

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 533.695.14

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Аеродинамічне конструювання швидкісного надлегкого літака»

Виконав :

студент VI курсу, групи АЛ-91мп

Барут Керем Асіль _____

Керівник:

Доцент, к.т.н.

Зінченко Дмитро Миколайович _____

Рецензент:

Доцент каф. СКЛА, к.т.н.,

доцент Лукомський Василь Григорович _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

Барут Керем Асіль

1. Тема дисертації «Аеродинамічне компонування швидкісного надлегкого літака», науковий керівник дисертації Зінченко Д.М., к.т.н., доцент, затверджені наказом по університету від «07» грудня 2020 р. № 253/20-сі
2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2020 р.
3. Об'єкт дослідження: Аеродинамічне компонування швидкісного надлегкого літака
4. Вихідні дані Висота польоту – 1500 м.;
Крейсерська швидкість польоту – 300 км/год;

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Огляд та аналіз наявних досліджень та конструкційних рішень.

5.2. Аналіз особливостей аеродинаміки надлегких літаків.

5.3. Планування обчислюваного експерименту

5.4. Створення розрахункових моделей

5.5. Аналіз результатів моделювання.

5.6. Розробка стартап-проекту..

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд результатів досліджень.

6.2 Особливості аеродинаміки надлегких літаків

6.3. Формування компонування швидкісного надлегкого літака

6.4 Планування обчислюваного експерименту.

6.5. Результати моделювання

6.6. Оптимізація аеродинамічного компонування

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 01.10. 2019

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд та аналіз наявних досліджень	до 01.11.2019	
2.	Огляд особливостей аеродинаміки надлегких літаків	до 05.12.2019	
3.	Визначення прийнятних засобів обчислювальної аеродинаміки для поставленого завдання.	до 25.02.2020	
4.	Визначення параметрів компонування швидкісного надлегкого літака	до 20.03.2020	
5.	Побудова розрахункових моделей для різних варіантів компонування швидкісного надлегкого літака	до 01.04.2020	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик варіантів компонування швидкісного надлегкого літака	до 15.04.2020	
7.	Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію.	до 01.05.2020	
8.	Підготовка статті до публікації	до 01.07.2020	
9.	Аналіз отриманих результатів та визначення загального компонування швидкісного надлегкого літака	до 01.10.2020	
10.	Розробка стартап-проекту.	до 01.12.2020	

Студент

Барут Керем Асіль

Науковий керівник

Дмитро ЗІНЧЕНКО

Анотація

Пояснювальна записка містить 124 сторінок, в тому числі 72 рисунків, 11 таблиць, 26 джерел. Графічна частина виконана на аркушах формату А1.

Дисертація присвячена дослідженню особливостей аеродинаміки швидкісного надлегкого літака, що має крейсерську швидкість польоту 300 км/год, здатний забезпечувати складання та виконаний із біокомпозитних матеріалів.

В даному проекті були розглянуті наукові дослідження аеродинаміки компонувань літаків-носіїв зовнішнього корисного навантаження та проаналізовано особливості конструктивних рішень. Вирішені задачі аеродинамічного проектування запропонованої концепції, виконана оптимізація компонування крила з фюзеляжем та кінцевої аеродинамічної поверхні.

В ході дослідження створені розрахункові моделі агрегатів об'єкта дослідження та розрахункові моделі загального компонування. З використанням методів обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання обтікання поверхні розрахункових моделей, визначені аеродинамічні характеристики крила літака, виконано дослідження впливу типу профілювання крила на загальні аеродинамічні характеристики компонування. На основі результатів першого етапу досліджень здійснено оптимізацію компонування основної несучої схеми «крило+фюзеляж» та досліджено вплив кінцевої аеродинамічної поверхні на аеродинамічний опір та значення аеродинамічної досконалості K .

Під час проектування та моделювання використовувалося комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, КОМПАС-3D- V18.1, PANSYM, OriginPro 7, CorelDRAW.

Ключові слова: швидкісний надзвуковий літак, кінцева аеродинамічна поверхня, аеродинамічна досконалість, портативність.

Abstract

The explanatory note contains 124 pages, including 72 figures, 11 tables, 26 sources. The graphic part is made on sheets of A1 format.

