1,321	0,2127	2,0920	0,1855
13	1,370	0,2360	2,1291	0,2056
14	1,412	0,2571	2,1687	0,2249
15	1,442	0,2761	2,1849	0,2409
16	1,458	0,2895	2,1909	0,2507

2.5. Аналіз даних, отриманих з випробувань та CFD обрахунків, для верифікації даних математичного апарату

Для верифікації результатів математичної моделі в першу чергу було проведено серію CFD симуляцій в середовищі X-Flow (рисунок 2.31).

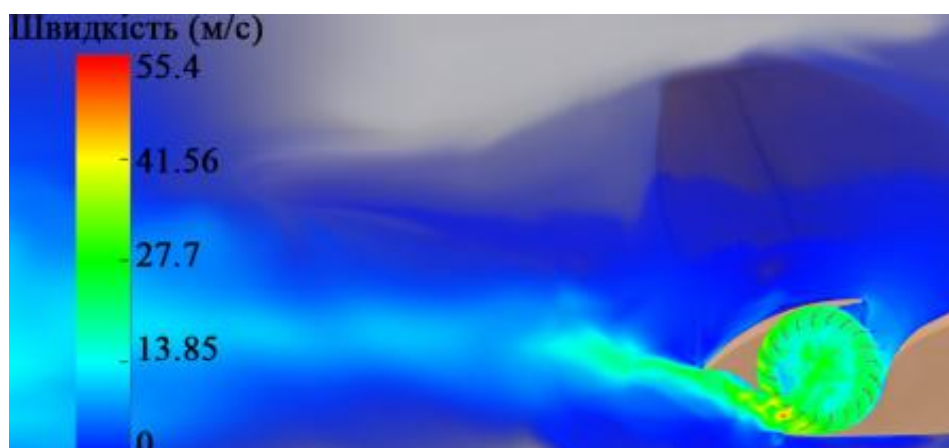


Рисунок 2.31. CFD обрахунок для верифікації математичної моделі з візуалізацією розподілу швидкості в перерізі крила

Для додаткової перевірки математичної моделі було створено натурні моделі літаків з традиційним крилом та пропульсивними крилами, для яких проводилися наземні випробування.

Першою був випробуваний літаючий човен злітною масою 2,3 кг та з традиційною силовою установкою і крилом що мало профіль NASA 4412 за традиційною аеродинамічною схемою, який показано на рисунку 2.32. За його допомогою було підтверджено обрахунки виконані з наведеної раніше математичної моделі через виміряні під час випробувань динамічні параметри, а саме силу тяги. Та знаючи її зміну в залежності від швидкості, що знаходиться відповідно до параметрів пропеллера, або ж може бути обрахована з меншою точністю через відомі залежності, величину приросту швидкості ЛА за одиницю часу на етапі розбігу, та супротив середовища і досліджений опір для фюзеляжу методами CFD вимірявши дистанцію розбігу на воді, відповідно можливо розрахувати аеродинамічні характеристики. Даний літак після випробувань має наступні параметри щодо розбігу, йому необхідно набрати мінімальну швидкість в 10.72 м/с та пройти в середньому близько 17 метрів по воді до повного відриву. Аеродинамічні характеристики при цьому узгоджуються з викладеним вище методом розрахунку, та похибка становить менше 10%.



Рисунок 2.32. Модель літака з використанням профілю NASA 4412

Другою була випробувана схема “Propulsive-Wing” (рисунок 2.33) при використанні аналогічного човна з повною злітною масою літака, яка була рівною до попередньої моделі, та дещо меншою площею крила через конструктивно зменшений розмах. Для неї знайдені та представлені наступні параметри. Літаку з такою пропульсивною системою для відриву необхідно набрати швидкість в 7.65 м/с та пройти при цьому відстань в 16.25 м , що показує перевагу такої компоновки під час зльоту в порівнянні з класичною компоновальною схемою літака, яка потребує більшої швидкості та дистанції відриву та тому є менш безпечною. Дані з математичної моделі було підтвержено експериментами за допомогою симуляцій та натурних випробувань й наведені в таблиці 2.11 і на рисунку 2.33. З результатів видно суттєве збільшення підйомної сили літака з профілем, в який встановлений “Propulsive-Wing” у порівнянні зі звичайним профілем та відмічено несуттєве зменшення аеродинамічного опору.



Рисунок 2.33 Натурна модель консолі крила “Propulsive-Wing” з адаптивним дефлектором, продемонстровано форму аеродинамічного профілю крила з встановленим в нього роторним рушієм.

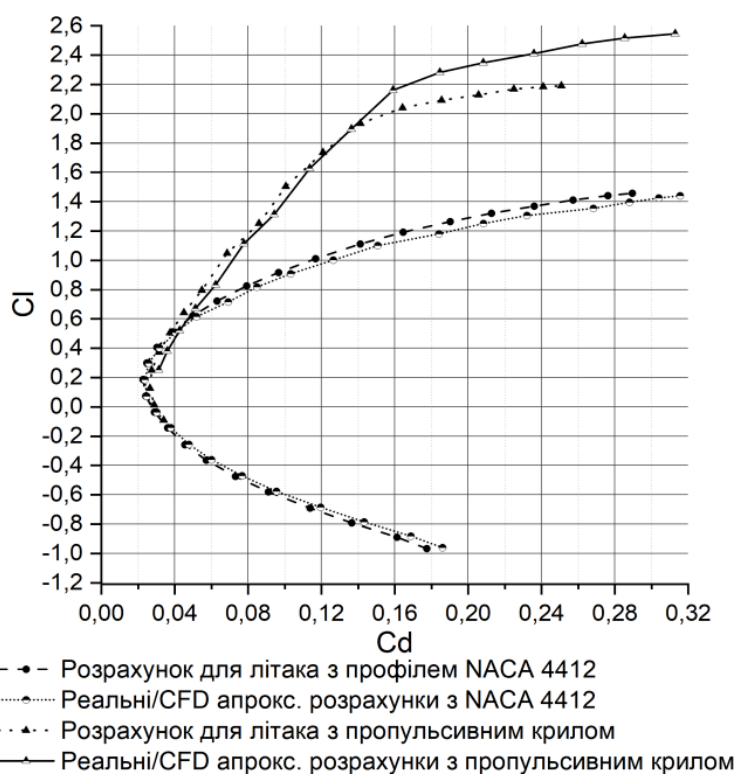


Рисунок 2.33. Поляра літаків з класичним та модифікованим під пропульсивне крило аеродинамічним профілем NASA 4412

Таблиця 2.11 Залежність коефіцієнта підйимальної сили та лобового опору від кута атаки отримані з CFD обрахунку, та підтверджені реальною моделлю

α	NACA4412		Propulsive	
	Cl	Cd	Cl	Cd
-11	-0,960	0,1860		
-10	-0,882	0,1687		
-9	-0,785	0,1433		
-8	-0,685	0,1195		
-7	-0,576	0,0954		
-6	-0,470	0,0767		
-5	-0,361	0,0600		
-4	-0,256	0,0478		
-3	-0,141	0,0378		
-2	-0,036	0,0302		
-1	0,073	0,0247		
0	0,185	0,0237		
1	0,298	0,0258	0,2532	0,0313
2	0,402	0,0316	0,3813	0,0360
3	0,507	0,0404	0,5213	0,0426
4	0,616	0,0519	0,6708	0,0512
5	0,717	0,0692	0,8319	0,0622
6	0,818	0,0848	1,1138	0,0778
7	0,909	0,1032	1,3138	0,0943
8	1,002	0,1264	1,6282	0,1136
9	1,101	0,1506	1,8965	0,1363
10	1,181	0,1840	2,1617	0,1590
11	1,252	0,2083	2,2827	0,1846
12	1,307	0,2320	2,3479	0,2082
13	1,355	0,2683	2,4108	0,2358
14	1,397	0,2879	2,4773	0,2622
15	1,426	0,3039	2,5177	0,2853
16	1,441	0,3155	2,5465	0,3129

Експериментальна модель літака конструктивно передбачала встановлення адаптивного дефлектора на кожну з консолей крила, рисунок , який був призначений виконувати роль елеронів під час польоту у разі їх асинхронного застосування, через векторизацію тяги від роторного рушія, таким чином може досягатися бездоганна

керованість. Цей запас при одночасному симетричному застосуванні може дозволити дефлекторам виконувати роль адаптивної механізації перенаправляючи потік завдяки на кути -25° до низу та до $+15^\circ$ вгору, покращуючи зльотно-посадкові параметри літака.

Відповідно до написаного вище, наступним кроком дослідження адаптивного крила стало проведення експериментів з використанням адаптивного дефлектора під час зльоту, та відповідні до цього результати наведені у таблиці 2.12 та на рисунку 2.34. Дистанцію необхідну для відриву як і швидкість при такому методі використання дефлектора вдалося скоротити до 15,3 метри, та швидкості 7 м/с відповідно.

Таблиця 2.12 Залежність коефіцієнта підйімальної сили, та лобового опору від кута атаки при зміні положення дефлектора, дані отримані з комбінації натурного експерименту та CFD-симуляції.

α	Propulsion-Wing (без використання адапт. дефлектора)		Propulsion-Wing (відхилення адапт. дефлектора на 10°)		Propulsion-Wing (відхилення адапт. механізації на 20°)	
	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
1	0,2532	0,0313	0,2899	0,0359	0,3026	0,0359
2	0,3813	0,036	0,4248	0,0414	0,5162	0,0406
3	0,5213	0,0426	0,6412	0,0514	0,7598	0,0494
4	0,6708	0,0512	0,8504	0,0594	1,0306	0,0594
5	0,8319	0,0622	1,1193	0,0722	1,2135	0,0730
6	1,1138	0,0778	1,3964	0,0913	1,5195	0,0821
7	1,3138	0,0943	1,6916	0,1033	1,8392	0,0985
8	1,6282	0,1136	1,9451	0,1225	2,1099	0,1141
9	1,8965	0,1363	2,2294	0,1448	2,3200	0,1428
10	2,1617	0,159	2,4123	0,1672	2,5427	0,1588
11	2,2827	0,1846	2,5319	0,1931	2,6550	0,1879
12	2,3479	0,2082	2,6215	0,2267	2,7447	0,2183
13	2,4108	0,2358	2,7338	0,2562	2,8271	0,2545
14	2,4773	0,2622	2,7564	0,2806	2,8868	0,2801
15	2,5177	0,2853	2,8198	0,3081	2,9167	0,3084
16	2,5465	0,3129	2,8271	0,3377	2,9167	0,3488

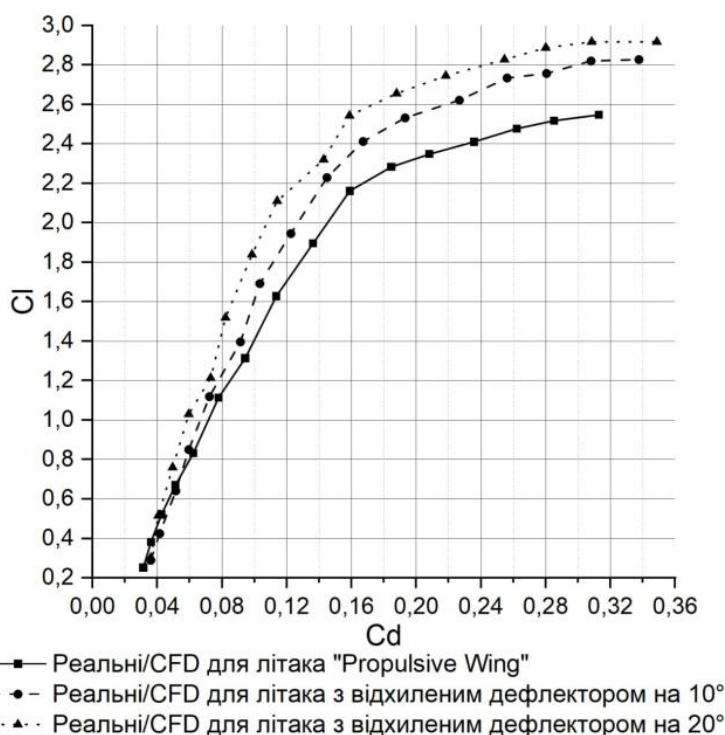


Рисунок 2.34. Поляра літака з силовою установкою “Propulsive-Wing” з активною та адаптивною механізацією під різними кутами відхилення

Третьою була випробувана конструкція за схемою “Fan-Wing” з крилом, що мало на кінцях крила торцеві шайби, на яких встановлювались двигуни, що знаходились при цьому всередині тангенціального роторного рушія. Дана конструкція дозволяла виконувати повну обдувку крила за роторним рушієм. Одночасно з цим в задній частині крила було прийняте рішення встановити флаперони, що здатні відхилятися на значні кути (рисунок 2.35).

Дане технологічне рішення адаптивного крила дозволяє перенаправляти значну кількість потоку відповідно до ефекту Коанда, що прилипає до керуючої поверхні в напрямку її відхилення, в нагоді також стає використання технологічної конструктивної впуклості, яка забирає потік від роторного рушія, а не відбиває його, як у випадках з плоским виконанням верхньої частини профілю крила.

Спочатку було проведено експеримент без використання адаптивної механізації, і поверхні за крилом слугували лише як елерони, та дозволяли підтримувати поперечну стійкість літального апарату у випадках поривів вітру, та за

умов коли висота хвиль була значно більшою ніж того передбачала конструкція, результати експерименту наведено у таблиці 2.13 та на рисунку 2.36. Для даного літака була встановлена довжина розбігу в 14,8 метри, при швидкості, що складала 8,3 м/с.



Рисунок 2.35. Літак з пропульсивною силовою установкою “Fan-Wing” під час випробувань

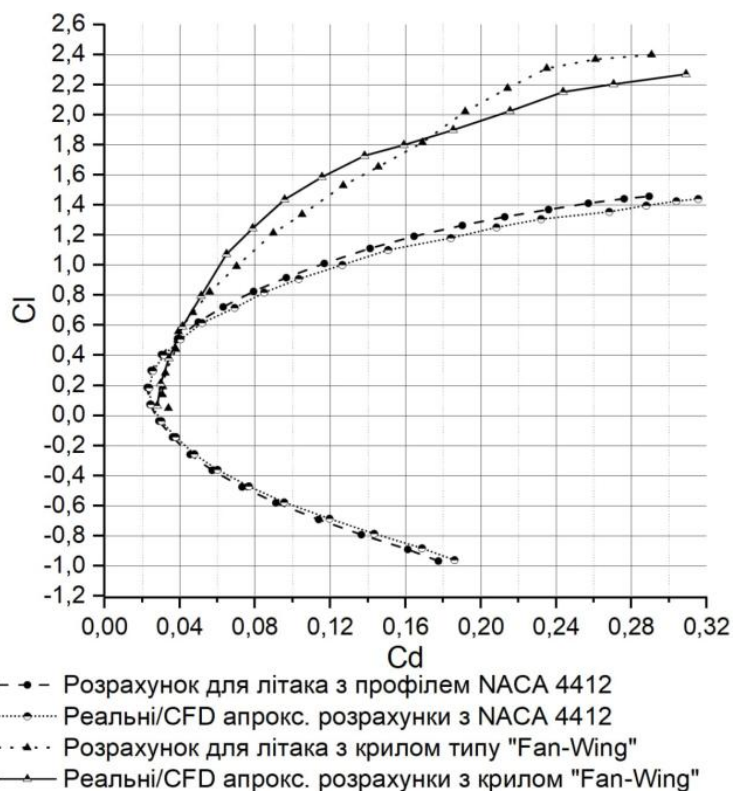


Рисунок 2.36. Поляра літаків з профілем NASA 4412 класичного та модифікованого під тангенціальний роторний рушій “Fan-Wing”

Таблиця 2.13 Залежність коефіцієнта підйимальної сили та лобового опору від кута атаки, отримані з математичних обрахунків для літака та комбінації з CFD та натурного експерименту.

