

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО «ІВЧЕНКО-ПРОГРЕС»
АКЦІОНЕРНЕ ТОВАРИСТВО «УКРАЇНСЬКА ОБОРОННА
ПРОМИСЛОВІСТЬ»**

ДЕНИСЮК Олеся Валеріївна

УДК 629.735.035.3:629.735.035.5 (043.3)

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА
ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ
ДВОКОНТУРНОСТІ**

05.05.03 – двигуни та енергетичні установки

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2023

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України та на Державному підприємстві «Івченко-Прогрес», Акціонерне Товариство «Українська Оборонна Промисловість».

Науковий керівник: доктор технічних наук, доцент
Балалаєва Катерина Вікторівна,
Національний авіаційний університет,
професор кафедри авіаційних двигунів

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Расстригін Олександр Олексійович,
головний науковий співробітник,
Центральний науково-дослідний інститут
озброєння та військової техніки Збройних сил
України;

кандидат технічних наук
Усенко Вячеслав Юрійович,
головний конструктор силових установок і
систем життєзабезпечення,
Державне підприємство «Антонов»

Захист дисертації відбудеться « »_____2023р. о 13 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д26.062.05 Національного авіаційного університету за адресою: 03058, Україна, м. Київ, просп. Любомира Гузара, 1, корп. 1, ауд. 1.334.

З дисертацією можна ознайомитись в науково-технічній бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, Україна, м. Київ, просп. Любомира Гузара, 1 та на сайті <http://asdoc.nau.edu.ua/golovne-menyu/specz%D1%96al%D1%96zovan%D1%96-vchen%D1%96-radi-z-prisudzhennya-stupenya-doktora-nauk/>.

Автореферат розісланий « »_____2023р.

Вчений секретар спеціалізованої
вченої ради Д26.062.05,
доктор технічних наук, професор

О.О. Мікосянчик

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Ефективність і економічність літального апарату, в основному, визначаються параметрами і характеристиками силової установки. Економічність оцінюється питомою витратою палива. Ефективність авіаційного двигуна оцінюється рядом параметрів, у тому числі силою тяги та коефіцієнтом корисної дії. З метою забезпечення підвищення економічності та ефективності світові розробники постійно удосконалюють авіаційні двигуни. Основною тенденцією цих вдосконалень є підвищення ступеня двоконтурності турбореактивних двоконтурних двигунів та оптимізація параметрів вентилятора.

Для регіональних перевезень найбільш економічними залишаються турбогвинтові або турбогвинтовентиляторні двигуни. Турбогвинтові двигуни мають високу економічність, але основною проблемою турбогвинтових двигунів є високий рівень шуму. Основним джерелом шуму виступає повітряний гвинт або гвинтовентилятор. Перспективним типом двигунів є підклас турбогвинтових двигунів – двигун Open Rotor.

Аналіз тенденцій світового авіадвигунобудування показує, що збільшення ступеня двоконтурності дозволяє істотно підвищити економічність двигунів.

Одним з можливих технічних рішень забезпечення високих характеристик перспективних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності є використання закапотованого гвинта або гвинтовентилятора.

Також використання закапотованого гвинта (гвинтовентилятора) дозволяє зменшити акустичне випромінювання.

Закапотований гвинт (гвинт у кільці, сопло Корта) запропонований Луїджі Стіпе (1931 р.) та Людвігом Кортом (1934 р.). Сьогодні закапотований гвинт (гвинт у кільці) знайшов своє застосування в багатьох галузях. Гвинт у кільці може застосовуватися в якості фенестрону одногвинтових вертольотів, рушіїв для морських суден, літаків, дирижаблів, суден на повітряній подушці, а також у вигляді автономних систем безпілотних літальних апаратів.

Активні наукові дослідження щодо розробки гвинта/ гвинтовентилятора/ вентилятора в кільці ведуться багатьма зарубіжними дослідниками, в тому числі і NASA. Дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта/ гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними.

В першу чергу, це пов'язано з можливістю покращення характеристик силової установки із закапотованим гвинтом/ гвинтовентилятором у порівнянні з відкритим гвинтом/ гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги за рахунок капоту та зниження акустичного випромінювання.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладної задачі розробки науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності, що залишається до кінця не розв'язаною. Тема роботи є актуальною і має важливе наукове та народногосподарське значення.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами і темами.

Робота виконана на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету та на ДП «Івченко-Прогрес». Подана робота є ініціативною і одночасно складовою частиною досліджень, що проводяться ДП «Івченко-Прогрес», спільно з науковими установами Міністерства оборони України, Міністерства освіти і науки України та спрямовані на підвищення рівня ефективності СУ ЛА і пошук нових методів аеродинамічного вдосконалення лопаткових вінців гвинтовентиляторів для двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

Робота відповідає основним напрямам Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2030 року, що схвалено розпорядженням Кабінету Міністрів України від 8 липня 2020 року № 851-р, та Державній цільовій науково-технічній програмі розвитку авіаційної промисловості на 2021-2030 роки, що затверджено постановою Кабінету Міністрів України № 951 від 1 вересня 2021 року.