The dissertation is devoted to the research of the aerodynamics features of a high - speed ultralight aircraft, which has a cruising speed of 300 km / h, is capable of assembly and is made of biocomposite materials.

In this project scientific researches of aerodynamics of configurations of planes-carriers of external payload were considered and features of constructive decisions were analyzed. The problems of aerodynamic design of the proposed concept are solved, the optimization of the layout of the wing with the fuselage and the final aerodynamic surface is performed.

In the course of the research, the calculation models of the units of the research object and the calculation models of the general layout were created. Using the methods of calculated aerodynamics, the surface flow of the computational models is modeled, the aerodynamic characteristics of the aircraft wing are determined, and the influence of the wing profile type on the general aerodynamic characteristics of the layout is studied. Based on the results of the first stage of research, the layout of the main bearing scheme "wing + fuselage" was optimized and the influence of the final aerodynamic surface on the aerodynamic drag and the value of aerodynamic perfection K .

During the design and modeling, computer modeling and modern software were used, namely: Microsoft Office programs, KOMPAS-3D-V18.1, PANSYM, OriginPro 7, CorelDRAW.

Key words: high-speed supersonic plane, final aerodynamic surface, aerodynamic perfection, portability.

3.2.3.1	Аэродинамические характеристики крыла самолета	63
3.2.3.2	Аэродинамические характеристики самолета в полной компоновке.....	76
4.	Оптимизация компоновки скоростного сверхлегкого самолета...	91
4.1.	Оптимизация компоновки основной несущей схемы	92
4.1.1.	Расчетные модели	92
4.1.2.	Результаты моделирования обтекания	96
4.2.	Анализ влияния установки КАП крыла	100
4.2.1.	Расчетные модели	100
4.2.2.	Результаты моделирования обтекания	103
5.	Разработка стартап-проекта	112
5.1.	Описание идеи проекта	112
5.2.	Технологический надзор за проектом	112
5.3.	Анализ возможностей рынка для запуска стартап-проекта ..	113
5.4.	Разработка рыночной стратегии проекта	114
5.5.	Разработка маркетинговой программы стартап-проекту.....	115
	Общие выводы	118
	Список литературы	123

Общие выводы

1. Зависимость потребной тяги от скорости полета показывает возможность достижения горизонтальной скорости полета $V=300$ км/ч в реализуемом диапазоне режимов работы двигателя;
2. Зависимость коэффициента продольного момента $m_Z(C_{Ya})$ показывает возможность продольной балансировки на значении коэффициента подъемной силы $C_{Ya} = 0.46$, что соответствует полету на режиме максимальной дальности рассматриваемой компоновки с убранными шасси (критерий максимальной дальности $\frac{K}{\sqrt{C_{Ya}}}$). При этом значение критерия продольной устойчивости $m_Z^{C_{Ya}} = -0,46$ является явно избыточным, т.к. в практике принято значение $m_Z^{C_{Ya}} \leq -0,25$;
3. Скорость горизонтального полета $V=300$ км/ч для рассматриваемой компоновки реализуется на значении коэффициента подъемной силы $C_{Ya} = 0.25$, что меньше чем значение $C_{Ya}=0.46$, соответствующее реализованному максимуму критерия максимальной дальности $\frac{K}{\sqrt{C_{Ya}}}$. Это определяет направление дальнейшей оптимизации компоновки изделия – подбор таких параметров компоновки, позволяющее снизить балансировочное значение C_{Ya} , соответствующее максимуму критерия максимальной дальности $\frac{K}{\sqrt{C_{Ya}}}$.
4. На следующем этапе оптимизации целесообразно выполнить анализ влияния профилировки крыла на аэродинамические характеристики, в первую очередь за зависимость критерия максимальной дальности $\frac{K}{\sqrt{C_{Ya}}}$ от коэффициента подъемной силы;
5. Предлагаемая компоновка самолета позволяет реализовать заданные требования к летно-техническим характеристикам на

режиме крейсерского полета (скорость $V=300$ км/ч , высота $H=1500$ м, СА) с диапазоном полетных масс $m = 455 \dots 475$ кг;