α	NACA4412 (натур. експеримент)		Fan-Wing (математичне моделювання)		Fan-Wing (натур. експеримент)	
	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
1	0,298	0,0258	0,2839	0,0323	0,0656	0,0280
2	0,402	0,0316	0,4419	0,0379	0,2129	0,0299
3	0,507	0,0404	0,5591	0,0393	0,3817	0,0342
4	0,616	0,0519	0,6860	0,0470	0,5925	0,0414
5	0,717	0,0692	0,8226	0,0559	0,7957	0,0513
6	0,818	0,0848	0,9925	0,0702	1,0742	0,0648
7	0,909	0,1032	1,2140	0,0897	1,2452	0,0788
8	1,002	0,1264	1,3376	0,1050	1,4366	0,0957
9	1,101	0,1506	1,5301	0,1269	1,5860	0,1156
10	1,181	0,1840	1,6538	0,1455	1,7280	0,1382
11	1,252	0,2083	1,8161	0,1690	1,7989	0,1591
12	1,307	0,2320	2,0215	0,1917	1,8989	0,1853
13	1,355	0,2683	2,1763	0,2142	2,0247	0,2155
14	1,397	0,2879	2,3086	0,2350	2,1516	0,2437
15	1,426	0,3039	2,3688	0,2609	2,2032	0,2706
16	1,441	0,3155	2,3989	0,2908	2,2699	0,3091

Далі для моделі Fan-Wing було проведено експерименти з використанням адаптивного дефлектора під час зльоту. З отриманих результатів можна виділити, що використання адаптивної механізації збільшує створювану підймальну силу в зв'язку з векторизацією тяги, та одночасно з тим не суттєво викликає несуттєве підвищення лобового опору, що дозволяє зменшити дистанцію та швидкість зльоту в порівнянні з профілем без використання адаптивного флаперона. Визначена, дистанція необхідна для відриву від води склала 11,2 метри, при швидкості, що складала 6,6 м/с! Даний результат є вражаючим, враховуючи масу літака в 2,3 кг, у випадках з порожнім літаком, який буде оптимізовано, можна досягати неперевершених результатів при створенні літаків з КЗП при використанні такого типу механізації.

Результати експериментів наведені у таблиці 2.14 та на рисунку 2.37.

Таблиця 2.14 Залежність коефіцієнта підйимальної сили, та лобового опору від кута атаки при зміні кута відхилення механізації, дані отримані з комбінації натурного експерименту та CFD-симуляції.

α	Fan-Wing (без використання адапт. механізації)		Fan-Wing (відхилення адапт. механізації на 20°)		Fan-Wing (відхилення адапт. механізації на 40°)	
	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
1	0,0656	0,0280	0,6976	0,0377	0,7400	0,0413
2	0,2129	0,0299	0,9372	0,0468	1,1219	0,0495
3	0,3817	0,0342	1,1642	0,0577	1,3682	0,0597
4	0,5925	0,0414	1,3528	0,0696	1,5702	0,0726
5	0,7957	0,0513	1,5135	0,0790	1,7790	0,0831
6	1,0742	0,0648	1,7020	0,0926	2,0224	0,1004
7	1,2452	0,0788	1,8464	0,1106	2,1773	0,1156
8	1,4366	0,0957	1,9580	0,1329	2,2985	0,1332
9	1,5860	0,1156	2,0628	0,1533	2,4544	0,1587
10	1,7280	0,1382	2,1600	0,1780	2,5689	0,1821
11	1,7989	0,1591	2,3120	0,1963	2,6709	0,2062
12	1,8989	0,1853	2,4505	0,2220	2,7979	0,2319
13	2,0247	0,2155	2,5448	0,2518	2,8719	0,2637
14	2,1516	0,2437	2,6218	0,2773	2,9556	0,2919
15	2,2032	0,2706	2,6978	0,3077	3,0028	0,3217
16	2,2699	0,3091	2,7574	0,3367	3,0490	0,3588

Відповідно до цього створена таблиця 5 та побудовано графіки аеродинамічних залежностей для реальних літаків з традиційним та пропульсивними крилами, згідно до яких можна порівняти розрахунки запропонованим математичним апаратом з врахуванням відомих залежностей для обчислення фюзеляжу та аеродинамічних поверхонь з випробуваннями реального літака.

Результати дослідження показують, що використання пропульсивного крила надає додаткові переваги для профілів великої товщини, а також дозволяє досягти значно більших коефіцієнтів підйимальної сили при зменшенні загального лобового

опору. Цей ефект підсилюється використанням адаптивної механізації потоку повітря у схемі “Propulsive-Wing” завдяки векторизації тяги у необхідному для оптимальності зльоту напрямку.

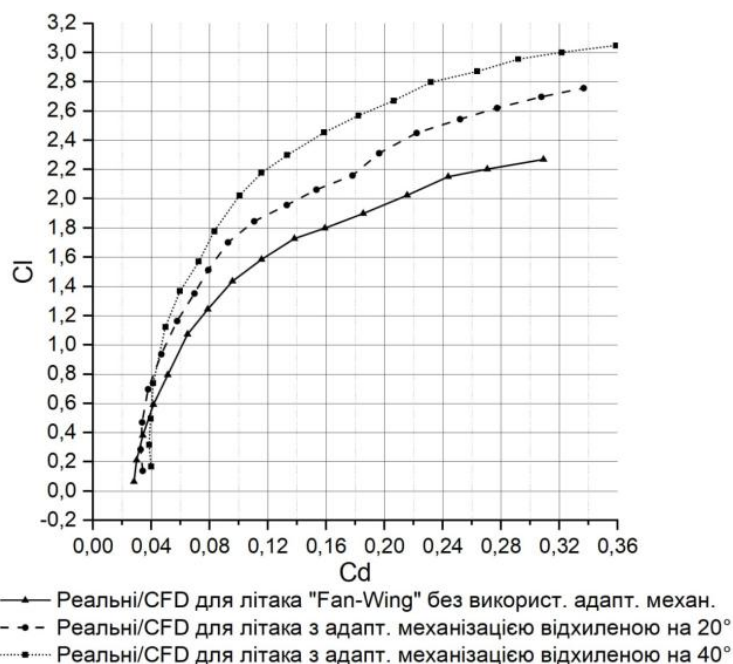


Рисунок 2.37 Поляра літака з пропульсивною силовою установкою “Fan-Wing” з активною та адаптивною механізацією під різними кутами відхилення

Проведені фізичні експерименти та математичне моделювання вказують на те, що дослідження попередніх вчених за цією темою не є достатньо коректними, оскільки не були прийняті до уваги ефекти, які відносяться до заповнення сліду позаду роторним рушієм, а коефіцієнт підйімальної сили в таких дослідженнях враховувався разом з відхиленою тягою, що призводило до отримання недосяжних практичних значень у їх моделях. Дана представлена модель враховує всі вищеперелічені фактори, тому є більш точною й одночасно не набагато складнішою для розрахунків елементів ЛА.

Натурні дослідження та CFD симуляції підтвердили працездатність створеної математичної моделі, яку можна використовувати при розрахунках літаків, однак є

ряд параметрів, які треба знаходити експериментально або ж користуватися вже відомими даними, які були досліджені.

В дослідженні враховувався вплив адаптивного крила та механізації за рахунок відхилення флаперонів та керування потоком через рухомий дефлектор в задній частині крила для “Propulsive-Wing”. За її допомогою було від час зльоту експериментальної моделі літака було досягнуто збільшення підйомної сили за рахунок векторизації у напрямку донизу, що призвело до зменшення необхідної дистанції та швидкості зльоту.

Висновки до розділу 2

1. Визначено математичні залежності, за допомогою яких є змога рахувати прості за формою та складні з точки зору аеродинаміки елементи літальних апаратів, що відкриває нові можливості створення комплексних структур в авіації.

2. Розроблено та запропоновано нову математичну модель обрахунку тангенціальних вентиляторів в зв'язку з відсутністю такої у відкритих джерелах до часу написання даної дисертації.

3. Отримано дані CFD розрахунків для різних елементів літака, що застосовує систему ротор-крило “Propulsive-Wing” та “Fan-Wing”, такі як фюзеляж літака, експериментальні профілі крила та форм роторного рушія. Виявлено закономірності між взаємним розташуванням елементів та змінами у характеристиках, підтверджено істинність математичної моделі.

РОЗДІЛ 3. АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОМПОНУВАНЬ, ТА НОВИХ КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ВИКОРИСТАННЯМ РОТОРНОГО РУШІЯ

3.1. Підбір оптимальної аеродинамічної схеми та компоновання моделі літака з пропульсивною силовою установкою

Аналіз аеродинамічних характеристик є необхідною складовою процесу проектування літаків загалом. Компоновання літального апарату є глибоко взаємопов'язано з вибором його структури, конструкції силових установок та іншими важливими параметрами. Традиційна схема компоновання літаків є добре відпрацьованою та ефективною при застосуванні звичайних реактивних чи гвинтових силових установок. Але за умови використання роторного рушія, що займає значну частину крила та впливає на його форму профілю, традиційне компоновання виявляється не оптимальним в більшості подібних випадків. Через обмежену кількість проведених експериментів з роторними рушіями та відсутності належних рекомендацій щодо вибору конфігурації й виготовленню літаків даного типу за методами 3D-друку з посиленням міцності елементів за допомогою CFRP та GFRP (вуглецевих та склотканинних композитів), це дослідження несе значну практичну цінність.

Головною метою цього розділу є визначення найбільш оптимального розташування компонентів для експериментальних моделей літаків, які мають розмах крил менший за два метри та можуть бути масштабовані до більших розмірів. Масштабування моделей може бути досягнуте шляхом розкладання більшості пластикових елементів на складові частини або їх заміною на композитні матеріали, у складі яких є скляні, вуглецеві та кевларові тканини або їх комбінації. Дослідження було проведено на моделях, які були створені та виготовлені за допомогою ліцензійних програмних засобів, таких як Siemens Solid Edge та Autodesk Inventor. Більшість моделей були представлені у вигляді реальних фізичних об'єктів для

подальших випробувань, виготовлених з використанням FDM-принтера, що друкує пластиком за допомогою програмного забезпечення Ultimaker Cura та наступним підсиленням склотканиною для утворення композиту. Перед розробкою і подальшим порівнянням моделей проаналізовано існуючі варіанти літаків, що використовують роторні рушії, зокрема, традиційні та тандемні конфігурації. Але обидва типи літаків мають високий лобовий опір у випадку відмови силової установки та стають складними в управлінні.

Наступним етапом було створення базових моделей крила, в конструкції яких відсутній роторний рушій, а також розглянута можливість інтеграції його в якості центроплану чи консолей крила. Спочатку були розроблені експериментальні моделі високопланів, що були виконані за традиційною аеродинамічною схемою. Ці моделі були виготовлені з пластикових матеріалів, таких як PET, PETG та Elasthan D160 з додаванням карбонових трубок довжиною 500-600 мм та діаметром 5-10 мм в якості лонжеронів. PET пластик, з точки зору своїх вагово-міцнісних характеристик, подібний до деревини. До його основних параметрів відносяться: щільність – 1270 кг/м^3 , границя міцності на розтяг – 70 МПа, модуль пружності при розтягу – 3 ГПа, модуль пружності при згині – 2,7 ГПа, границя міцності при згині – 70 МПа, відносне подовження при розриві – 50%. Обидва літаки класичної аеродинамічної схеми мали подібні крила з розмахом, що становив 1,2 метри. Модель №1 представлена на рисунку 3.1 та була обладнана трьохпорним шасі з поворотною носовою стійкою. Її злітна маса складає 1060 грам. З цієї маси фюзеляж становить близько 210 грам, шасі 70 грам та оперення 25 грам.

Маса моделі №2, що має компоновку з хвостовою балкою та представлена на рисунку 3.2 становить 945 грам, але її особливість полягає в невеликій кількості вільного простору всередині.

Після проведення тестових польотів стало зрозуміло, що потрібно підвищити жорсткість конструкції літака. Прийнято рішення посилити обшивку, використовуючи склотканину, що збільшило масу крила на 95 грам. Також створено

дві секції крила з інтегрованими роторними рушіями. Помічено, що при заміні звичайних секцій центроплану на посилені, маса літака мала збільшитись на приблизно 180 грам. Через недосконалу конструкцію літаків, які мають шасі або запускаються з руки та неможливість проводити точні вимірювання, бо після випробувань та ремонтів маса літака №1 вже перевищувала 1200 грам, прийнято рішення відмовитись від встановлення роторних рушіїв для цих моделей. Значне збільшення маси, яке виникло внаслідок посилення конструкції та додавання роторних рушіїв, робить політ з використанням лише роторного рушія практично неможливим. Таким чином, стало очевидним, що для успішної реалізації проекту потрібно переглянути конфігурацію літаків, одночасно здійснивши заміну матеріалів на більш легкі та міцні.



Рисунок 3.1. Експериментальна модель літака класичного компонування №1

Наступною створеною моделлю став двомоторний літак, який відповідав аеродинамічній схемі літаючого човна класичного компонування. Цей літак був

високопланом з розмахом крила 1200 мм, хордою 68 мм, кутом установки центроплану в 4 градуси, що поєднувався з монококовою конструкцією. Спроековано дві варіації цієї моделі. Перша з них включала в себе центроплан із вбудованим роторним рушієм з приєднаними консолями традиційних крил. Друга варіація показана на рисунку 3.3 та включала в себе центроплан з аеродинамічними профілями NACA 4415 або ж Gottingen 570, до якого є змога приєднати консолі як з роторними рушіями, так і звичайні. Вони були обладнані поплавками, що інтегровані у човен і показані в розрізі на рисунку 3.4



Рисунок 3.2. Експериментальна модель літака класичного компонування №2 з пропульсивним крилом, яке має канали в носовій частині



Рисунок 3.3. Літаючий човен, об'єднаний з центропланом для приєднання консолей різних варіацій.



Рисунок 3.4. Розріз літаючого човна для демонстрації внутрішньої структури поплавків

До обох варіантів також можна було прикріплювати додаткові двигуни зі звичайними гвинтами на пілонах. Перша варіація була на 6% легшою та мала вищу жорсткість, однак вона мала певні особливості під час випробувань. Друга варіація була більш універсальною та її центроплан був підсилений за допомогою скловолоконних матеріалів. Внаслідок оптимізації конструкції із масою приблизно 960 грам вдалося створити більшу модель з підвищеною жорсткістю, переважно завдяки зменшенню кількості з'єднань. Також створено та проведено експерименти з моделлю фюзеляжу, в якій товщина обшивки становила 0,2 мм. Ця модель була повністю покрита шаром склотканини щільністю 140 г/м², використовуючи смолу з низьким вмістом отверджувача для забезпечення гнучкості. Процес висихання у закритому боксі зайняв 10 днів при температурі близькій до 30 градусів. Але в результаті циклічного занурення в воду та висихання у моделі почали відбуватися процеси деламінації через різницю в температурних коефіцієнтах розширення пластику та склотканини, а також через зміни в структурі самого пластику під впливом поліефірної смоли, яка проникла в нього, що призвело до його крихкості. Тому використання пластику як внутрішнього шару для створення композитних моделей не є найкращою ідеєю, особливо враховуючи те, що такі моделі мають

значно більшу масу. Доцільним варіантом є матричний спосіб вироблення деталей або розділення в конструкції на пластикові та композитні деталі, оскільки це дозволяє ефективно використовувати переваги кожного матеріалу без негативного впливу на структуру та масу моделі.

Для підтвердження математичного експерименту було виготовлено цілий ряд літаючих човнів, на які встановлювалось традиційне крило з профілем NACA 4415, з модифікованим профілем крила, яке має технологічний виріз в носовій частині крила для встановлення роторного рушія типу “Fan-Wing”, та з модифікованим профілем Gottingen 570 з роторним рушієм, встановленим у задній частині пропульсивного крила, з використанням яких проводились відповідні дослідження в розділі 2.

Наступним кроком проведено попереднє проектування та розрахунки для літака, виконаного за схемою "качка", результати яких буде наведено в наступному підрозділі, більшість елементів якого була б змога виготовити з використанням композиційних матеріалів у формах для закладки. Завдяки досконало пропрацьованому дизайну саме для цього аеродинамічного компонування, відповідно до розрахунків з'являється можливість зменшити масу конструкції майже удвічі, що позитивно вплине на загальні характеристики літака при збереженні аналогічної міцності.

Отже, на основі результатів досліджень відносно ваги, міцності та аеродинаміки можна зробити висновок, що найкращим місцем для установки секцій з роторними рушіями є центроплан. Установка у цьому місці дозволяє зменшити масу літака на більше ніж 4% у порівнянні з консольним виконанням. Варто враховувати, що літаки, побудований за схемою "качка", є більш складними у виготовленні порівняно з іншими схемами та вимагають від пілота кращих навичок керування під час зльоту та посадки через особливості їхнього дизайну та аеродинаміки. Однак, якщо правильно спроектувати та побудувати такий літак, він може надати певні переваги у відношенні до аеродинаміки та керованості. З погляду простоти виготовлення, міцності конструкції та внутрішнього простору відносно

ваги, найбільш оптимальними варіантами виявилися високопланові човни типу монокок, що поєднуються з центропланом та консолями невеликого видовження з закінцівками, що лаконічно переходять у поплавки (рисунок 3.5).



Рисунок 3.5. Форма закінцівки, суміщеної з торцевою шайбою для кріплення двигуна, яка відіграє роль поплавка

Цей розділ зосереджений на аспектах оптимізації аеродинамічних характеристик для літаків, обладнаних інтегрованими в крило пропульсивними системами, в тому числі “Fan-Wing”. Основні цілі - мінімізувати коефіцієнт опору та забезпечити високу кінетичну енергію руху повітря над поверхнею. Для досягнення цих цілей дослідження акцентується на збереженні ефекту Коанда за допомогою вдало скомпонованого дизайну верхньої поверхні крила, фюзеляжу та оточуючих аеродинамічних поверхонь.