Матеріали дисертаційних досліджень частково викладені в науково-дослідних роботах і технічних звітах, що виконувалися ДП «Івченко-Прогрес».

Мета і задачі дослідження.

Метою дослідження є створення науково-методичного апарату для вирішення задачі підвищення ефективності гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності шляхом використання капоту.

Досягнення мети передбачає вирішення наступних задач:

1. Аналіз методів, методик і засобів математичного моделювання та обґрунтування параметрів чисельного експерименту щодо моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Удосконалення методики аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

3. Дослідження тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

4. Оцінка опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Науковим завданням дисертаційного дослідження є усунення невідповідності між рівнем сучасних вимог до значень параметрів та характеристик гвинтовентилятора силової установки та обмеженими можливостями існуючого науково-методичного апарату для підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора силової установки.

Об'єкт дослідження – закапотований гвинтовентилятор газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Предмет дослідження – робочий процес і характеристики закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Методи дослідження. У роботі використовуються методи чисельного експерименту, теорія теплових двигунів, теорія лопаткових машин, теорія примежевого шару, методи синтезу, аналізу та порівняння.

Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами льотних випробувань та відомих натурних фізичних експериментів.

Достовірність отриманих результатів роботи забезпечується коректним застосуванням математичного апарату для вирішення поставлених наукових задач та підтверджується хорошим узгодженням результатів розрахункових досліджень з результатами фізичних експериментів та досліджень інших авторів, виконаних за апробованими методиками.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Вперше розроблено науково-методичний апарат для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності, що включає в себе:

- науково-обґрунтовані рекомендації щодо тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;

- удосконалену методика проєктування закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;

- оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напрямку розрахунку параметрів та характеристик відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів для газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що застосування розробленого науково-методичного апарату в практиці створення авіаційних двигунів із відкритими та закапотованими гвинтовентиляторами дозволить підвищити ефективність гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується Актами впровадження результатів, що одержані в дисертаційній роботі, на ДП «Івченко-Прогрес» та ДП «Антонов».

Особистий внесок здобувача визначається такими положеннями.

Основні результати, ідеї досліджень, концепція роботи, її положення та принципи вирішення задач розроблені автором самостійно. Основні положення теоретичних досліджень, розробка математичної моделі для розрахунково-експериментальних досліджень щодо тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора, методика проєктування закапотованого гвинтовентилятора, оцінка впливу опору капоту на ефективну силу тяги закапотованого гвинтовентилятора, обробка та аналіз результатів виконано в даній роботі особисто автором.

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: побудовано твердотільну модель для проведення чисельного експерименту з моделювання течії у співвісному гвинтовентиляторі та вхідному пристрої, проведено обробку результатів [1]; проведено чисельне моделювання в компресорних решітках, проаналізовано результати [3]; проведено чисельний експеримент щодо впливу кількості лопатей відкритого та закапотованого гвинтовентилятора на тягові характеристики гвинтовентиляторного двигуна, проаналізовано результати [4]; проведено аналіз конструктивних характеристик лопаті повітряного гвинта [6]; проведено аналіз конструктивних характеристик розробленого повітряного гвинта [7]; проведено обробку отриманих результатів щодо параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою газотурбінного двигуна [10]; проаналізовано засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентиляторів газотурбінних двигунів [11]; проведено чисельний експеримент та проаналізовано результати моделювання потоку в компресорних решітках [14]; розроблено удосконалену методику аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора [15]; проведено математичне моделювання та проаналізовано акустичні характеристики співвісного повітряного гвинта [16].

Апробація результатів роботи та публікації. Основні теоретичні положення, результати та висновки наукового дослідження доповідались автором, обговорювались та отримали позитивну оцінку на засіданнях кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2021-2023рр.); міжкафедральному семінарі Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2023р.); XVII Науково-технічній конференції студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології» (м. Київ, Україна, 25-26 листопада 2020р.); XXVI Міжнародному конгресі двигунобудівників (с.м.т. Лазурне, Україна, 6-11 вересня 2021р.); XXVII Міжнародному конгресі двигунобудівників (м. Харків, Україна, 5-10 вересня 2022р.); XXII Міжнародній науково-технічній конференції Асоціації спеціалістів промислової гідравліки і пневматики «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Київ, Україна, 17-18 листопада 2021р.); VII Всеукраїнській науково-практичній конференції молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» (м. Київ, Україна, 30 листопада 2021р.); XXII Міжнародній науково-практичній конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки» (м. Київ, Україна, травень 2022р.); X Всесвітньому конгресі «Авіація в XXI столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології» (м. Київ, Україна, 28-30 вересня 2022р.).