6. Значения потребной тяги основного двигателя на крейсерском режиме полета являются реализуемыми с использованием ВИШ для рассмотренного диапазона полетных масс как с убраным, так и с фиксированным шасси;
7. Максимальные значения аэродинамического качества K и критерия максимальной дальности $\frac{K^{CF}}{\sqrt{C_{Ya}^{CF}}}$ самолета в крейсерской конфигурации соответствуют статистическим данным и в дальнейшем проектировании могут быть увеличены путем воздействия концевых воздушных винтов на индуктивное сопротивление крыла;
8. Крыло самолета обладает высокими несущими свойствами ($C_{YaMAX} = 1.8$) и плавным характером отрыва потока на критических углах атаки. При этом использование мотогондол вспомогательных электродвигателей системы УПС в качестве вихреобразователей оказывает благоприятное влияние на срывные характеристики самолета;
9. Горизонтальное оперение самолета с параметрами, соотв табл.1.2 балансирует самолет без отклонения руля высоты на скоростях полета $V=274 \dots 280$ км/ч для полетных масс соотв. 455 и 475 кг. При этом значение степени продольной статической устойчивости составляет $m_z^{C_y} = -0.291$, что несколько больше среднего рекомендуемого значения $m_z^{C_y} = -0.25$. Это позволяет после проектирования механизации крыла в случае необходимости уменьшить размеры горизонтального оперения, что может оказать благоприятное влияние на массу конструкции самолета, его сопротивление и общие ЛТХ.

10.Компоновка самолета с базовым фюзеляжем позволяет реализовать меньшее значение сопротивления на расчетном режиме (скорость 300 км/ч ИС) в сравнении с различных вариантов компоновок крыла с каплеобразным фюзеляжем . Как следует из сравнения поляр расчетных моделей (Рис.2.3), при полете на рассматриваемой скорости ($V=300$) базовый фюзеляж создает приращение сопротивления более чем в 3 раза меньшее, чем компоновки с каплеобразным фюзеляжем. Сравнение зависимостей несущих свойств (Рис.2.1) рассматриваемых компоновок наглядно демонстрирует, что установка базового фюзеляжа на углах атаки, соответствующих заданному режиму полета (скорость 300) **УВЕЛИЧИВАЕТ** общую подъемную силу компоновки, и соответственно, увеличивает значение аэродинамического качества K и снижает требуемое значение тяги винта .

11.Причиной благоприятной интерференции крыла и фюзеляжа в базовой компоновке является наличие плавно сужающегося канала между нижней поверхностью крыла и верхней плоской поверхностью фюзеляжа. В этом канале скорость потока возрастает, что генерирует значительную по площади зону разряжения на верхней поверхности фюзеляжа и, соответственно, дополнительное приращение подъемной силы. В случае компоновок крыла с фюзеляжем круглого сечения этот эффект не проявляется, поскольку в этом случае канал между нижней поверхностью крыла и поверхностью фюзеляжа не имеет оптимальной формы или отсутствует (не реализуется разгон потока). Анализ поляр , представленных на рис.2.3 наглядно показывает, что поляры расчетных моделей, состоящих из крыла и каплеобразного фюзеляжа отстоят практически эквидистантно от поляры чистого крыла, то есть практически не изменяют своего сопротивления, в

отличии от базовой компоновки. Также следует принять во внимание меньшее значение площади поперечного сечения базового фюзеляжа в сравнении с вариантами каплеобразного фюзеляжа.