Покращення ефективності під час проектування літаків у першу чергу залежить від аеродинамічної форми крила та фюзеляжу. У випадку літаків із вбудованими пропульсивними силовими установками в крилі, взаємодія між формою крила та динамікою повітря набуває ще більшого значення. У даному

розділі розглядаються основні фактори, які впливають на аеродинамічні властивості та ефективність спроектованих літаків. Дослідження різних конфігурацій є важливим для розвитку авіаційної технології та підвищення можливостей літальних апаратів.

3.2. Аналіз літака, виконаного за схемою “качка” з пропульсивним крилом

Останні дослідницькі зусилля сильно акцентували увагу на системах керування потоком в граничних шарах, детально вивчаючи як пасивні, так і активні методи керування. Хоча пасивні методи здобули увагу завдяки їх практичній реалізації та вартісно-ефективному підходу, це дослідження підкреслює важливість досягнення стабільності під час польоту за допомогою стратегічного поєднання пасивних та активних методів керування потоком. Особливо актуальним є застосування активних механізмів керування для оптимізації продуктивності літаків.

Коли мова йде про досягнення стійкості по осі тангажу у літаках, традиційний підхід передбачає використання горизонтального хвостового оперення. Однак це не єдиний метод, який можна використовувати. Альтернативним варіантом є конструктивна схема “качка”, яка розміщує менше крило, відоме як переднє горизонтальне оперення (ПГО), попереду головного крила. У цьому дослідженні представлено спрощений аналіз такої конфігурації, щоб розглянути її унікальні характеристики.

Перед тим, як розпочати аналіз, потрібно встановити базову лінію для досліджуваного фюзеляжу, що позначається як лінія відліку. ПГО розташоване під певним кутом атаки (α_h) відносно цієї лінії відліку, в той час як головне крило також має свій кут атаки (α_w). Припустимо, що тяга спрямована вздовж лінії відліку, відносна швидкість (v_∞) спрямована вздовж неї і літак знаходиться під кутом (γ) до горизонту. Центр тяжіння розташований спереду. Далі вимірюються всі відстані відповідно, як показано на рисунку 3.6.

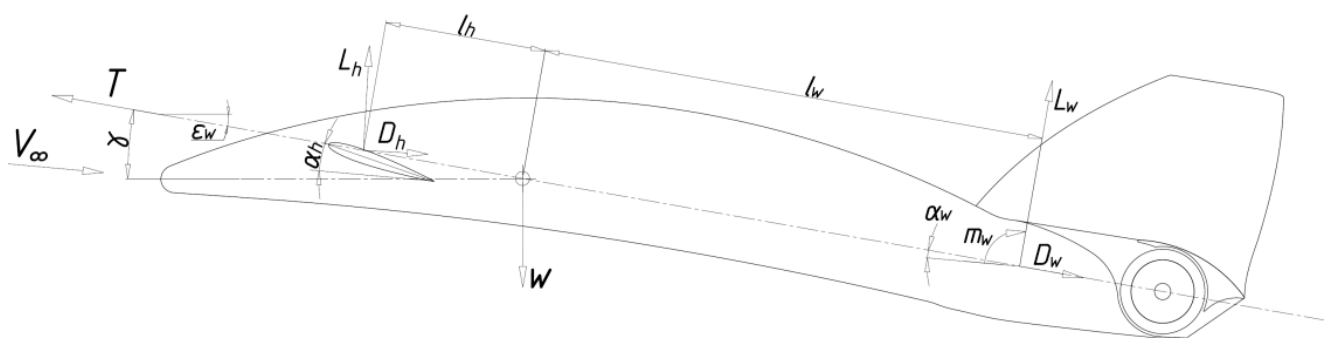


Рисунок 3.6. Схематично представлений літак, виконаний за конструктивною схемою “качка” з пропульсивною установкою в задній частині крила

Основні параметри, необхідні для розрахунку:

l_h — відстань до горизонтального стабілізатора (крила-ПГО);

l_w — відстань до основного крила;

L_h — підймальна сила горизонтального стабілізатора (крила-ПГО);

L_w — підймальна сила основного крила;

S_h — площа крила-ПГО;

S_w — площа основного крила;

c_h — аеродинамічна хорда крила-ПГО;

c_w — аеродинамічна хорда основного крила;

α_h — кут встановлення клила-ПГО;

α_w — кут встановлення головного крила.

Щодо аналізу сил і моментів, має бути враховано підйомну силу (L), опір (D) і повздовжній момент (M).

Головне крило: підйомна сила на головному крилі діє перпендикулярно до напрямку польоту, тоді як опір вирівнюється з ним. Основний повздовжній момент також генерується головним крилом у даній схемі.

Горизонтальне оперення: присутність ПГО призводить до збільшення кута атаки, що називається “підсиленням епсилон”, дана величина впливає на підйомну силу і опір, утворюваний на горизонтальному оперенні. Також на ньому генерується керуючий повздовжній момент.

Для забезпечення рівноваги літака повинні виконуватись певні залежності, для розв'язання яких знадобиться наступний ряд формул.

Рівняння повної підйомної сили для аеродинамічних поверхонь літака:

$$Cl_w + \frac{S_n}{S_w} \cdot Cl_h = C_w \cdot \cos\gamma. \quad (3.1)$$

Сума коефіцієнтів підйомної сили головного крила і горизонтального оперення (ПГО), врахованих відповідно до їх площ і кутів нахилу, та дана величина повинні дорівнювати коефіцієнту ваги, або ж вазі, поділеній на динамічний тиск.

Рівняння повздовжнього моменту:

$$Cm = Cm_w + \frac{S_n}{S_w} \cdot \frac{c_h}{c_w} \cdot Cm_h - \frac{l_w}{c_w} \cdot Cl_w - \frac{S_h \cdot l_h}{S_w \cdot c_w} \cdot Cl_h = 0. \quad (3.2)$$

Повздовжній момент навколо центра ваги повинен бути нульовим. Це рівняння забезпечує баланс моментів по тангажу, що генеруються головним крилом, горизонтальним оперенням і їх відповідними коефіцієнтами підйомної сили.

Умова стійкості:

$$Cm_\alpha = \frac{-l_w}{c_w} \cdot Cl_{w,\alpha} - \frac{S_h \cdot l_h}{S_w \cdot c_w} \cdot Cl_{h,\alpha} < 0; \quad (3.3)$$

$$Cl_w = Cl_{w,\alpha} (\alpha + \alpha_{0w} - \alpha_{L0w}); \quad (3.4)$$

$$Cl_h = Cl_{h,\alpha} (\alpha + \alpha_{0h} - \alpha_{L0h} + \varepsilon_h + \varepsilon_l \cdot S_l); \quad (3.5)$$

$$\varepsilon_h = \varepsilon_{h0} + \varepsilon_{h,\alpha} \cdot \alpha. \quad (3.6)$$

Похідна від рівняння повздовжнього моменту по відношенню до кута атаки (Cm_α) повинна бути менше нуля для забезпечення стійкості.

З цього аналізу отримано наступні важливі висновки:

1. Момент сили від горизонтального стабілізатора повинен завжди бути від'ємним за умови додатньої підйомної сили (L_h), розташовування ПГО має бути попереду від центру ваги;

2. Коефіцієнт підйомної сили на ПГО (Cl_α) повинен бути більше нуля;

3. Головне крило (L_w) повинно генерувати позитивну підйомну силу;

4. Стійкість передусім походить від головного крила, а не від ПГО. Оперення має дестабілізуючий ефект через своє розташування;

5. Конструкція літаків схеми “качка” менше підходить для сценаріїв короткого взльоту і посадки;

6. Для досягнення ефективності та можливості керування в більшості конструкцій потрібно застосовувати горизонтальний стабілізатор великого видовження;

7. Для можливості зльоту та посадки, закрилки мають бути як на головному крилі, так і на ПГО, теж саме стосується і встановлення генераторів вихорів.

Дане дослідження, незважаючи на те, що традиційні конфігурації горизонтального оперення залишаються популярними, дає розуміння принципів і компромісів конструкцій оперення та стосується розгляду на стійкість та продуктивність літаків. ЛА з ПГО та пропульсивною силовою установкою можуть мати унікальні переваги, такі як покращені характеристики звалювання і більш ефективне генерування підйомної сили обома крилами одразу, але наявність крила попереду також приносить деякі складнощі, включаючи можливість обмеженого огляду для пілота.

Основна мета цього експерименту з використанням CFD симуляції – всебічне дослідження та аналіз аеродинамічних характеристик моделі літака. Дослідження проведено в кілька важливих етапів, кожен з яких спрямований на розуміння та покращення характеристик:

1. **Визначення геометричних параметрів та аеродинамічний аналіз:** Цей етап включає ідентифікацію та визначення основних геометричних параметрів літака. Використовуючи методи чисельного моделювання Pansym і CFD Dassault Xflow, змодельовано політ та розраховано аеродинамічні характеристики літака, що має ключову роль для отримання інформації та розуміння його поведінки в різних умовах польоту.

2. **Порівняний аналіз даних:** Дані, зібрані в результаті чисельного моделювання, будуть ретельно порівнюватися та аналізуватися. Це дозволить визначити недоліки або елементи, які потрібно покращити в аеродинамічних характеристиках літака.

3. **Виявлення та усунення недоліків:** на основі порівняного аналізу виявляються недоліки в аеродинамічних характеристиках літака, що задокументовуються й детально описуються. На підставі результатів аналізу пропонуються потенційні рішення знайдених проблем з метою вдосконалення. Таким чином, цей розділ дослідження має зробити внесок у загальне покращення дизайну та продуктивності літаків.

Результатом експерименту стає отримання всебічного розуміння аеродинамічної поведінки літака за схемою “качка” на базі систематичного підходу, що поєднує вдосконалене чисельне моделювання та порівняльний аналіз. Спираючись на ці дані, пропонуються ідеї, що відносяться до підвищення характеристик та покращення ефективності та безпеки польотів ЛА даного типу. Результати цього дослідження дадуть цінну інформацію для аерокосмічної промисловості, розширюючи знання та можливості в галузі аеродинаміки.

Одним з об’єктів даного розділу є літальний апарат аеродинамічної схеми “качка” з силовою установкою типу “Fan-Wing” (Таблиця 3.1, рисунок 3.7). Також представлена експериментальна модель з конфігурацією крила, в якій пропульсивний ротор встановлений вздовж розмаху крила, при цьому використовуючи дефлектор потоку позаду. Вирішальним фактором, що надає перевагу на користь даного варіанту, є наявність фюзеляжу, який плавно переходить у товсте крило, як показано на рисунку 3.8.

Передбавалось встановлення силової установки з електродвигунами Sunnysky X2212 KV980 II 3-4s з максимальною обертовою здатністю 15 000 обертів на хвилину. Відповідно до такої швидкості обертання проводились подальші розрахунки. Цей атрибут є ключовою характеристикою для розгону до необхідної

кутової швидкості ротора, а отже й достатньої крейсерської швидкості літака, що має вирішальне значення у наведених дослідженнях.

Таблиця 3.1. Основні характеристики

Схема	Fan-Wing	Propulsive wing
Довжина	680 мм	1350 мм
Розмах крила	960 мм	1240 мм
Площа крила	860 см ²	1000 см ²
Площа ПГО	128 см ²	180 см ²
Крейсерська швидкість	15 м/с (54 км/год)	
Силова установка	2 × Sunnysky X2212 KV980 II 4S (180Вт)	

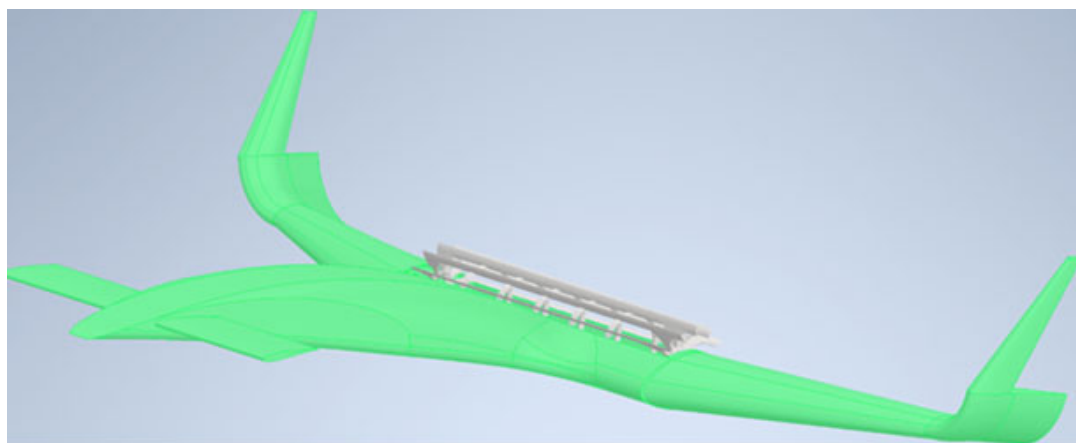


Рисунок 3.7. Концептуальна конструкторська модель літального апарату з одинарною пропульсивною установкою Fan-Wing

У спробах підвищити аеродинамічну якість, дослідження зосереджені на ретельному аналізі головного крила та ПГО. Їх сновною метою є досягнення максимальної аеродинамічної ефективності шляхом плавної інтеграції моделювання обчислювальної аеродинаміки (CFD) із натурними випробуваннями.

Важливим параметром в цій роботі є похідна коефіцієнта моменту тангажу по відношенню до коефіцієнта підйомної сили. Вона відіграє ключову роль, безпосередньо впливаючи на поздовжню статичну стійкість літака.

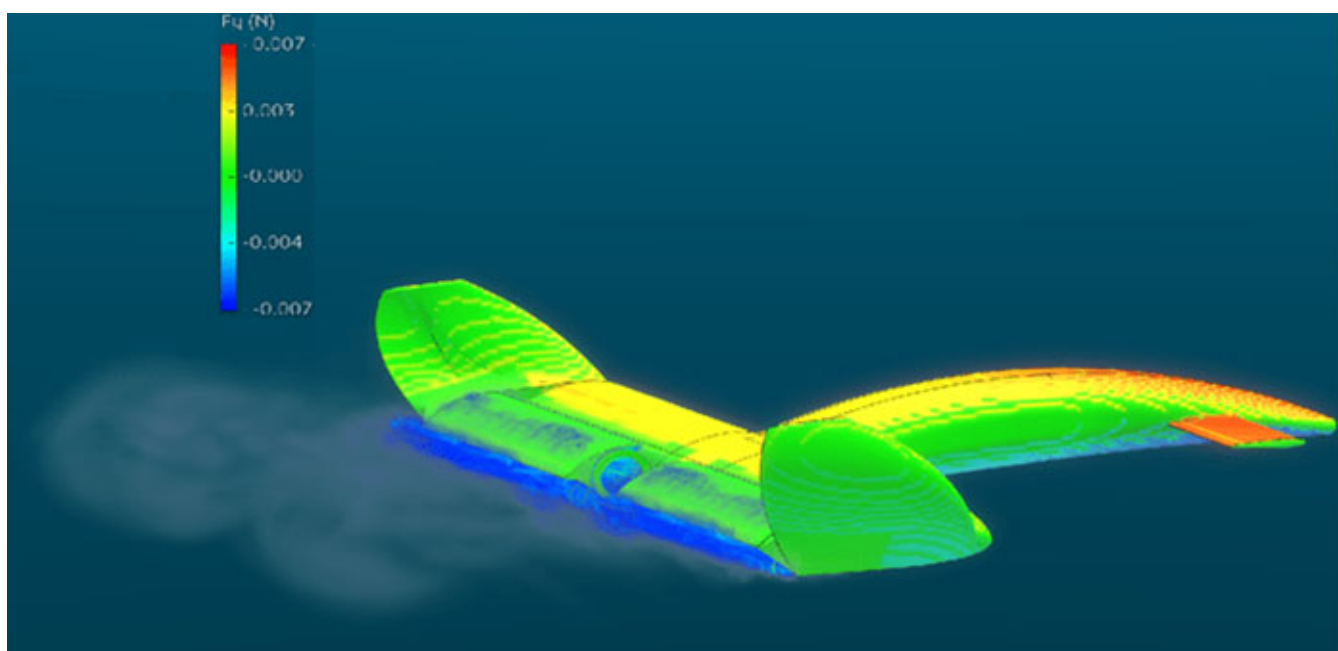


Рисунок 3.8 Експериментальна перевірка обчислювальної гідродинаміки (CFD)

Окрема увага приділяється моменту тангажу, вимірюваному у різних точках, з врахуванням положення центру мас. Позиція точки початку координат знаходиться в носі літака та всі виміри відносно неї проводяться в міліметрах.