Публікації. Основні результати дисертації представлено у 5 наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань, в тому числі у 1 статті, яка індексується наукометричною базою Scopus, у розділі зарубіжної монографії, 2 свідоцтвах України на промисловий зразок та 8 тезах доповідей на науково-технічних конференціях.

Структура дисертації. Дисертація складається з анотацій, вступу, 4 розділів, висновків, списку використаної літератури та 3 додатків. Основний матеріал викладено на 128 сторінках, 47 рисунках, 1 таблиці. Бібліографія містить 111 найменувань робіт на 12 сторінках. Загальний обсяг дисертації складає 165 сторінок.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і задачі дослідження, наведено дані про наукову новизну, практичну цінність та впровадження отриманих результатів, наведено дані про публікації та апробацію роботи.

У першому розділі проаналізовано стан та перспективи вирішення проблеми покращення характеристик гвинтовентиляторів для газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності. Проведений аналіз тенденцій розвитку авіаційного двигунобудування показує, що в ближчій перспективі підвищення ефективності двигуна, як теплової машини, можуть забезпечити ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. До недоліків перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності можна віднести:

- збільшений мідель і значний лобовий опір (недолік усувається застосуванням гвинтовентилятора, діаметр якого менше діаметра звичайного гвинта (за інших рівних умов) орієнтовно на 40 %);
- маса (може бути знижена за рахунок застосування спрощеної системи реверсу тяги, укороченого каналу другого контуру);
- шум (недолік можна частково усунути застосуванням закапотованого гвинтовентилятора).

Отже, застосування закапотованого гвинтовентилятора для підвищення ефективності перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності є перспективним.

Таким чином, дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта/ гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними. В першу чергу, це пов'язано з покращенням характеристик силової установки із закапотованим гвинтом/ гвинтовентилятором у порівнянні з відкритим гвинтом/ гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги та зниження акустичного випромінювання за рахунок капоту.

Однак, до теперішнього часу питання розробки науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими.

У другому розділі викладено основні методи дослідження течії газу у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі, обґрунтовано модель турбулентної в'язкості для замикання рівнянь Нав'є-Стокса шляхом вирішення тестових задач.

Метод чисельного експерименту дозволяє досліджувати характеристики відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів при будь-яких режимах роботи з будь-якими геометричними характеристиками, має високу точність і надійність. Важливими етапами чисельного експерименту є вибір розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості. Для подальших досліджень обрано неструктуровану розрахункову сітку з адаптацією примежевого шару.

Об'єктом дослідження першої тестової задачі є дві компресорні решітки аеродинамічних профілів серії КР-33.

Решітки склалися з однакових профілів, відмінність полягає в куті установки цих профілів $63,5^\circ$ та $89,5^\circ$. Хорда профілю становила 52 мм, крок решітки – 52 мм. За результатами моделювання течії у решітках побудовано залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $63,5^\circ$ (рис. 1) та залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $89,5^\circ$ (рис. 2). При замиканні рівнянь Нав'є-Стокса використовувалась модель SST Ментера.

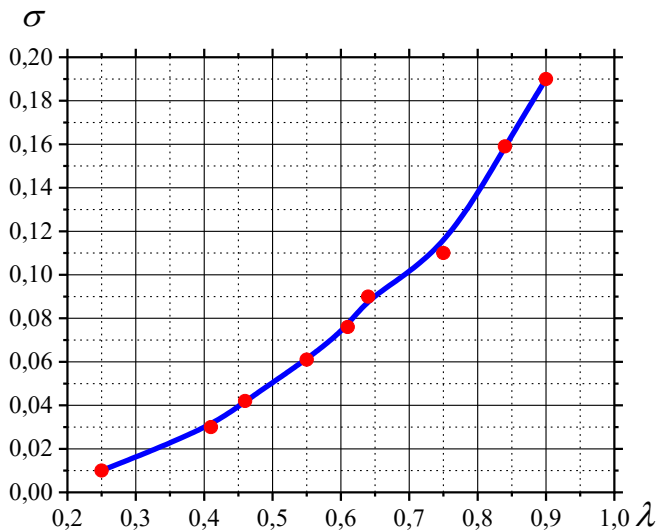


Рис. 1. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $63,5^\circ$

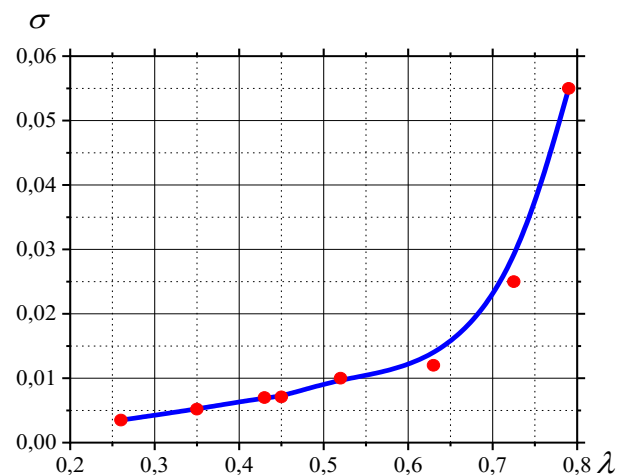


Рис. 2. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $89,5^\circ$

На графіках крапками позначено результати відомих експериментальних даних, лініями – результати чисельного експерименту. Аналіз результатів показав, що похибка розрахунків становить менше 5 %.