12. Особенности базовой компоновки являются причиной существенно больших значений аэродинамического качества K и критерия максимальной дальности $\frac{K}{\sqrt{C_{Ya}}}$ в сравнении с компоновками крыла и каплеобразного фюзеляжа.
13. Для дальнейших работ считаю целесообразным принять компоновку крыла и оптимизированного фюзеляжа (см. п.п.1.4).
14. Поляра $C_{ya}(C_{xa})$ расчетной модели крыла и оптимизированной геометрии фюзеляжа с установленным двигателем (ширина 1.424 м, высота 1.104 м) показывает несколько меньшее значение аэродинамического сопротивления в сравнении с полярной расчетной модели предварительной компоновки (фюзеляж шириной 1.2 м и высотой 1 м). Это вызвано возросшей эффективностью канала между крылом и фюзеляжем, что позволило компенсировать прирост сопротивления от увеличения миделя фюзеляжа;
15. Близость зависимостей $C_{ya}(C_{xa})$ расчетных моделей позволяет предположить, что определенные на предварительном этапе значения тяги воздушного винта, потребных для выполнения установившегося горизонтального полета на скорости 300 км/ч являются актуальными.;
16. Установка концевых аэродинамических поверхностей (КАП, или т.н. «винглет») позволяет существенно увеличить максимальное значение аэродинамического качества компоновки «крыло+фюзеляж» (и, соотв. качества всего самолета), как это показано на рис.2.4. и, соответственно, снизить потребные значения тяги воздушного винта на рассматриваемых режимах.

17. Сравнение картины вихревой пелены крыла компоновки на режиме максимального качества (угол атаки относительно оси координат модели -10), представленное на рис.2.6 – 2.7, наглядно демонстрирует эффективность влияния КАП на мощность концевых вихря.
18. Вследствие полученного значительного положительного эффекта, а также благоприятного влияния на максимальное значение критерия максимальной дальности $\frac{K}{\sqrt{C_{ya}}}$ (см. рис.2.5) считаю целесообразным принять КАП (Вариант 2, горизонтальная винглета) в штатную компоновку крыла самолета

Список литературы

1. Авиационные Правила-25 –Нормы летной годности гражданских самолетов –1993г
2. Е.П. Ударцев, М.А. Переверзев, С.А. Ищенко Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев.1998 г.
3. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Под ред. академика РАН Бюшгенса Г.С. -М.-Пекин: Изд. отдел ЦАГИ авиа-издательство КНР, 1995 г. -772 с.
4. Мхитарян А.Н. Аэродинамика. М. Машиностроение. 1976 г.
5. D.Kuchemann F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. 1985.
6. Jane's. All the world's aircraft. 2004-2005. jawa.janes.com
7. www.airwar.ru – Уголок неба. Сайт.
8. Красильщиков А.А. Планеры СССР. М. Машиностроение 1991г.
9. Кондратьев В.П. Яснопольский Л.Ф. Самолет – своими руками. М. Патриот. 1993 г
- 10.Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
- 11.Sighard F.Noerner. Fluid dynamic Drag. Published by the Author. 1965. ;
- 12..Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки. Том 1. Общие технические требования. Аэродинамика. МАП СССР. СибНИИА. Новосибирск 1989
- 13.Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов. ЦАГИ. 1996
- 14.С.Т. Кашафутдинов. В.Н. Лушин. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. СибНИИА. 1994
- 15.Глушков Н.Н., Инешин Ю.Л., Свириденко Ю.Н. "Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов", Ученые записки ЦАГИ, т.ХХ, N1, 1989 г. 18 с.
- 16.Зінченко Д.М. «Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом». Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 г.
- 17..Щербонос О.Г. Аеродинамічні характеристики крила з генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання. Дисертація на здобуття

- наукового ступеню кандидата технічних наук. Національний Авіаційний Університет. Київ 2011 р.
- 18.Справочник авиаконструктора. Том 1. Аэродинамика самолета. М.1937 г.
 - 19.А.С. Кравец. Характеристики авиационных профилей. М.1939 г.
 - 20.А.М. Мхитарян. Аэродинамика. М. Машиностроение. 1976 г
 - 21.Алексєенко С.І. Керування відривом потоку за допомогою утворювачів повздовжніх вихрів. Дисертація на здобуття наукового ступеню кандидата технічних наук. Національний Авіаційний Університет. Київ 2016 р.
 - 22.Е.П. Ударцев, М.А. Переверзев, С.А. Ищенко Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев.1998 г.
 - 23.Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. - 648 с., с иллюстрациями. Пер. с англ.
 - 24.Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985.
 - 25.Ляпунов С.В., Михайлов Ю.С. Расчет трансзвукового безотрывного обтекания профиля с учетом вязкости. Труды ЦАГИ, вып. 2254, 1984 г. 48 с.
 - 26.[Розроблення стартап-проекту. Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей. Київ. НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» 2016 р.](#)