Також дослідження фокусується на важливих параметрах: критичному куті атаки моделі ЛА, підйомної сили та сили лобового опору, які суттєво впливають на аеродинамічну поведінку. Дослідження має дати розуміння про зростання підйомної сили по відношенню до кута атаки в надкритичних зонах. Контрольоване, поступове зниження підйомної сили є важливим у контексті керованості та безпеки літака, особливо в разі екстримальних та надзвичайних ситуацій.

Незважаючи на фіксоване крило, положення нейтральної точки не залишається незмінним. Регулювання початкової позиції центру ваги в напрямку носа літака, що продемонстровано на рисунку 3.9, дозволяє збільшувати відстань між нейтральною точкою та точкою аеродинамічного фокусу через те, що сумарний момент аеродинамічних сил має незмінну величину, яка не залежить від кута атаки.



Рисунок 3.9. Положення центру тяжіння в літаку для дослідження поздовжньої стійкості

Зміна цієї відстані та більший нахил умовної лінії, яку можна провести по точкам, розрахованим з відношення коефіцієнта повздовжнього моменту до коефіцієнта підйомної сили, позитивно впливає на стабільність польоту. Розташування початку координат на відстані 1000 мм від носа, близьке до нейтральної точки, призвело до непостійних значень коефіцієнта поздовжнього моменту, що змінювався нелінійно. Зрештою, для забезпечення необхідних умов стійкості в польоті було встановлено положення центру ваги $X_{CG}=900$ мм, рисунок 3.10.

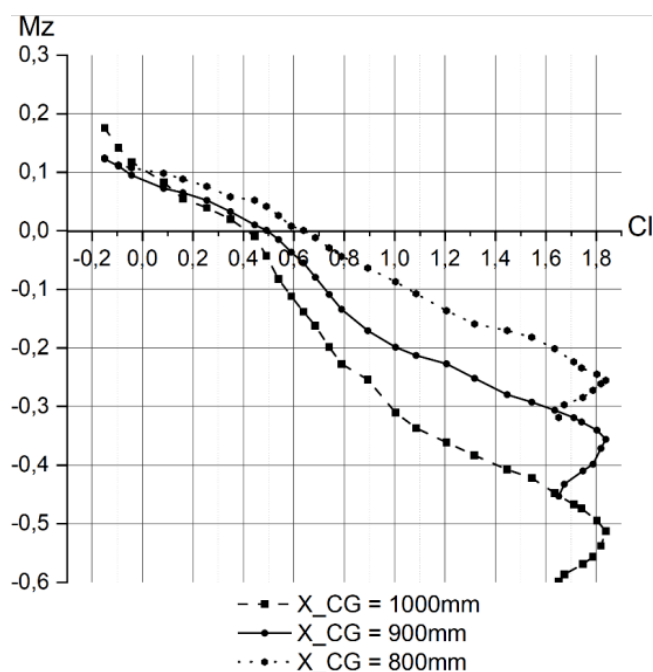


Рисунок 3.10. Графік залежності коефіцієнту поздовжнього моменту (M_z) від коефіцієнта підйомної сили (C_l)

Цей варіант дозволяє отримати нульовий поздовжній момент при невідхиленому ПГО та з коефіцієнтом підйомної сили 0,5, що відповідає розрахунковій швидкості польоту 15 м/с та є цілком задовільним й підтверджує правильність визначеного повороту крила під час оптимізації.

Наступною контрольною точкою дослідження є оцінка аеродинамічного опору на різних режимах роботи пропульсивної установки щоб зменшити опір, зберігаючи подібні або трохи збільшені коефіцієнти підйомної сили. Це забезпечить інтеграцію роторних силових установок за їх мінімального шкідливого впливу на загальні характеристики літака.

Кульмінацією цих зусиль має стати аеродинамічно досконала концепція, що є результатом гармонізації та оптимізації конструкції та розміщення елементів, спрямована на розв'язання компромісів між безпекою, керованістю й льотними характеристиками літака. Мета полягає в тому, щоб прототипу літака досягти показників, які відповідають або навіть перевершують аеродинамічні характеристики літаків даної схеми, одночасно підвищуючи параметри безпеки, керованості та інших параметрів польоту.

В основі оцінки стійкості літака за схемою “качка” лежить залежність поздовжнього моменту від коефіцієнту підйомної сили $m_z(C_l)$, точний контроль якої з метою утримання нижче 0 (приблизно $m_z(C_l) \approx -0,25$) є необхідним для забезпечення стабільності в динаміці польоту. Ця рівновага обертається навколо m_z , що підтримується близькою до 0, і C_l , коефіцієнта підйомної сили. Маніпулювання цими змінними спрямоване на досягнення найвищої аеродинамічної досконалості та підвищення загальної ефективності конструкції літака.

Як результат, це дослідження поєднує чисельне моделювання та розрахунки для оптимізації аеродинамічних характеристик моделі літака. Аналізуючи попередні дослідження поведінки літака на різних кутах атаки, розробляючи стратегії зменшення опору та гармонізуючи численні важливі характеристики, дослідження

спрямоване на створення всебічно ефективного проекту літака, який перевершує з точки зору аеродинаміки, безпеки, керованості та ефективності класичні аналоги.

Комплексні розрахунки розкривають перспективи розробки літаків зі стабільним горизонтальним польотом. На відміну від звичайних конструкцій літальних апаратів, для яких зазвичай необхідне збереження коефіцієнту параметру стабільності в області $-0,25$, це дослідження демонструє часткове збільшення стабільності завдяки обертовому гіроскопічного моменту, діючому в протидію відхиленням керуючих поверхонь.

Окрім цього, дослідження заглибилося в питанні складного взаємозв'язку між швидкістю обертання ротора рушійного крила та поздовжньою стійкістю літака. Це дослідження мало на меті всебічне розуміння взаємодії швидкості ротора з характеристиками стійкості літака, даючи розуміння на важливий аспект його загальних аеродинамічних характеристик.

Для проведення цих досліджень було змодельовано роботу ротора пропульсивного крила в широкому діапазоні швидкостей обертання за допомогою обчислювальної гідродинаміки (CFD) Моделювання включало зміну швидкості ротора за незмінних інших параметрів польоту, що дозволило нам виділити вплив обертання на поведінку літака. Потім отримані дані були ретельно проаналізовані, щоб визначити точний вплив змінних швидкостей ротора на поздовжню стабільність.

Результати виявили зв'язок між швидкістю ротора та поздовжньою стабільністю. При нижчих швидкостях ротора спостерігався помітний вплив на поздовжній момент літака та запас стабільності. Зі збільшенням швидкості ротора літак демонстрував певні зміни в поздовжній поведінці, що вказує на пряму залежність між обертанням ротора і стабільністю, що показано на рисунку 3.11.

Слід зазначити, що певні діапазони швидкості обертання призвели до помітних змін у запасі стабільності літака: так, вибір швидкості ротора можна стратегічно використовувати для оптимізації загального профілю стабільності ЛА. Окрім того,

дані показали, що конкретні конфігурації кутової швидкості обертання можуть потенційно підвищити стійкість літака до відхилень від курсу, сприяючи його загальній стабільності польоту.

Це дозволяє не тільки розширювати розуміння складної динаміки, що керує поздовжньою стійкістю літака, але й пропонує практичні розв'язки для оптимізації конструкції та експлуатації літака. Ретельно підбираючи параметри швидкості ротора, можна підвищити стабільність літака під час різних сценаріїв польоту, тим самим збільшуючи його експлуатаційну безпеку та надійність.

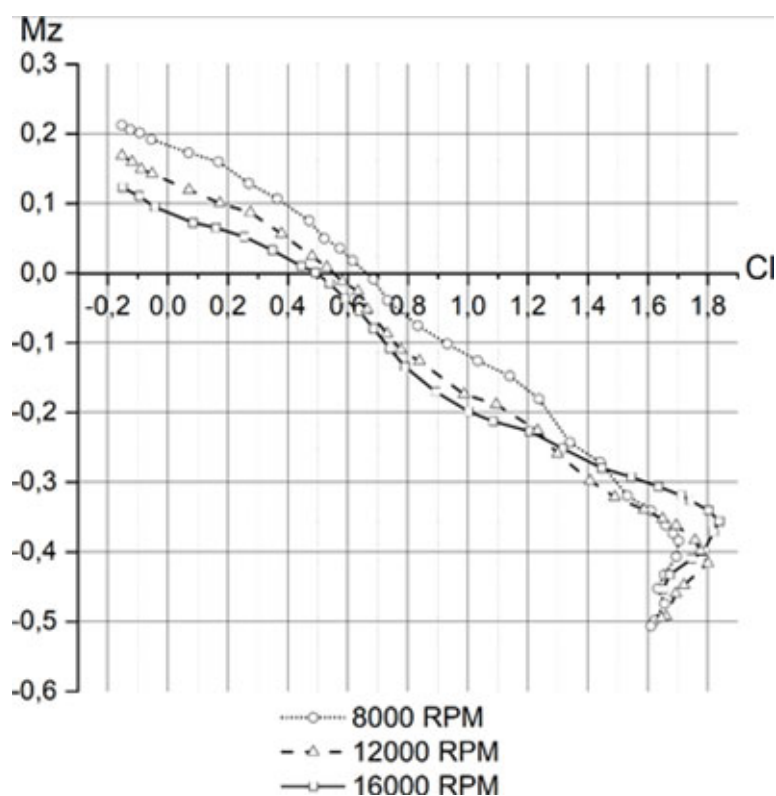


Рисунок 3.11. Вплив швидкості обертання пропульсивної установки на залежність зміни коефіцієнту поздовжнього моменту (M_z) від коефіцієнта підйомної сили (Cl)

На рисунках 3.12 і 3.13 показано поляру літака, та залежність аеродинамічної ефективності від коефіцієнта підйомної сили відповідно. Вона є доволі гладкою – мінімальний коефіцієнт лобового опору дорівнює $C_{x0} = 0,04$, після якої

спостерігається стрімке зростання коефіцієнту підйомної сили у відношенні до коефіцієнта лобового опору. Примітно, що за графіком максимальне значення аеродинамічної якості досягає 18 в області між коефіцієнтом підйомної сили 0,4 – 0,6. Конструкційна точка літака для коефіцієнта підйомної сили дорівнює 0,5 – 0,65, що знаходиться в середині секції оптимального коефіцієнта підйомної сили. Цей висновок підкреслює критичну важливість даного коефіцієнта для досягнення оптимальних характеристик підйомної сили й аеродинамічної якості літака та пояснює лінійне зменшення поздовжнього моменту, поки він не досягне значення C_l (коефіцієнта підйомної сили) 1.8. Ця тенденція узгоджується з вимогами до польоту в крейсерському режимі. Зменшення поздовжнього моменту забезпечує стабільність і керованість літака на основних етапах польоту, сприяючи його надійній і передбачуваний поведінці.

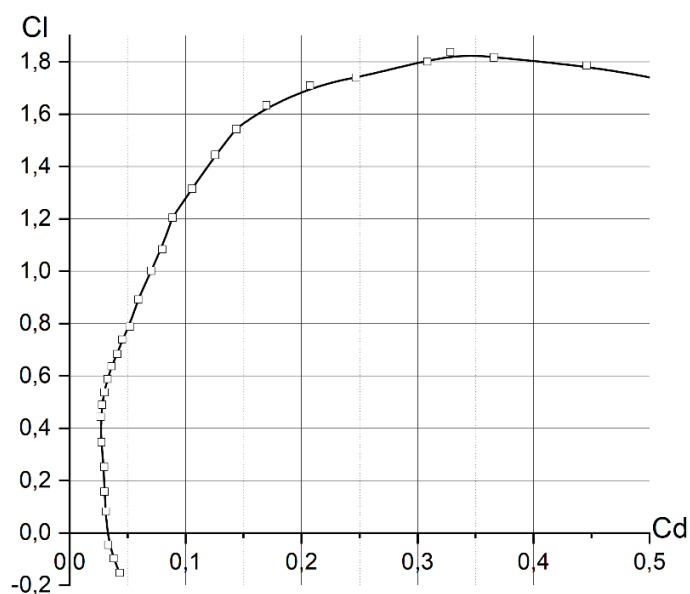


Рис. 3.12. Поляра літака, виконаного за схемою “качка” з пропульсивним крилом

Завдяки цьому дослідженню було покращено характеристики ЛА даного типу у порівнянні зі встановленням пасивних засобів контролю примежового шару у вигляді вихроутворювачів, представлених у моїй попередній роботі [109]. В обох

роботах були отримані залежності коефіцієнту поздовжнього моменту (M_z) від коефіцієнта підйомної сили (C_l), аеродинамічної якості (K) від коефіцієнта підйомної сили (C_l) та побудовано поляри. У порівнянні з попередньою роботою вдалося покращити не тільки аеродинамічні характеристики, а й характеристики щодо стабільності та керування в першу чергу завдяки встановленню адаптивного роторного рушія з рухомим дефлектором. Також додаткове покращення характеристик отримано завдяки встановленню ПГО вище від основного крила у порівнянні з попередньою роботою.

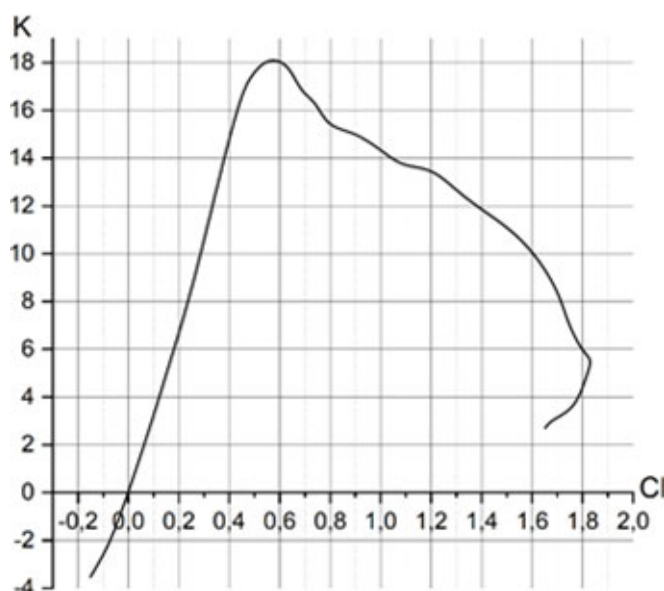


Рис. 3.13. Залежність аеродинамічної якості (K) від коефіцієнта підйомної сили (C_l).

При низьких обертах рушія можливий рух потоку, який не є стаціонарним, над профілем крила та супроводжується слабким динамічним відривом, що порівнюється з товщиною профілю. Виникнення відриву нестационарного прилежового шару при глибокому динамічному зриві відбувається у зоні передньої крайки крила. Вихор, який відходить від профілю, має розміри, що перевищують довжину хорди крила. У такому випадку, підйомна сила зазнає катастрофічного

зменшення. Глибокий зрив відрізняється тим, що його формування включає динамічні процеси.

В дозвуковому потоці можна ефективно маніпулювати формуванням вихрових структур на профілі крила за допомогою пасивних засобів і, таким чином, зменшувати вплив нестационарності на інтегральні аеродинамічні параметри. Наприклад, встановлення вихроутворювачів в передній частині крила перед роторним рушієм у схемі "Propulsion-Wing" може значно змінити обтікання профілю в нестационарному потоці. Оскільки великі вихори є чутливими до невеликих змін, це може допомогти зменшити вплив нестационарності на малих і великих кутах атаки при низьких обертах двигуна або в разі його відмови, руйнуючи потужні вихрові структури на профілі крила. Однак для схеми "Fan-Wing" такий підхід є неможливим через значні розміри роторної установки в передній частині крила, що обмежує можливість встановлення вихроутворювачів.

Є сенс керувати відривом потоку для підвищення ефективності, поліпшення характеристик літального апарата та для зменшення впливу втомних напруг на елементи літального апарата під час впливу поривів вітру. Водночас, керування відривним обтіканням для кращого обтікання елементів літака, таких як крило, оперення, системи аеродинамічного керування та інших, може значно підвищити його льотно-технічні характеристики. Для досягнення цієї мети необхідно мати інформацію про стан примежового шару. Стан примежового шару і, відповідно, відрив потоку, визначаються в основному позитивними градієнтами тиску та в'язкістю. У той же час відривом можна керувати шляхом зміни або збереження структури в'язкої течії для того, щоб ці визначальні фактори запобігали або сповільнювали відрив.

Розрахунки не тільки доводять доцільність створення літака зі стабільними характеристиками горизонтального польоту, але також визначають взаємодію аеродинамічних та технічних параметрів у досягненні поздовжньої стабільності та керованості. Синергія розрахованого параметра стійкості, протидіючого

гіроскопічного моменту, критичних коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору демонструє потенціал нової концепції конструкції літального апарату типу “качка” з пропульсивним крилом, який має досконалі характеристики стабільності й керуваності та аеродинаміки польоту. Висновки, виведені як результати цих розрахунків, демонструють можливості подальшого вдосконалення та оптимізації конструкції у спробах створення ефективнішого та безпечнішого літального апарату.