Об'єктом дослідження другої тестової задачі виступав відкритий гвинтовентилятор двигуна Д-27 з периферійним діаметром 4,5 м. Твердотільна модель досліджуваного гвинтовентилятора показано на рис. 3. При дослідженні проведено розрахунки моделювання течії у гвинтовентиляторі з 7 моделями турбулентної в'язкості: k- ω , SST Ментера, SST Transitional №1 Fully Turbulence, SST Transitional №2 Specified Intermittency, SST Transitional №3 Gamma Model, SST Transitional №4 Gamma Theta Model, SST Transitional №5 Intermittency. Результати моделювання течії порівнювались з результатами льотних випробувань (рис. 4).



Рис. 3. Твердотільна модель досліджуваного гвинтовентилятора

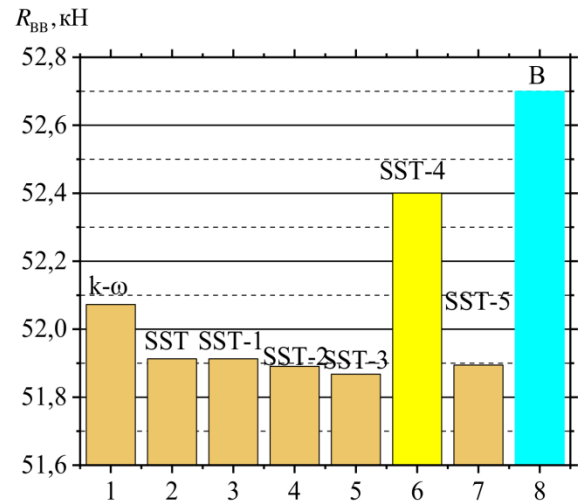


Рис. 4. Порівняння результатів чисельного експерименту і результатів льотних випробувань

В результаті проведених тестових задач моделювання течії у компресорних решітках і відкритому гвинтовентиляторі двигуна Д-27 для наступних досліджень течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі обрано модель турбулентної в'язкості SST Ментера, що показала себе надійною і не вимогливою до обчислювальної потужності.

У третьому розділі проведено оцінку впливу кількості лопатей відкритого і закапотованого гвинтовентилятора на тягу гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності, удосконалено методику аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Методика аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності складається з декількох послідовних операцій (блоків).

Блок «Вихідні дані газогенератора». Для початку розрахунку необхідно задати вихідні дані: режим польоту (число Маха), висоту (параметри атмосфери), режим роботи (кут установлення лопаті або потужність, що забезпечує роботу гвинтовентилятора та витрату повітря у газогенераторі).

Блок «Вибір ступеня двоконтурності». Під час цієї операції задається ступінь двоконтурності газотурбінного двигуна, що розглядається. Під час вибору цього параметру слід керуватись додатковими дослідженнями, що показують діапазон оптимального ступеня двоконтурності з урахуванням економічності і масових характеристик двигуна.

Блок «Розрахунок діаметральних розмірів закапотованого гвинтовентилятора». На основі вибраного значення ступеня двоконтурності розраховується витрата повітря на вході у закапотований гвинтовентилятор. Далі, використовуючи дані з вибору розрахункового режиму і параметрів атмосфери, за допомогою рівняння витрати розраховується площа поперечного перерізу, через

яку буде подаватись повітря. Далі розраховуються діаметр втулки та периферійний діаметр гвинтовентилятора. Після цього розраховують висоту лопаті гвинтовентилятора.

Блок «Теоретичний газодинамічний розрахунок робочого колеса гвинтовентилятора». На основі попередніх даних для вихідних даних, прийнятих у перших трьох блоках, роблять теоретичний газодинамічний розрахунок робочого колеса гвинтовентилятора, параметри розраховують за трьома перерізами – втулковим, середнім і периферійним.

Блок «Створення 3D-моделі лопаті гвинтовентилятора». На основі отриманих всіх попередніх розрахунків (кутів установки, аеродинамічних профілів, висоти лопаті, втулкового і периферійного діаметрів, форми лопаті) будується лопать гвинтовентилятора. Для побудови 3D-моделі лопаті гвинтовентилятора використовується спеціальне програмне середовище для 3D-проекування та креслення моделей.

Блок «Вибір кількості лопатей лопаткового вінця гвинтовентилятора». На основі теоретичного газодинамічного розрахунку вибирається кількість лопатей робочого колеса закапотованого гвинтовентилятора.