Використання емпіричних експериментів залишається пріоритетним у забезпеченні повного розуміння роботи літального апарату. Для обчислювального комп’ютерного моделювання проблемним стало обмеження обчислювальних потужностей, яке пов’язане зі складною природою високих швидкостей обертання роторного рушія, у складі якого багато маленьких елементів, представлених лопатками. Тим самим роль натурних експериментів стала вирішальною у визначенні параметрів і проблем моделі.

Розглядаючи питання у більш широкому спектрі, створено цікавий концепт, що плавно поєднує конфігурацію “качка” з інтеграцією тангенціального вентилятора. Це поєднання не тільки відкрив виняткові льотні характеристики в дослідженнях обчислювальної гідродинаміки (CFD), але також дав надзвичайно високий коефіцієнт корисної дії в рамках літальних апаратів цієї схеми. Очікуваний рівень аеродинамічної ефективності перевищив поріг у 18 одиниць, таким чином підкреслюючи аеродинамічну ефективність обраного конструкторського рішення.

Результати цього дослідження дають переконливі аргументи до схвалення до інтеграції пропульсивних структур крила в літаки типу "качка", переваги яких з надлишком перекривають їх недоліки. Особливо виразним стало поєднання створювати як підйомну силу, так і тягу під час зльоту, зменшуючи дистанцію розбігу. Крім того, ця інновація ефективно під час посадки бореться з проблемою відскоку, оскільки регулювання обертів двигуна сприяє контрольованому зменшенню підйомної сили, що призводить до більш контрольованого зниження.

Натурні випробовування моделі підкреслюють переваги встановлення роторного рушія в задній частині літака. Але з іншого боку, розміщення невеликої передньої або носової секції попереду основного нерухомого крила забезпечує чистий потік повітря, надаючи ряд аеродинамічних переваг. Таке розташування ефективно дозволяє уникнути турбулентних завихрень, тим самим підвищуючи аеродинамічні якості та ефективність керування, бо всі викликані вихором збурення відбуваються далеко позаду кіля літака.

Поєднання емпіричних експериментів, сучасних засобів комп'ютерного моделювання та передових концептів відкриває ряд новацій в авіації, що чекають на свою реалізацію. Поєднання аеродинамічної схеми “качка” та технології пропульсивного крила дозволили отримати ряд значних переваг у аеродинамічній досконалості, балансуванні та керованості, що підкреслює переваги ретельно розроблених конструктивних рішень щодо нового комбінування цих елементів. Це дослідження є свідченням потенціалу, відкритого емпіричними даними для проведення експериментів і розв'язання гордієвих вузлів протиріч, притаманних сучасному інжинірингу, тим самим сприяючи новій епосі авіаційної винахідливості.

Цей розділ виводить вперед відкриття, яке дає можливість сприяти змінам основи конструкції літаків. Використовуючи інноваційний концепт, ми маємо можливість у найближчому майбутньому скоротити дистанції зльоту на 30-40%, що доводять обчислення коефіцієнта підйомної сили (Cl). Відповідно до цього може бути зменшена швидкість зльоту та посадки, що усуває необхідність у допоміжній зльотно-посадковій механізації.

Також дана конфігурація дозволила зменшити коефіцієнт поздовжнього моменту в діапазоні коефіцієнту підйомної сили 1,8, що вписується у близькі до еталонних вимог до крейсерського польоту. Таке калібрування забезпечує стабільність, надійність, контроль літака і передбачуваність його поведінки на різних етапах польоту. Загалом, дані висновки свідчать про потенціал цієї нової парадигми

дизайну, прокладаючи шлях до більш безпечних, ефективних і сміливих проектів літаків, які провіщають нову еру авіаційної досконалості.

Ключовим відкриттям дослідження стала надзвичайна ефективність моделі на всіх етапах польоту. Пропонується концепт використання чотирьох двигунів, що має підвищити надійність та загальну потужність. Крім того, запровадження подвійних силових установок пропонує унікальний шлях для керування креном літака через диференціальне керування швидкістю обертання. Також не слід залишати без уваги комбінування разом із дубльованими елеронами, що дає чудову синергію між оптимізацією продуктивності та підвищеною надійністю літального апарата.

Запропонована ідея замінити ПГО на роторний силовий агрегат, або ж адаптивну систему відкриє низку нових можливостей для покращення продуктивності, що дасть поштовх до переосмислення динаміки літака, пропонуючи новий погляд на традиційні конфігурації.

Поєднання далекоглядного дизайну, винахідливих технологій виробництва та ретельного аналізу експериментальних даних закладає міцну основу для інновацій в сферах авіації на порозі трансформації. Маючи в своєму розпорядженні ці ідеї та нові виробничі можливості, можна впевнено стверджувати про появу нових технологічних рішень в авіації.

3.3 Аналіз можливості інтеграції ВЗП в експериментальні ЛА

Концепція літаків із можливістю вертикального зльоту та посадки (ВЗП) була розроблена у першій половині двадцятого століття і з тих пір постійно розвивалася. Літаки, що використовують цю конфігурацію, мають значні переваги, особливо можливість працювати в обмежених умовах без необхідності традиційних злітно-посадкових смуг. Для такого типу літаків були розроблені різні системи, що дозволяють виконувати вертикальний зліт та посадку. Зазвичай ці системи складаються з реактивних двигунів для генерування тяги під час підйому та системи балансування, а також системи з турбодвигунами.

Головною метою даного підрозділу дослідження є вивчення можливостей та ефективності системи в різних сценаріях польоту, зокрема, ВЗП, СЗП та горизонтального польоту.

На початковому етапі було досліджено та проаналізовано попередні роботи, пов'язані з дизайном пропульсивних крил. Виявлені недоліки та обмеження у попередніх дослідженнях і був визначений потенціал використання цієї схеми для вертикального зльоту і посадки, а також для подальшого вдосконалення.

У галузі авіабудування стало звичним прагнення до нових технічних досягнень, що призводить до потреби в інноваціях у сфері конструювання. Однією з перспективних ініціатив є інтеграція тангенціальних вентиляторів, яка може революціонізувати вертикальний зліт і посадку, а також забезпечити гладкий перехід до горизонтального польоту.

Традиційно для систем ВЗП використовувалися вентиляторні та пропульсивні системи. Проте інтеграція технології тангенціальних вентиляторів відкриває нові можливості щодо ефективності, маневреності та безпеки. Ця система, що використовує принцип наскрізного руху повітря через ротор, створює компактне та універсальне рішення для інтеграції у фюзеляж повітряних суден.

Для пошуку оптимальних параметрів дизайну пропульсивного фюзеляжу були використані числові методи оптимізації. В результаті вибрані перспективні конфігурації, такі як напів-монокок, монокок та двохбалковий фюзеляж, щоб забезпечити максимальну безпеку, ефективність, економічність та маневреність під час зльоту, посадки і польоту. Двохбалкова конфігурація виявилася найбільш гнучкою для можливих модифікацій.

В цьому підрозділі розглянуті пропульсивні сегменти фюзеляжу, які включають вентилятор ротора для прискорення потоку, відвідник та направляючий апарат у вигляді дефлекторів потоку для векторизації тяги (рисунки 3.14).

Проведений аналіз змінних параметрів польоту, таких як швидкість польоту, керування потоком через відвідники та атмосферні умови, включаючи пориви вітру,

на стабільність літака під час польоту. Експерименти над досліджуваними моделями проводились для пропульсивного фюзеляжу з використанням обчислювально-аерогідродинамічного моделювання (CFD). Крім того, створено схожу фізичну модель секції фюзеляжу для підтвердження отриманих даних з симуляцій. Представлено літаючу платформу, що складається з чотирьох взаємопов'язаних секцій, для підтвердження результатів і можливості створення реальної експериментальної моделі літака з пропульсивним фюзеляжем (рисунок 3.15).

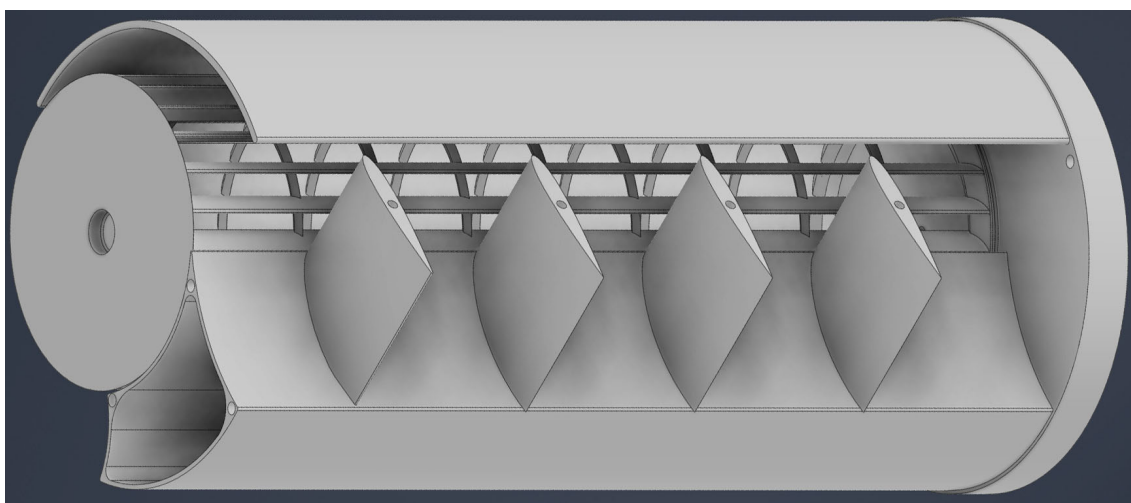


Рисунок 3.14 Секція пропульсивного фюзеляжу

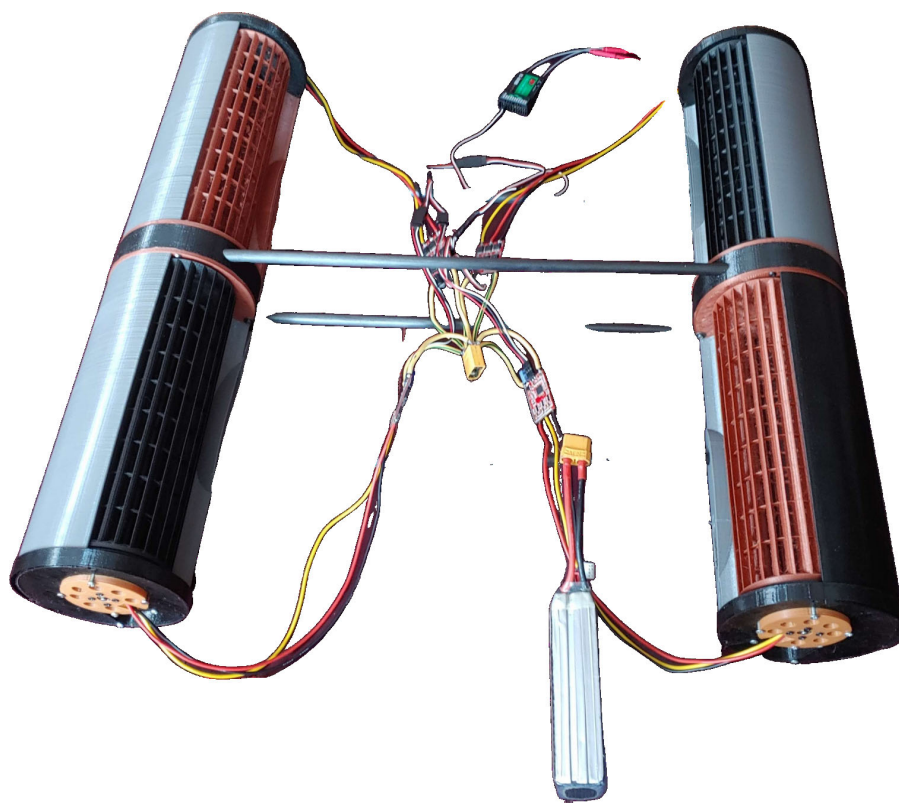


Рисунок 3.15 Пропульсивний двохбалковий фюзеляж як тестова платформа

Постановка завдання у цей спосіб дозволяє провести комплексне дослідження пропульсивного фюзеляжу з векторизацією тяги, допомагаючи визначити оптимальні рішення для покращення продуктивності літаків. Це дослідження сприяє розробці більш компактних, безпечних, ефективних і маневрених літальних апаратів.

На першому етапі експериментів проведено детальний аналіз потоку повітря через поперечний переріз сегмента фюзеляжу з пропульсивною системою (рисунок 3.16), і його форма була оптимізована для покращення процесів потоку. Вертикальна тяга 8,2 Н вимірялася, коли дефлектори були встановлені перпендикулярно до напрямку потоку при швидкості обертання ротора 8000 об/хв.

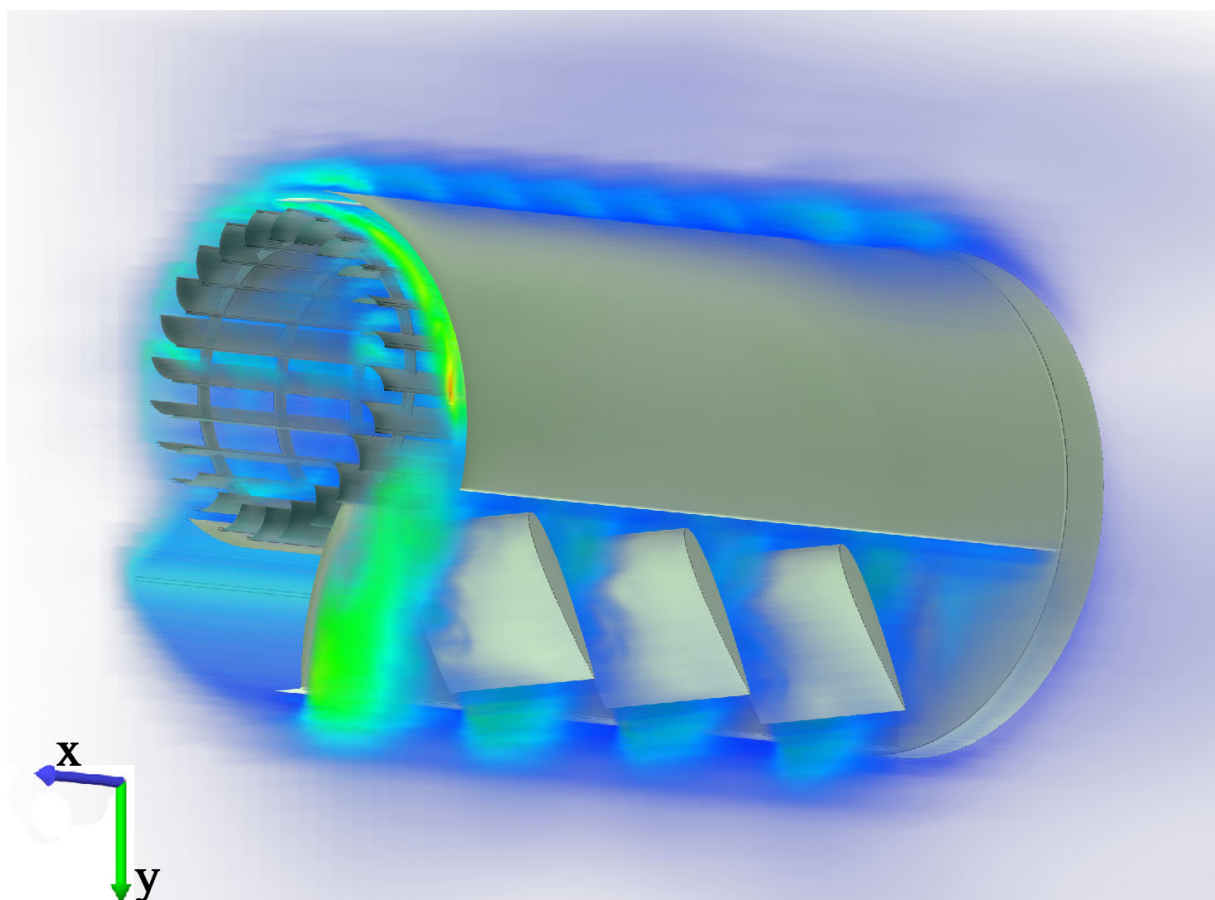


Рисунок 3.16 Дослідження потоків повітря, що проходять крізь переріз пропульсивного фюзеляжу та дефлектори за кута встановлення в 30 градусів.

Таблиця 3.2. Залежність тяги та швидкості потоку, розрахована за допомогою CFD вздовж двох осей.

Кут встановлення дефлектора	Тяга вздовж осі X (Н)	Тяга вздовж осі Y (Н)	Швидкість потоку вздовж осі X (м/с)	Швидкість потоку вздовж осі Y (м/с)
0	0	8,2	0	34,8
5	0,4	7,8	0,9	32,5
10	0,8	7,4	3,1	30
15	1,2	7	4,9	28,6
20	1,6	6,6	7	25,7
30	2	6,2	9,2	23,4
35	2,4	5,8	11,4	21,1

Подальші дослідження спрямовані на встановлення залежностей від векторизації тяги кожні 5 градусів, враховуючи кут установки дефлекторів і зміни напрямку потоку на виході з пропульсивної системи. Крім того, вимірювання тяги, що створюється тангенціальним роторним рушієм, були проведені в двох напрямках на відстані 100 мм від виходу з направляючого апарату.

Під час початкової фази експериментів проведено ретельний аналіз для вивчення потоку повітря через поперечний переріз сегмента фюзеляжу з пропульсивною системою (рисунок 3.16). Форма сегмента фюзеляжу була оптимізована на основі динаміки потоку. Під час експериментів виміряна вертикальна тяга в 8,2 Н, коли профільні відвідники були встановлені перпендикулярно до потоку при обертанні ротора зі швидкістю 8000 об/хв.

Після проведення попередніх обчислювально-аеродинамічних симуляцій та оптимізації форми впускних і випускних пристроїв тангенціального вентилятора всередині фюзеляжу були створені фізичні моделі експериментальних секцій фюзеляжу з використанням 3D-друку, застосовуючи PETG пластик.

Була розроблена легка Секція №1, в яку встановлено мотор SunnySky X2212-13 KV980 3-4S масою 52 грами, разом із контролером, дротами та конекторами, загальною вагою 62 грами. Ротор має власну масу 54 грами і 59 грамів з монтажною шайбою та підшипником та наступні розміри: діаметр ротора - 80 мм; ефективна довжина - 242 мм; кількість лопатей - 24; хорда лопаті - 8 мм; товщина лопаті - 0,8 мм; маса основної секції фюзеляжу становила 46 грамів і разом із кріпленням пропульсивного пристрою та відвідника, а загальна маса секції становила 96 грамів. Дефлектори для векторизації тяги, кожне з масою 2 грами, мали профіль НАСА 0012 з хордою 42 мм. Загальна маса однієї секції фюзеляжу для вертикального зльоту без батареї становила 225 грам.

Далі була створена більш важка Секція №2, в яку був встановлений мотор 5010 KV750 6S масою 83 грами, разом із контролером, проводами та конекторами загальною масою 94 грами. Ротор та монтажна шайба мали спільну масу 59 грам і

разом із основною секцією фюзеляжу та відвідником загальна маса нерухомої частини фюзеляжу становила 110 грам. Дефлектори векторизації тяги, також з загальною масою 8 грам, використовувалися аналогічні. Загальна маса однієї секції фюзеляжу для вертикального зльоту без батареї становила 271 грам (рисунок 3.17).



Рисунок 3.17 Фізична модель секції пропульсивного фюзеляжу

Далі було підготовлено експериментальний стенд, який містить систему з вільно підвішеним роторним апаратом за допомогою ниток та кантерних ваг (рисунок 3.18). Для визначення швидкості повітря на виході з роторного рушія використовувався датчик MPXV7002 з трубкою Піто, що має точність вимірювання $\pm 5\%$.

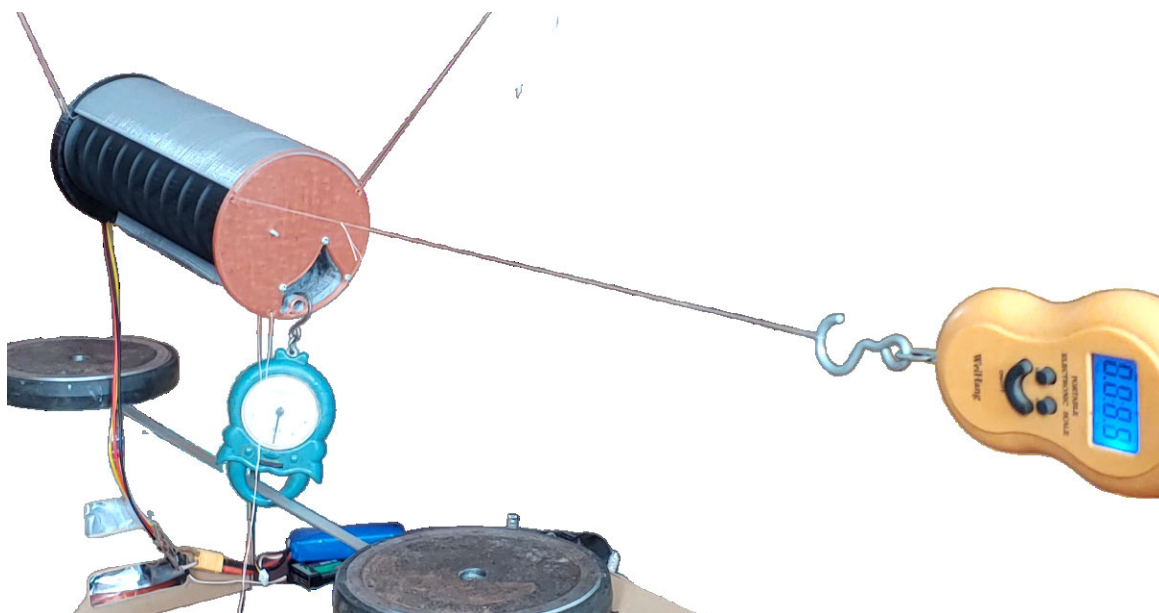


Рисунок 3.18 Стенд для дослідження вертикальних та горизонтальних компонентів тяги ротора, інтегрованого в секцію фюзеляжу

Під час вимірювань отримані значення були приблизними через відносно низьку якість випробувань. Незважаючи на це, ці значення підтверджували залежності, отримані з обчислювально-гідродинамічних розрахунків, що свідчить про досить високий рівень точності для цього типу апаратури. Результати експериментальних випробувань надають впевненість у надійності обчислювально-гідродинамічних симуляцій і підтримують валідність запропонованого дизайну системи приводу. Подібність між експериментальними та чисельними результатами підтверджує ефективність запропонованого підходу в оптимізації механізмів векторизації тяги та контролю потоку для заданої пропульсивної установки.

Таблиця 3.3. Виміряні залежності тяги та швидкості потоку вздовж двох осей, в залежності від кута встановлення дефлектора

Кут встановлення дефлектора	Тяга вздовж осі X (Н)	Тяга вздовж осі Y (Н)	Швидкість потоку вздовж осі X (м/с)	Швидкість потоку вздовж осі Y (м/с)
0	0	8,2	0	34
5	0,5	7,8	1	32
10	0,8	7,5	3,2	29,5
15	1,2	7	4,8	28,2
20	1,5	6,5	7	25,2
30	2	6,2	9	23
35	2,5	5,8	11,2	20,5

Створено три додаткові секції як для легких, так і для важких фюзеляжів з метою вивчення всіх можливих труднощів, які можуть виникнути при розробці експериментальної дослідницької платформи. Більше того, розроблено з'єднувальні елементи для балок фюзеляжу, використовуючи вуглецеві труби довжиною 600 мм і діаметром 10 мм. Всі ці компоненти були ретельно протестовані для оцінки можливості впровадження концепції пропульсивного фюзеляжу (рисунок 3.19).

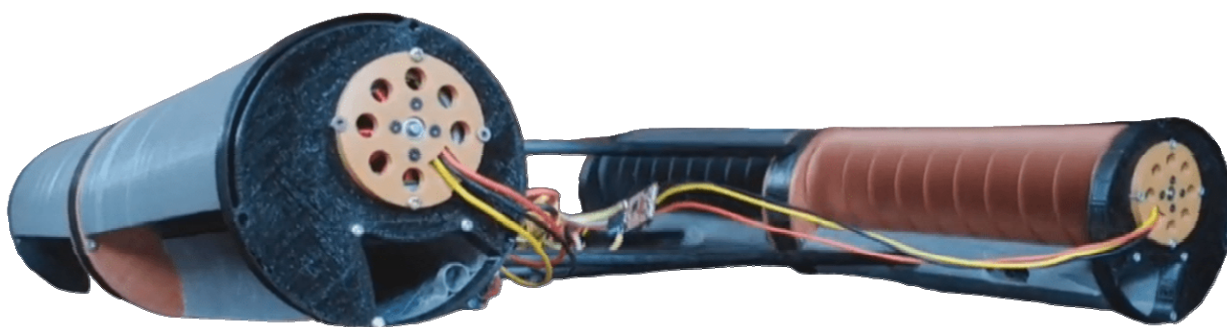


Рисунок 3.19 Зібрана літаюча платформа в дії

Можна відзначити, що для досягнення більшої ефективності варто розглянути зміну форми впуску так, щоб більшість повітря всмоктувалася з верхньої частини, а

викид відбувався вертикально вниз через контурний канал. Це може послужити ідеєю для подальших досліджень.

Система пропульсивних крил набагато безпечніша порівняно з традиційними гвинтами або пропелерами і може знайти застосування в літаках, що працюють у безпосередній близькості від людей або в міських зонах з великою кількістю перешкод, де традиційні пропелери можуть викликати серйозні проблеми. Ротори більш стійкі і тривалі у порівнянні з гвинтами та в разі пошкодження в більшості випадків не піддаються повному руйнуванню. Вони можуть продовжувати функціонувати навіть при суттєвому дисбалансі ротора та відсутності значної кількості елементів лопаток. Самі лопатки набагато менші за розміром і тільки в двох напрямках можуть бути викинуті в разі пошкодження ротору. Фюзеляж та відвідник виступають як захисний екран для відведення викинутих елементів, що призводить до зменшення кількості випадків руйнування конструкції через них.

Протягом дослідження також проводилися обчислювально-аеродинамічні симуляції за умов фронтальних та бокових поривів. В таких умовах літак практично підтримує свою орієнтацію відносно поздовжньої вісі завдяки малому поперечному перерізу та низькому коефіцієнту опору фюзеляжу. Крім того, він проявляє покращену стабільність у боковому напрямку завдяки своїй аеродинамічній формі та мінімальному впливу вітру на роботу роторних рушіїв.

Загалом це дослідження можна розширити за допомогою створення вдосконаленої моделі фюзеляжу та тестування повнорозмірного літака з подвійним фюзеляжем і пропульсивним ротором. Також варто розглянути розробку літаючої платформи з мінімальною кількістю компонентів поза фюзеляжем. Ця робота служить стимулом для подальших досліджень і розробки перспективних літальних апаратів вертикального зльоту.

1. Аналіз охоплює технологічні аспекти, дизайн, механізми керування та покращення стабільності. Ретельний аналіз впливу на продуктивність, паливну ефективність та екологічність дозволить визначити переваги цієї системи.

2. Це дослідження надає цінні відомості для практичного впровадження технології тангенціальних вентиляторів. Оцінка ефективності та потенційних переваг може сприяти розвитку та оптимізації конструкції повітряних суден для покращення ВЗП і горизонтальних польотів.

3. Даний розділ репрезентує комплексне дослідження інтегрованої системи тангенціального вентилятора для ЛВЗП та горизонтального польоту, підкреслюючи її потенціал у сучасній авіаційній індустрії.

4. На основі цих даних досліджена можливість впровадження цієї схеми в реальні літальні апарати, включаючи літаки і БПЛА, та проаналізовані переваги та обмеження їх використання.

Висновки до розділу 3

1. Презентований новий огляд на класичні та концептуальні літаки з пропульсивними силовими установками, вказані головні переваги та недоліки кожної з конструкцій. В контексті використання пропульсивних систем для літаків було виділено найбільш перспективні аеродинамічні схеми, серед яких для короткого зльоту та посадки було виділено традиційну аеродинамічну схему з Т-подібним оперенням, а також схему “качка” як таку, в якій можна усунути основні недоліки завдяки використанню крила з тангенціальним роторним рушієм.

2. Новаторська пропозиція використання тангенціальної роторної силової установки пропульсивного типу спрямована на вдосконалення льотних властивостей ЛА за схемою “качка”, оптимізацію потоку повітря вздовж поверхні літака і одночасно вирішує питання зменшення лобового опору. Ці досягнення мають значний вплив на авіаційну індустрію і пропонують можливості підвищення ефективності та стандартів безпеки.

3. Запропоновано рішення використання дефлекторів для відводу потоків повітря та векторизації тяги, що допомагає покращити стабільність ЛА під час

зльоту, посадки та польоту, суттєво скоротити швидкість та дистанцію, необхідні для зльоту, а також реалізовувати вертикальний зліт.

4. Проведено дослідження, яке спрямоване на використання потенціалу літаків за схемою “качка”, що спирається на унікальні можливості даних систем і дає змогу впровадити як активні, так і пасивні методи керування потоком. Знайдені висновки мають практичні наслідки для розвитку більш ефективних і маневрених літаків у майбутньому та сприяють розвитку авіаційних технологій.

5. Вперше проведені комп’ютерні симуляції для перспективної компоновки ЛСЗП за схемою “качка”, що використовує дефлектори для управління потоками повітря, яке всмоктується та викидається з пропульсивної установки через векторизацію тяги та може слугувати для керування ЛА.

6. Розглянуто можливості використання тангенціальних роторних силових установок для створення ЛВЗП, розташовуючи їх відповідним чином та забезпечуючи створення необхідної сили тяги.

7. Зазначено загальну доцільність проведення досліджень, зв’язаних з ЛСЗП та ЛВЗП таких типів, оскільки вони мають перспективу створити нові ниші в авіації для використання в цивільних, військових й інших цілях.

ВИСНОВКИ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ

У дисертаційній роботі викладено теоретичні, числові та експериментальні дослідження ЛА з адаптивним пропульсивним крилом з тангенціальним роторним рушієм в залежності від їх аеродинамічних та геометричних характеристик, які мають істотний вплив на можливості та технічні особливості таких ЛА. Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні закономірностей та характеристик для пропульсивного крила, проаналізовано його ефективність та можливості використання в авіації. Практичне значення отриманих результатів полягає у створенні більш швидких методів розрахунків та прогнозуванні поведінки літальних апаратів з рушіями даного типу. Описано основні процеси та явища, які виникають при використанні пропульсивного крила та наведено інформацію, як їм запобігати або використовувати. На підставі результатів проведених наукових досліджень можна зробити висновки:

1. Вперше систематизовано знання щодо проведених експериментів, методик обрахунків та впровадження в історичній послідовності від перших спроб створення промислових тангенціальних вентиляторів до проривів в авіації сьогодення.

2. Розроблено новий математичний апарат, що дозволяє швидко за допомогою автоматизованих обчислень досліджувати пропульсивні системи, в конструкції яких міститься тангенціальний роторний рушій.

3. Представлено та проведено експерименти над новими профілями для крила, що дозволяють покращити обтікання потоку тангенціальної роторної пропульсивної установки типу “Fan-Wing”.

4. Запропонована конструкція тангенціального роторного рушія, виготовленого за допомогою методів 3D-друку, та покращена завдяки відсутності валу всередині, який перешкоджав потоку повітря, що проходить крізь вентилятор. Спрощено його структуру, уникаючи розбиття на секції, які з'єднано між собою. Загалом такий підхід зробив конструкції пропульсивних силових установок більш безпечними та ефективними у порівнянні з тими, що розглядались раніше.

5. Вперше створено адаптивне крило з тангенціальним роторним рушієм та активною механізацією за ним, що здатна змінювати напрям потоку від роторного рушія для покращення аеродинамічних характеристик ЛА на етапі зльоту та посадки. Вперше було обговорено в комбінації методи активного та пасивного керування потоком.

6. Підтверджено достовірність створеної математичної моделі за допомогою проведення CFD симуляцій та натурних експериментів.

7. Вперше систематизовано знання щодо оптимального вибору аеродинамічної схеми ЛА з тангенціальним роторним рушієм в залежності від принципу застосування.

8. Запропонована нова комбінація схеми ЛА “качка” в поєднанні з пропульсивним крилом. Досліджено її аеродинамічні характеристики та стабільність під час польоту в CFD симуляції. Вперше описано явища та процеси при використанні роторного рушія в її конструкції.