Блок «Створення 3D-моделі лопаткового вінця робочого колеса гвинтовентилятора». Маючи дані щодо геометрії лопаті та кількості лопатей, вибирається форма і параметри коку та створюється 3D-модель лопаткового вінця робочого колеса гвинтовентилятора з коком.

Блок «Моделювання течії у закапотованому гвинтовентиляторі». Використовуючи всі дані, що були отримані, проводять моделювання течії у закапотованому гвинтовентиляторі на розрахунковому режимі роботи. Моделювання течії у робочому колесі проводять у спеціальному програмному середовищі.

Блок «Оцінка параметрів закапотованого гвинтовентилятора». За результатами моделювання течії здійснюють оцінку параметрів закапотованого гвинтовентилятора. На основі проведеної оцінки встановлюється відповідність між заданим ступенем підвищення тиску й отриманим в результаті розрахунку, заданою ефективною роботою гвинтовентилятора й отриманою, заданим ККД гвинтовентилятора й отриманим, заданими потужністю і тягою закапотованого гвинтовентилятора й отриманими в результаті розрахунку. Якщо отримані параметри закапотованого гвинтовентилятора задовольняють вимогам, тоді розрахунок закінчується, а отриманий закапотований гвинтовентилятор необхідно досліджувати за іншими характеристиками. Якщо отримані параметри закапотованого гвинтовентилятора не задовольняють вимогам, тоді розрахунок переходить до системи блоків з вибору геометричних параметрів лопаті, лопаткового вінця, вибору кількості лопатей і т. д.

За допомогою методики спроектовано лопатковий вінець закапотованого гвинтовентилятора з урахуванням заданих параметрів газогенератора. Досліджено декілька варіантів лопаткового вінця гвинтовентилятора з 8, 10, 12 та 14 лопатями (рис. 5).

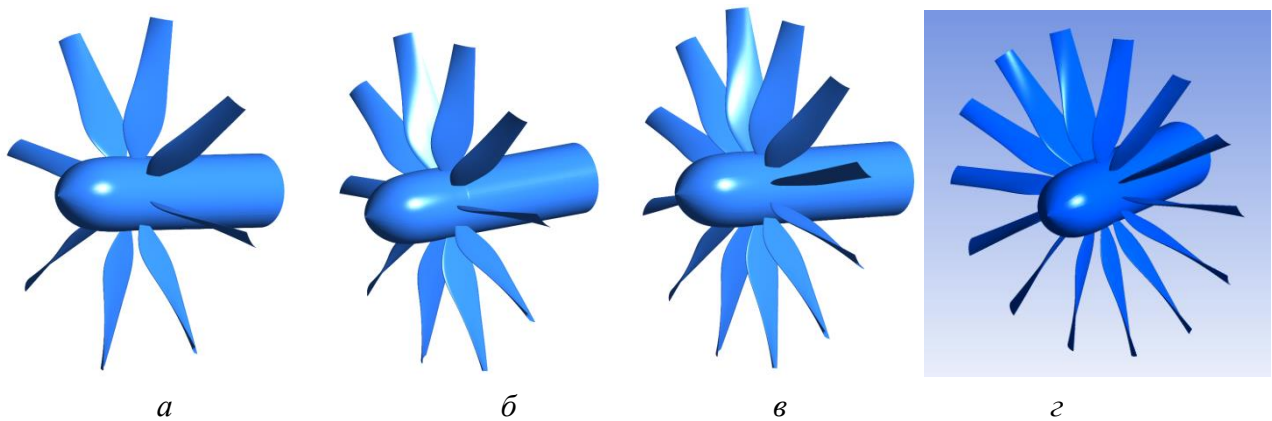


Рис. 5. 3D-моделі досліджуваного лопаткового вінця гвинтовентилятора:
a – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 8 лопатями; *б* – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 10 лопатями; *в* – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 12 лопатями; *г* – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 14 лопатями

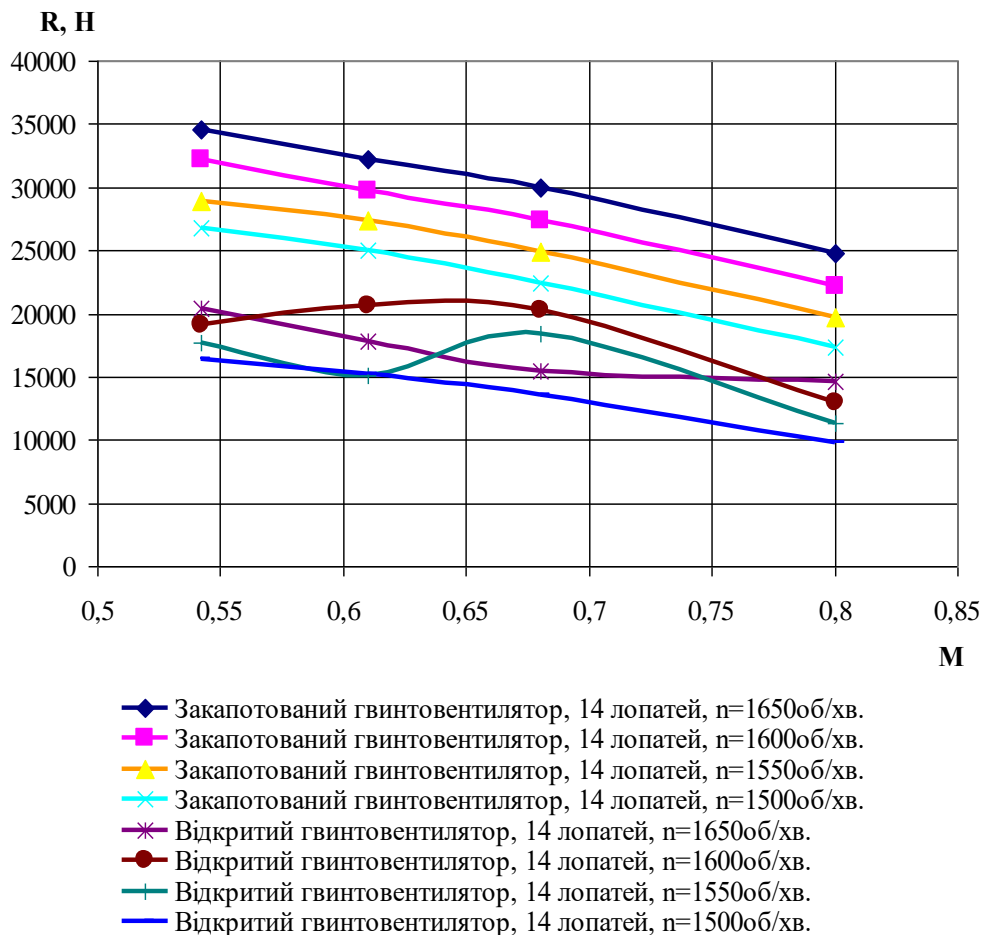


Рис. 6. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 14 лопатями (висота польоту $H=11$ км)

Для оцінки впливу капоту досліджено еквівалентні відкриті гвинтовентилятори. Геометричні параметри лопатей не змінювались. Діаметр втулки складав 0,6 м, кінцевий діаметр гвинтовентилятора – 2,924 м, ступінь двоконтурності – $m=30$.

Отримані залежності сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора показують, що збільшення лопатей з 8 до 14

приводить до зростання сили тяги як в закапотованому, так і у відкритому гвинтовентиляторі на крейсерському режимі роботи та на землі (рис. 6-9).

Збільшення кількості лопатей в закапотованому гвинтовентиляторі з 8 до 14 дозволяє збільшити силу тяги гвинтовентилятора до 57 % на крейсерському режимі роботи і до 48 % на режимі роботи на землі.

Аналіз отриманих залежностей сили тяги від числа Маха на вході для закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи показує, що капот дає суттєвий приріст у тязі від 23,2 до 69,2 %.