9. Запропоновано та проведено дослід для нового компоновання двохбалочного фюзеляжу з пропульсивною силовою установкою для можливостей вертикально зльоту та посадки й можливості переходу до горизонтального польоту.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Porter A. M. "A study of the tangential fan", Ph.D. Thesis Queen's University, Belfast, 1969.
2. Mortier, P. "Fan or Blowing Apparatus." U.S. Patent US507445A, 24 October 1893.
3. Anderson E. Unit heater and ventilator. US Patent no. 1,889,588, 1932.
4. Buck C. Blower. US Patent no. 2,033,273, 1936.
5. Coester R. "Theoretische und experimentelle Untersuchungen an Querstromgebläsen", Mitt. Inst. Aerodyn., Zurich 1959 (No. 28).
6. Eck B. "Ventilatoren.", Springer-Verlag, 1962, p. 302.
7. Eck, B. "Fans." Oxford, Pergamon Press, 1973, pp 156-182.
8. Tramposh H. Cross-flow fan. ASME Paper no. 64-WA/FE-26, 1964.
9. Dätwyler G. "Improvements in or relating to transverse flow fans", U.K. Patent specification 988 712, 1965.
10. Ikegami H, Murata S. A study of the cross flow fan: Part I, A theoretical analysis. Technology Report, Osaka University, vol. 16, no. 731, 1966.
11. Ilberg H., Sadeh W. Z. 'Flow theory and performance of tangential fans', Proc. Instn mech. Engrs., 1965–66, vol. 180, no. 19, pp. 481-496. DOI: 10.1243/PIME_PROC_1965_180_034_02.
12. Moore A. The tangential fan-analysis and design. In: Conference on fan technology and practice. London: Institute of Mechanical Engineering; 18–19 April 1972. p. 66–72.
13. Porter, A.M., Markland, E. "A study of the cross flow fan." Journal of Mechanical Engineering Science, 1970, vol. 12, issue 6, pp. 421–431. DOI:10.1007/BF02984256.
14. Activia Cross Flow Fans Catalog, 2023. Available at: <https://www.activa.com.tw/uploads/catalog/04.pdf>.
15. Moon YJ, Cho Y, Nam HS. "Computation of unsteady viscous flow and aeroacoustic noise of cross flow fans." Comput Fluids, 2003, vol. 32, pp. 995–1015. DOI:10.1016/S0045-7930(02)00068-3.

16. Fukutomi, J. "Internal Flow and Performance of Cross-Flow Fan." JSME, Tokyo, Japan, 1995, pp. 3669–3705. DOI:10.1299/jsmeb.48.763.
17. Tsurusaki, H., Tsujimoto, Y., Yoshida, Y., Kitagawa, K. "Visualization measure and numerical analysis of internal flow in cross-flow fan." J. Fluids Eng. 1997, 119, pp. 633–638. DOI: 10.3390/pr7120959
18. Tsurusaki, H., Shimizu, H., Tsujimoto, Y., Yoshida, Y., Kitagawa, K. "Study of cross-flow fan internal flow by flow visualization (discussion of measured results by particle-tracking velocimetry)." J. Fluids Eng. 1996, vol. 39, issue 3, 540–545. DOI: 10.1299/jsmeb.39.540.
19. Yang, B.; Zhong, F.Y.; Yuan, H.Q. Experimental study on internal flow of cross-flow fans. J. Mech. Eng., 2000, vol. 36, pp. 68–70.
20. Tanaka, S.; Murata, S. Scale effects in cross flow fans (effects of fan dimensions on flow details and the universal representation of performances). JSME, 1995, vol. 38, pp. 388–397. DOI: 10.1299/JSMEB.38.388.
21. You, B., Wu, K. Computational fluid dynamics simulation of unsteady evolution of vortices flow in cross-flow fan. J. Eng. Thermophys., 2004, vol. 25, pp. 238–240.
22. You, B., Wu, K. Comparison research of the twisted impeller and the straight impeller in the cross flow fan. J. Eng. Thermophys., 2005, vol. 26, pp. 58–60.
23. Shih, Y.C., Hou, H.C., Chiang, H. "On similitude of the cross flow fan in a split-type air-conditioner". Appl. Therm. Eng., 2008. DOI:10.1016/j.applthermaleng.2007.11.022
24. Akaike, S. Internal flow and fan characteristics of a cross flow fan. JSME 1997, vol. 63, pp. 583–589.
25. Endoh, H.; Enami, S.; Izumi, Y.; Noguchi, J. Experimental Study on the Effects of Air Flow from Cross-Flow Fans on Thermal Comfort in Railway Vehicles. In Proceedings of the Congress of the International Ergonomics Association, Florence, Italy, 26–30 August 2018; Springer: Berlin/Heidelberg, Germany, 2018; pp. 379–388.

26. Chunlu, H.J. Simulation of aero acoustic on air-conditioner. *Chin. J. Mech. Eng.* 2004, 40, 188–192.
27. Zhi, N.G.; Xiao, B.S. *Fan Noise Control Technology*; Mechanical Industry Press: Beijing, China, 1985.
28. Liu, M. *Numerical Analysis and Experimental Research on the Aeroacoustics of Cross-Flow Fans*; Huazhong University of Science and Technology: Wuhan, China, 2009.
29. Zhao, X.L. *Internal Flow Mechanism and Noise Analysis for Cross-Flow Fan in Air-Conditioning*; Huazhong University of Science and Technology: Wuhan, China, 2013.
30. Liu, Q. *Research on the Flow Field Characteristics in Duct System of Indoor Air Conditioner*; Huazhong University of Science and Technology: Wuhan, China, 2011.
31. T. Q. Dang and P. R. Bushnell, *Aerodynamics of Cross-Flow Fans and Their Applications to Aircraft Propulsion and Flow Control*, *Prog. Aerospace Sci.*, vol. 45, no. 1, pp. 1–29, 2009.
32. Yamafugi K. Studies on the flow of cross-flow impellers (1st report, experimental study). *Bull Jpn Soc Mech Eng*, September 1975;18: 1018–25.
33. Bushnell P. A mean line aerodynamic analysis for cross-flow fans. Carrier Corporation Internal report, 1993.
34. Allen DJ. The effect of rotor and casing design on cross-flow fan performance. In: *International conference on fan design and applications*. Guilford, England, Paper no. J1, 7–9 September 1982.
35. Kim JW, Ahn EY, Oh HW. Performance prediction of cross-flow fans using mean streamline analysis. *Int J Rotat Mach* 2005;2005(2):112–6.
36. Tuckey PR, Holgate MJ, Clayton BR. Performance and aerodynamics of cross flow fans. In: *International conference on fan design and applications*. Guilford, England, Paper no. J3, 7–9 September 1982.

37. Horlock JH. Axial flow compressors, fluid mechanics and thermodynamics. Malabar: Krieger; 1958.
38. Lazzarotto L, Lazzaretto A, Macor A, Martegani AD. On cross-flow fan similarity: effects of casing shape. *J Fluids Eng* 2001;123(3):523–31.
39. Clayton BR. A review and appraisal of crossflow fans. *Build Services Eng* 1975;42:230–47.
40. Mazur J, Singh T. Momentum exchanges and energy transfers in cross flow fans. ASME Paper no. 87-GT-32, 1987.
41. Ackeret J. Present and future problems in airplane propulsion. *Schweizer Bauzeitung* 1938;112(1) (also, NACA TM no. 976).
42. Dornier P. Multiple drive for aircraft having wings provided with transverse flow blowers. US Patent 3,065,928, 27 November 1962.
43. Dornier, P. Aircraft with ground effect landing gear. US Patent no. 3,082,976. 26 March 1963.
44. Betz A. Introduction to the theory of flow machines, Section 59. first English ed. New York: Pergamon; 1966. p. 215–7.
45. Smith LH. Wake ingestion propulsion benefit. *J Propulsion Power* 1993; 9(1):74–82.
46. Laing, N. Thrust means for powering aircraft. US Patent no. 3,212,735, 19 October 1965.
47. Laing, Nikolaus, and Eck, Bruno, STRAHLGEBLASE FUR LUFTFAHRZEUGE, German Patent, No. 1040907, October 9, 1958.
48. Laing, Nikolaus, and Eck, Bruno, IMPROVEMENTS RELATING TO AIRCRAFT, British Patent, No. 885663, December 28, 1961.
49. Laing, Nikolaus, and Eck, Bruno, IMPROVEMENTS RELATING TO FLOW MACHINES, British Patent No. 885664, December 28, 1961.
50. Laing, Nikolaus, and Eck, Bruno, IMPROVEMENTS IN AIRCRAFT WINGS, British Patent, No. 885666, December 28, 1961.

51. Laing, Nikolaus, LIFTING AND PROPULSION MEANS FOR AIRCRAFT U.S.Patent, No. 3159362, December 1, 1964.
52. Laing, Nikolaus, AIRCRAFT WING STRUCTURE, U.S. Patent No. 3178131, April 13, 1965.
53. Laing, Nikolaus, AIR CUSHION VEHICLES, British Patent, No. 1005255, September 22, 1965.
54. Laing, Nikolaus, THRUST MEANS FOR POWERING AIRCRAFT, U.S Patent No. 3212735, October 19, 1965.
55. Laing, Nikolaus, DEVICE CONSISTING OF A DRIVE AND ROTATING WHEEL PRODUCING THRUST FOR THE PROPULSION OF BOATS, U.S. Patent, No. 3276415, October 4, 1966.
56. Laing, Nikolaus, WING STRUCTURE AND DUCT MEANS FOR AIRCRAFT, U.S. Patent, No. 3291420, December 13, 1966.
57. Foshag, William F. Boehler, Gabriel D. Review and Preliminary Evaluation of Lifting Horizontal-Axis Rotating-Wing Aeronautical Systems (HARWAS), AEROPHYSICS CO WASHINGTON DC 1969-03-01
58. Herbert H. Driggers Study of aerodynamic technology for vstol fighter/attack aircraft NASA CR-152132, prepared under contract NAS2-9772 BY, 1975.
59. Nelms W. P., Anderson S. B., V/STOL Concepts in the United States - Past, Present, and Future Ames Research Center, Moffett Field, California.
60. Naval Air System Command contract N00019-74-C-0434. Multi-bypass ratio propulsion system technology development, vol. I-IV. Vought Systems Division, LTV Aerospace Corporation, July 1975.
61. Harloff GJ, Wilson DR. Cross flow propulsion fan experimental development and finite element modeling. AIAA-80-0385. In: AIAA 18th Aerospace Sciences Meeting, Pasadena, 1980.
62. Hancock JP. Test of a high efficiency transverse fan. AIAA-80-1243. In: AIAA/SAE/ASME 16th joint propulsion conference, Hartford, 1980.

63. Sharpe TH. Lift augmentation device for aircraft. US Patent no. 4,194,707, March 1980.
64. Gossett DH. Investigation of cross flow fan propulsion for lightweight VTOL aircraft. M.S. thesis, Department of Mechanical & Aeronautical Engineering, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, December 2000.
65. Paul S. Moller. VERTICAL TAKEOFF AND LANDING VEHICLE. United States Design Patent no. 736,140 S, Aug. 11, 2015.
66. Kummer JD, Dang TQ. High-lift propulsive airfoil with integrated crossflow fan. *AIAA J Aircraft* 2006;43(4) July–August.
67. Dygert RK, Dang TQ. Experimental investigation of embedded cross-flow fan for airfoil propulsion/circulation control. In: *AIAA aerospace science conference*, Reno, NV, AIAA Paper no. 63971, January 2007.
68. Dygert RK. Experimental validation of embedded cross-flow fan propulsive/circulation control airfoil. M.S. thesis, Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Syracuse University, Syracuse, NY, 2005.
69. Nguyen K., Rubal J. Circulation control of propulsive airfoil concept via exhaust nozzle geometry. Presented at the *AIAA Region I northeast student conference*, Boston, April 2007.
70. J.D. Kummer, “Propulsive wing,” Propulsive Wing LLC, 2007.
71. Casparie E, Dang TQ. High lift/low drag thick subsonic Goldschmied/ Griffith airfoil with integrated cross-flow fan propulsion. In: *International powered lift conference*, London, June 2008.
72. Yaros SF, Sexstone MG, Huebner LD, Lamar JE, McKinley RE, Torres AO, et al. Synergistic airframe–propulsion interactions and integrations. NASA/TM-1998-207644, March 1998.
73. Goldschmied FR. Thick-wing spanloader all-freighter: design concept for tomorrow’s air cargo. AIAA paper 90-3198, September 1980. Presented at the *AIAA Region I northeast student conference*, Boston, April 2007.

74. Neilson JN, Biggers JC. Recent progress in circulation control aerodynamics. AIAA Paper 87-0001, January 1987.
75. Sehra AK, Whitlow Jr.W. Propulsion and power for 21st century aviation. Prog Aerospace Sci 2004;40:199–235.
76. Kim HD, Saunders JD. Embedded wing propulsion conceptual study. NASA TM-2003-212696, 2003.
77. Jones GS. Pneumatic flap performance for a 2D circulation control airfoil, steady and pulsed. NASA LaRC, NASA and ONR Flow Control Workshop, 2004.
78. Peebles P. Aerodynamic lift generating device. US Patent no. 6,527,229 B1, March 2003.
79. Albani A, Peebles P. Span rotor: prove tecniche relazione. Universita degli Studi di Roma “La Sapienza,” 1997.
80. Forshaw S., “Wind-Tunnel Investigation of FanWing” Final Year Project, M.Eng., Imperial College London, 1999.
81. Kogler K.U., “FANWING, Experimental Evaluation of a Novel Lift & Propulsion Device” M.Eng. Thesis, Imperial College, London 2002
82. Duddempudi D, Yao Y, Edmondson D, Yao J, Curley A. Computational study of flow over generic fan-wing airfoil. Aircraft Eng Aerospace Technol: Int J 2007;79(3).
83. Slimane Benferhat, Tayeb Yahiaoui, Bachir Imine, Omar Ladjedel & Ondřej Šíkula (2019). Experimental and numerical study of turbulent flow around a Fanwings profile, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics Volume 13, 2019, Pages 698-712. <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1639076>
84. George S. Recent Developments of the FanWing Aircraft, 2011.
85. Kentfield J.A.C., “Aircraft configurations with outboard horizontal stabilizers”, Journal of Aircraft October 1991
86. Kentfield J.A.C., “Drag reduction and improved fuel consumption of aircraft employing outboard horizontal stabilizers”, AIAA Paper 2005-0811

87. Seyfang G.R., “Aerodynamics and applications of the OHS configuration”, Royal Aeronautical Society Conference on the Aerodynamics of Novel Configurations, London 2008
88. Sebastian M., Alessandro D., Marius B. HELICOPTER WITH CROSS-FLOW FAN. US 2015/0191245 A1, Jul. 9, 2015.
89. C. L. Zhang, “New developments of helicopter technology,” Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, vol. 29, no. 6, pp. 607–614, 1997.
90. Y.-H. Cao, K. Chen, J. Wang, and W.-L. Yin, “CFD analysis of aerodynamic characteristics for the ducted tail rotor and its aerofoil,” Journal of Aerospace Power, vol. 19, no. 6, pp. 792–797, 2004.
91. Tan M., Tan C., Vu H., Pinin H. 横流风扇的无尾桨直升机尾梁流场CFD分析, 2010
92. Du Siliang, Tang Zhengfei, Xu Pei, Ji Mengjiang. Study on Helicopter Antitorque Device Based on Cross-Flow Fan Technology Open Access Volume 2016 | Article ID 5396876 | <https://doi.org/10.1155/2016/5396876>
93. Matthew R. Carr, Matthew E. Louis, Kirk L. Groninga, Daniel B. Robertson, Frank B. Stamps, Albert G. Brand, Eric A. Sinusas. BELL HELICOPTER TEXTRON INC., Fort Worth, TX (US). ROTORCRAFT ANTI-TORQUE AND DIRECTIONAL CONTROL USING A CENTRIFUGAL BLOWER. US 10,633,086 B2 Apr. 28, 2020.
94. S. Askari, M. H. Shojaeefard, and K. Goudarzi, “Experimental study of stall in an airfoil with forced airflow provided by an integrated cross-flow fan,” Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 225, no. 1, pp. 97–104, 2011.
95. Du Siliang Tang Zhengfei (2018). The Aerodynamic Behavioral Study of Tandem Fan Wing Configuration. International Journal of Aerospace Engineering Volume 2018, Article ID 1594570, 14 pages. Doi:10.1155/2018/1594570

96. Garth V. Hobson, Anthony J. Gannon. Investigation of performance improvements including application of inlet guide vanes to a cross-flow fan. NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL MONTEREY, CALIFORNIA. September 2009.
97. Delagrange, Christopher T. Viability of Cross-Flow Fan for Vertical Take-Off and Landing Aircraft NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL MONTEREY, CALIFORNIA. June 2012.
98. Kwek, Howe Leng. Viability of Cross-Flow Fan with Helical Blades for Vertical Take-off and Landing Aircraft NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL MONTEREY, CALIFORNIA. September 2012.
99. Jones, Andria M. Integration of twenty-bladed cross-flow fan into vertical take-off and landing aircraft NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL MONTEREY, CALIFORNIA. June 2013.
100. Syed Ali Hussain, Tayyaba Alam, Osama Naeem, Rahimul Alam, Khader Abu's. Phantom Fanwing. 2019. doi:10.30800/mises.2019.v7.1221
101. Bushnell P. Flow stabilizer for transverse fan. US Patent no. 6,050,773, 2000.
102. Blake WK. Mechanics of flow-induced sound and vibration, vols. 1–2. Boston:Academic Press; 1986.
103. Moon YJ, Cho Y, Nam HS. Computation of unsteady viscous flow and aeroacoustic noise of cross flow fans. Comput Fluids 2003;32:995–1015
104. Cho Y, Moon YJ. Blade tonal noise prediction of variable pitch cross flow fans by unsteady viscous flow computation. In: FAN NOISE 2003 international symposium, Senlis, September 2003.
105. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2023) Математична модель розрахунку аеродинамічних сил, утворюваних роторним рушієм для пропульсивних крил. Авіаційно-космічна техніка й технологія, (4), сс. 10–27. DOI:10.32620/aktt.2023.4.02.

106. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2021). Вплив форми роторного рушія на характеристики інтегрованої з крилом силової установки літака. *Механіка гіроскопічних систем*, (40), сс. 123–132. DOI:10.20535/0203-3771402020248785.
107. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М., Андрєєв, О. М. (2023). Вплив форми крила на характеристики при використанні інтегрованої роторної силової установки літака. *Авіаційно-космічна техніка й технологія*, (2), сс. 17–26. DOI:10.32620/aktt.2023.2.02.
108. Komarov, B. G., Zinchenko, D. M. (2023) The Aerodynamic Behavioral Study of Canard Plane With Fan Wing Configuration. *MECHANICS OF GYROSCOPIC SYSTEMS*, (45), pp. 56-73. doi:10.20535/0203-3771452023287755.
109. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2019). Вплив генераторів вихорів на аеродинамічні літака схеми “качка”. *Механіка гіроскопічних систем*, (37), сс. 97–109. DOI: 10.20535/0203-3771372019186954.

Додаток 1. Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації

1. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2023) Математична модель розрахунку аеродинамічних сил, утворюваних роторним рушієм для пропульсивних крил. *Авіаційно-космічна техніка й технологія*, (4), сс. 10–27.

DOI:10.32620/aktt.2023.4.02.

2. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М. (2021). Вплив форми роторного рушія на характеристики інтегрованої з крилом силової установки літака. *Механіка гіроскопічних систем*, (40), сс. 123–132. DOI:10.20535/0203-3771402020248785.

3. Комаров, Б. Г., Зінченко, Д. М., Андрєєв, О. М. (2023). Вплив форми крила на характеристики при використанні інтегрованої роторної силової установки літака. *Авіаційно-космічна техніка й технологія*, (2), сс. 17–26.

DOI:10.32620/aktt.2023.2.02.

4. Komarov, B. G., Zinchenko, D. M. (2023) The Aerodynamic Behavioral Study of Canard Plane With Fan Wing Configuration. *MECHANICS OF GYROSCOPIC SYSTEMS*, (45), pp. 56-73. doi: 10.20535/0203-3771452023287755

Матеріали доповідей на наукових конференціях

5. Комаров, Б. Г., Зінченко Д. М. (2019). Адаптивне крило з роторним рушієм. *Науково-практична конференції студентів та молодих вчених “Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку”*. 2019. с. 3.

6. Комаров, Б. Г., Зінченко Д. М. (2020). Вибір оптимального аеродинамічного компонування для експериментальної моделі літака з роторним рушієм. *Друга науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку»*. 2020. сс. 36–38.

7. Komarov, B. G., Zinchenko D. M. (2020). Adaptive fan wing mechanization. In 13th international students and young scientists conference "Intelligence. Integration. Reliability" (pp. 19-20).

8. Komarov, B. G., Zinchenko D. M. (2021). Glued bamboo-wood composite in the manufacture of aviation structural elements. In 14th international students and young scientists conference "Intelligence. Integration. Reliability" (pp. 27-28).

Відомості про апробацію результатів дисертації

Основні результати та положення дисертаційної роботи були представлені й отримали схвалення на:

- Науково-практичній конференції студентів та молодих вчених “Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку” (м. Київ, Україна, 2019 р);
- Науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку». (м. Київ, Україна, 2020 р);
- Міжнародній науково-технічній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" (м. Київ, Україна, 2020 р);
- Міжнародній науково-технічній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" (м. Київ, Україна, 2021 р).

Додаток 2. Технологія виробництва ЛА, та оснастка за допомогою якої виготовлялися моделі

Аддитивні технології впевнено виходять на промислову арену, і яскравим прикладом цього є 3D-друк. Сутність аддитивних технологій полягає в шаровому з'єднанні матеріалів для створення об'єктів з відповідної цифрової 3D-моделі. Це відрізняє їх від традиційних технологій виробництва, які передбачають механічну обробку - видалення зайвого матеріалу з заготовки.

Аддитивні технології класифікуються в залежності від використання матеріалів (рідкі, порошкові, полімерні, порошкові метали); наявності лазера; за способом фіксації шару побудови (тепловий вплив, опромінення ультрафіолетом або видимим світлом, з'єднуючим складом); за способом формування шару.

Технології тривимірного друку з'явилися три десятиліття тому і початкова ідея полягала в отвердінні фотополімера світловим променем, проте протягом тривалого часу технологія тривимірного друку все ще була доступна лише обмеженому колу людей. Перші пристрої для 3D-друку були надто дорогими, і вибір матеріалів для створення моделей був дуже обмеженим. Однак стрімкий прорив у даній технологічній області почав відбуватися з 2006-го року коли були запущені такі проекти як RepRap, націлені на виготовлення принтерів, які здатні реплікувати себе зі здатністю відтворювати понад 50% своєї конструкції. Також в той же час почали поширюватись FDM принтери для 3D – друку.

FDM (Fused deposition modeling), або ж моделювання методом пошарового наплавлення - це популярна технологія аддитивного виробництва, яка використовується для створення тривимірних моделей, макетів і виробів, до яких не пред'являються особливі вимоги до якості поверхні та точності виготовлення.

Технологія FDM передбачає створення тривимірних об'єктів шляхом нанесення послідовних шарів матеріалу, що повторюють контури цифрової моделі. Матеріал для друку - це термопластики, які подаються у вигляді катушок ниток різних кольорів.

Виробничий цикл розпочинається з обробки тривимірної цифрової моделі. Модель у форматі STL розбивається на шари і орієнтується найбільш відповідним чином для друку. При необхідності створюються підтримуючі структури, необхідні для друку нависаючих елементів. Деякі пристрої дозволяють використовувати різні матеріали під час одного виробничого циклу. Можливий друк моделі з одного матеріалу та друк підтримуючих опор з іншого, наприклад розчинного у воді, або неагресивних розчинниках, що полегшує видалення підтримуючих структур після завершення процесу друку. Альтернативно, можливий друк різними кольорами одного й того ж виду пластика при створенні єдиної моделі.

Пластикову нитку подається з катушки в екструдер. Екструдер - це пристрій, обладнаний механічним приводом для подачі нитки під тиском до головної частини

принтеру, яка обладнана радіатором, та нагрівальним елементом для плавлення матеріалу і соплом, через яке здійснюється безпосередньо екструзія. Зазвичай верхня частина сопла охолоджується за допомогою конвекційного кожуха і вентилятора, щоб запобігти передчасному розплавленню пластикової нитки з подальшим засміченням друкарської головки. Нагрівальний елемент передає тепло на сопло, яке, в свою чергу, плавить пластикову нитку і подає розплавлений матеріал на утворюваний шар. Температура сопла може регулюватися від 180 °C до 260 °C в залежності від матеріалу який використовується під час друку та діаметру сопла.

Після чого в ході роботи принтеру розплавлений пластик наноситься по контурах, сформованих цифровою моделлю, та пошарово створюється деталь. Після нанесення відбувається швидке отвердіння пластику, яке може бути пришвидшене за допомогою нагнітання повітря та обдуву моделі в області друку. Після завершення одного шару екструдер переміщується вертикально вгору на величину товщини шару розплавленого пластику, та формується наступний шар. Однак від швидкого охолодження можуть виникати явища деламінації шарів, та знижуються експлуатаційні характеристики щодо міцності моделей, однак і перегріті зони друку з наплавленим пластиком значно погіршують характеристики для фінального виробу, тому для критично важливих деталей мають експериментально знаходитись оптимальні параметри друку, з огляду на особливості моделі.

Друкуюча головка (ефектор) рухається в горизонтальній та вертикальній площинах під контролем алгоритмів, аналогічних тим, які використовуються в верстатах з числовим програмним управлінням. Внаслідок чого сопло переміщується по траєкторії, визначеній системою автоматизованого проектування. Модель будується шар за шаром, знизу вгору. Зазвичай екструдер приводиться в рух кроковими моторами, або ж сервоприводами. Найбільш популярною системою координат, застосовуваною в FDM, є декартова система, побудована на прямокутному тривимірному просторі з вісями X, Y та Z.

Технологія FDM відрізняється високою гнучкістю, але має певні обмеження. Хоча створення нависаючих структур й можливе при невеликих кутах нахилу, у випадку великих кутів $>65-75^\circ$ необхідне використання формованих у процесі друку штучних опор, як правило, створюваних під час друку, що відділяються від моделі після завершення процесу.

Як витратні матеріали доступні термопластики в тому числі композити, що містять в основі свого складу ABS, PLA, PET, полікарбонати, поліаміди, полістирол, лігнін та багато інших. Зазвичай різні матеріали надають вибір балансу між простотою використання, та токсичністю під час друку, параметрами міцності, температурними характеристиками, та стійкістю до агресивних середовищ.

В цілому моделювання методом пошарового наплавлення (FDM) використовується для швидкого прототипування і виробництва. Що спрощує повторне випробування з послідовною, поетапною модернізацією предмета. Даний метод може слугувати як вартісна альтернатива стандартним методам при створенні невеликих серій у промисловому виробництві. Також даний метод друку є одним із найменш вартісних, що й забезпечує зростаючу популярність принтерів, заснованих на цій технології.

Мною в дисертаційній роботі використовується модифікований 3D принтер Anycubic Predator з кінематикою дельта, та збільшеною областю друку 380 мм в діаметрі, та до 470мм в висоту, якщо порівнювати зі стандартною моделлю рисунок Д2.1.

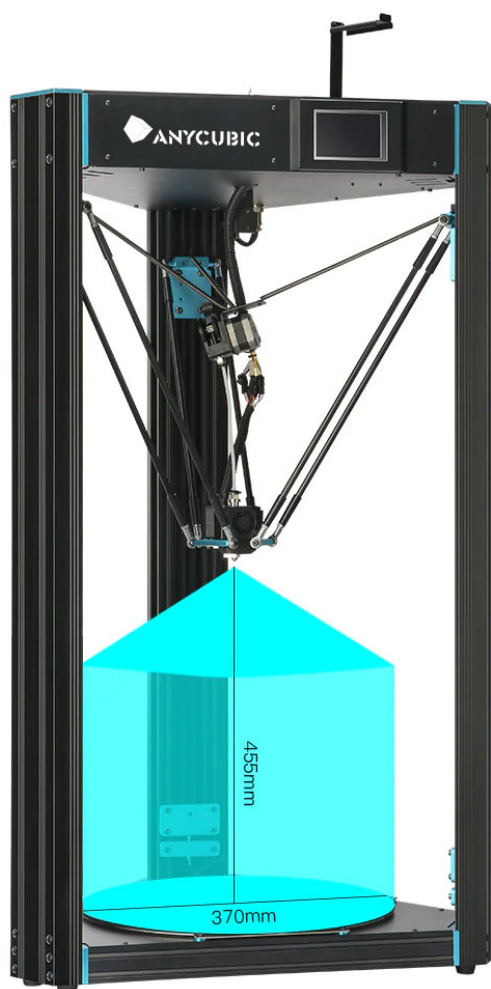


Рисунок Д2.1. Загальний вигляд 3D принтеру Anycubic Predator в базовому виконанні

До його модифікацій в першу чергу можна віднести модифікацію друкуючої головки (ефектора) зі встановленням direct-екструдера рисунок Д2.2 з короткою та майже прямою подачею філаменту до термоблоку рисунок Д2.3, через термобар'єр рисунок Д2.4. який з вхідної сторони з'єднаний через мідний циліндр з алюмінієвим радіатором екструдера. Та складається з титанової горловини, у якої низький коефіцієнт теплопередачі, висока стійкість до корозії, та з урахуванням незначної товщини стінки достатня міцність за високих температур експлуатації.

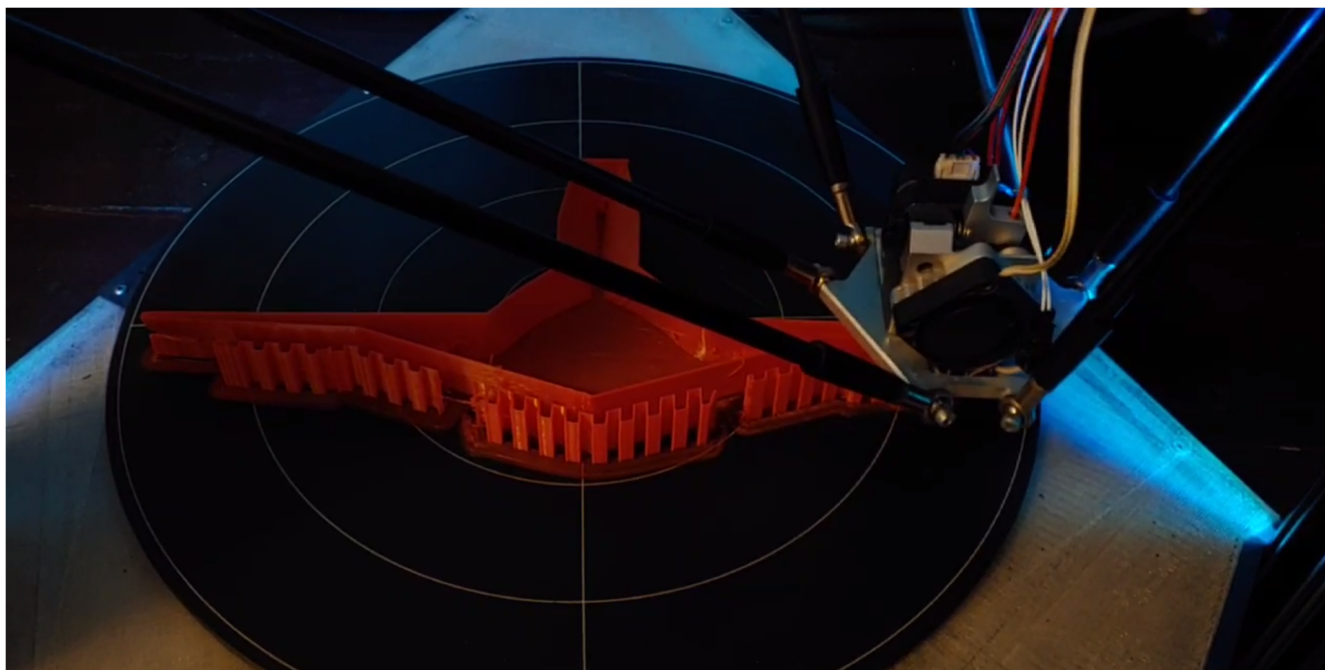


Рисунок Д2.2. Модифікована головна частина зі встановленим екструдером, що має пряму подачу пластику.



Рисунок Д2.3. Зовнішній вигляд термобар'єру в зборі з термоблоком.

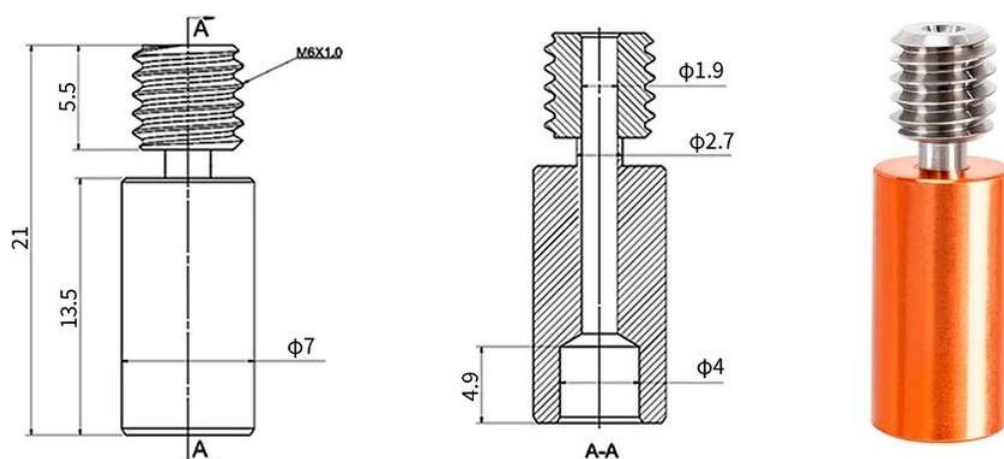


Рисунок Д2.4. Зовнішній вигляд термобар'єру, з використанням комбінації мідного циліндру, що контактує з радіатором, та титановою горловиною, що вкручується в термоблок.

**Додаток 3. Математична модель, запрограмована в Excel для розрахунку
аеродинамічних параметрів**

[illegible]

Рисунок Д3.1. Представлена частина запрограмованої математичної моделі для розрахунків аеродинамічних параметрів