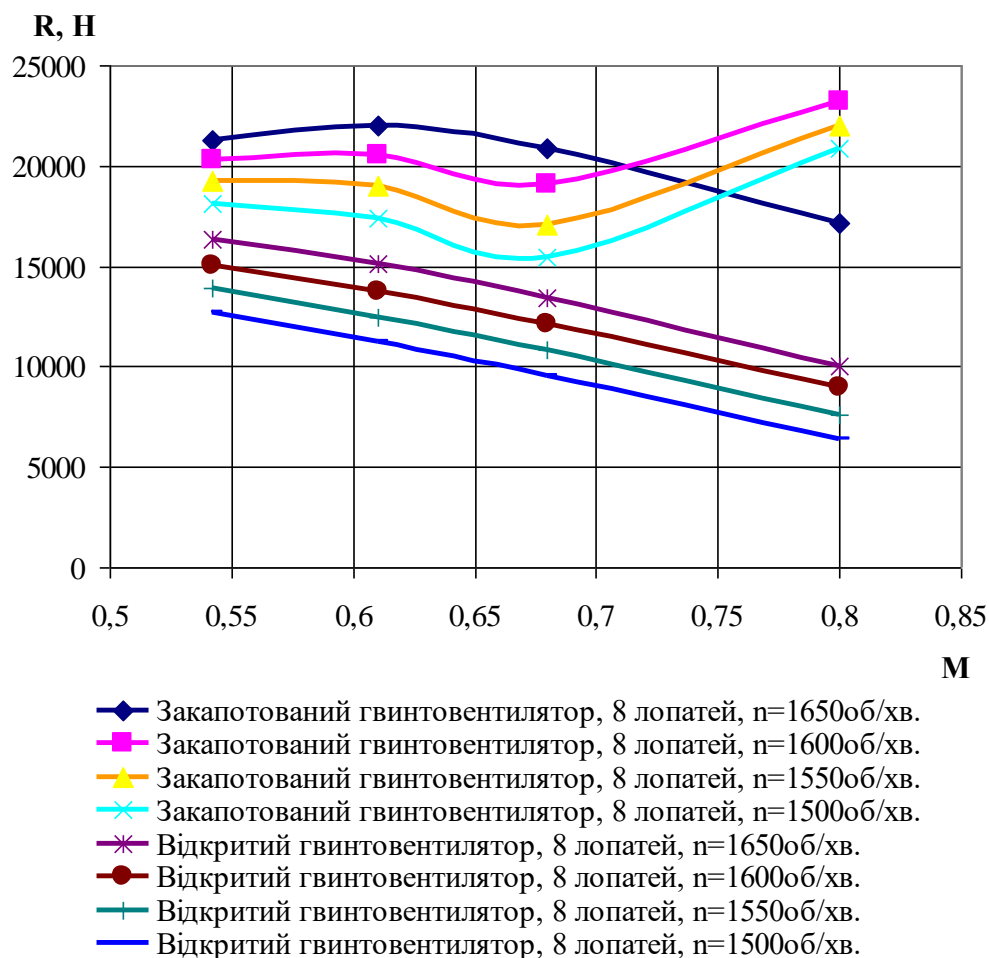


Рис. 7. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями (висота польоту $H=11$ км)

Найбільші значення сили тяги для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора спостерігаються для частоти обертання 1650 об/хв. гвинтовентилятора, який має 14 лопатей. Найбільший відносний приріст у тязі в закапотованому гвинтовентиляторі спостерігається у 8-ми лопатевого гвинтовентилятора і сягає до 69,2 %.

Аналіз отриманих залежностей сили тяги від числа Маха на вході для закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на режимі роботи на землі показує, що капот дає суттєвий приріст у тязі від 28,8 до 77,2 %.

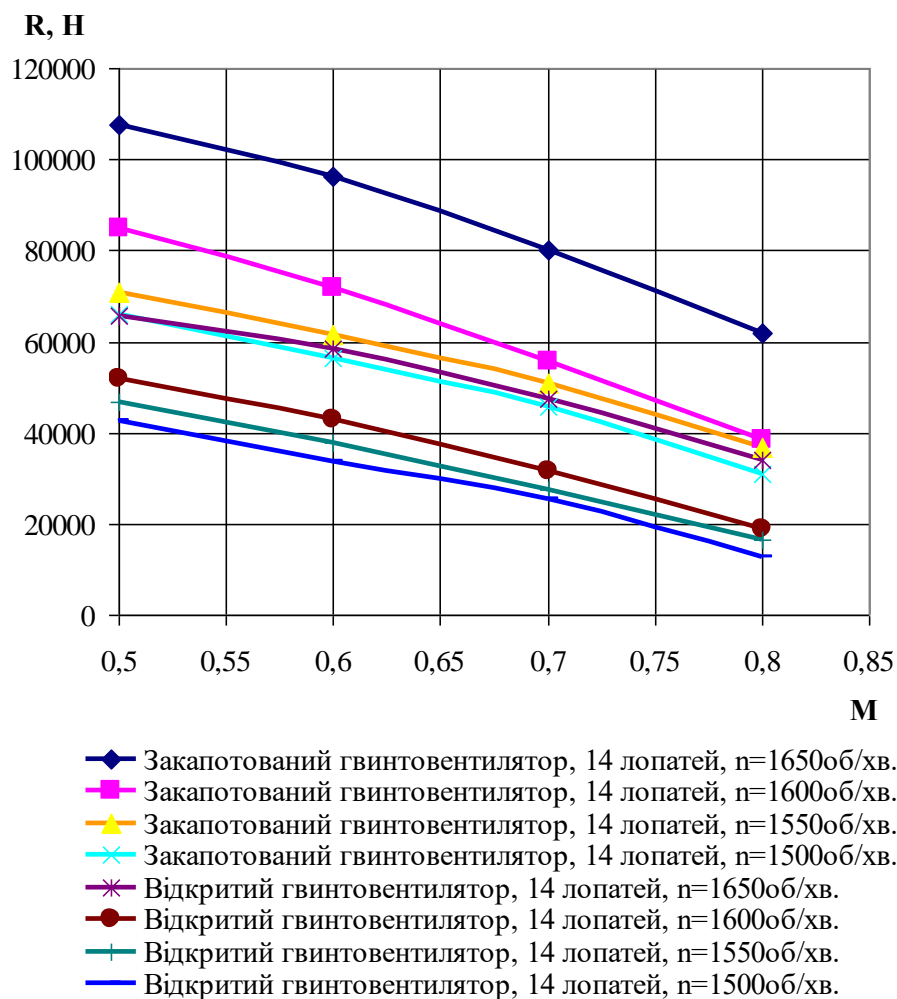


Рис. 8. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапованого гвинтовентилятора з 14 лопатями (висота польоту $H=0$ км)

Як і для крейсерського режиму роботи гвинтовентилятора на висоті $H=11$ км найбільші значення сили тяги для відкритого та закапованого гвинтовентилятора спостерігаються для частоти обертання 1650 об/хв. гвинтовентилятора, який має 14 лопатей. Найбільший відносний приріст у тязі в закапованому гвинтовентиляторі спостерігається у 8-ми лопатевого гвинтовентилятора і сягає до 77,2 %.

Також проведено оцінку зміни ККД закапованого гвинтовентилятора. При роботі на землі ККД знижується. При збільшенні частоти обертання ККД закапованого гвинтовентилятора збільшується. Найбільші значення ККД має гвинтовентилятор з 14 лопатями.

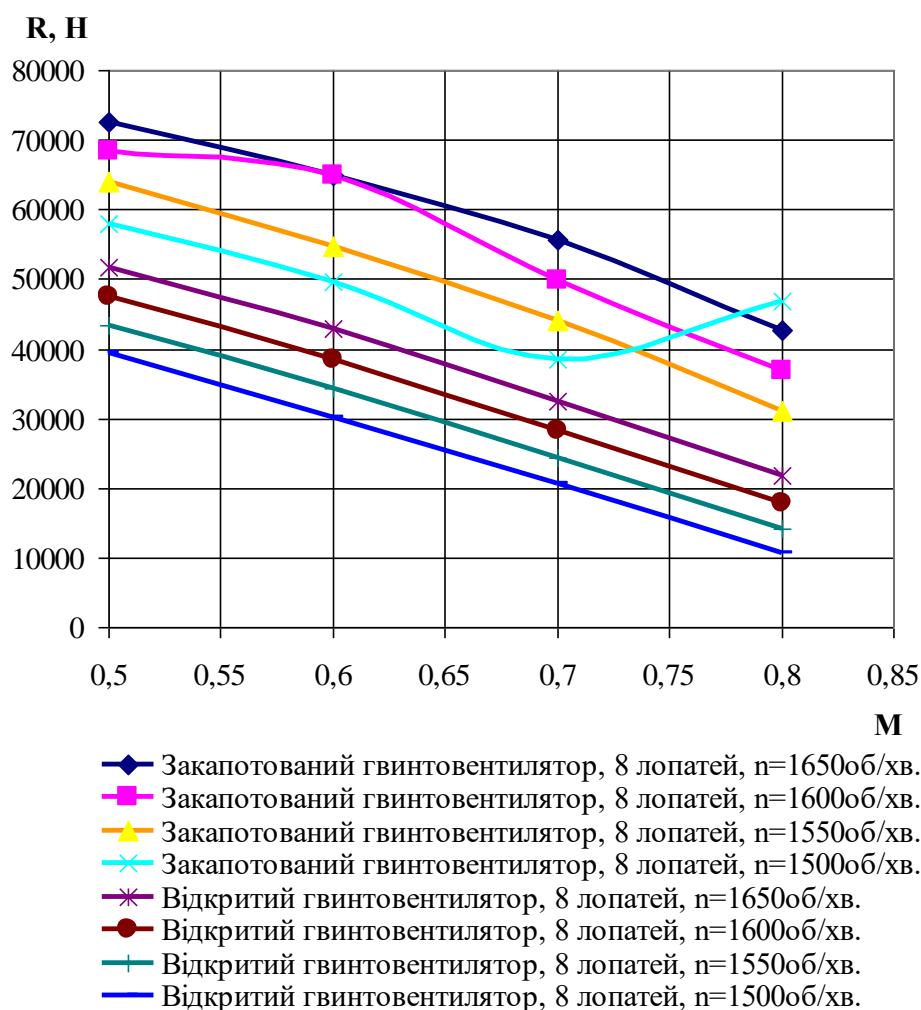


Рис. 9. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями (висота польоту $H=0$ км)

При роботі на землі $H=0$ км при збільшенні кількості лопатей від 8 до 14 ККД збільшується від 0,47...0,79 до 0,5...0,83 в розглянутому діапазоні чисел Маху $M=0,5...0,8$ і частоті обертання ротора від 1500 до 1650 об/хв.

При роботі на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км при зменшенні кількості лопатей від 14 до 8 ККД зменшується від 0,62...0,85 до 0,58...0,77 в розглянутому діапазоні чисел Маху $M=0,5...0,8$ і частоті обертання ротора від 1500 до 1650 об/хв.

Тобто, закапотований гвинтовентилятор з 14 лопатями буде більш ефективний, ніж закапотований гвинтовентилятор з 8 лопатями.

Якісний характер зміни обтікання демонструє візуалізація ліній струменя при обтіканні відкритого і закапотованого гвинтовентилятора (рис. 10, 11).

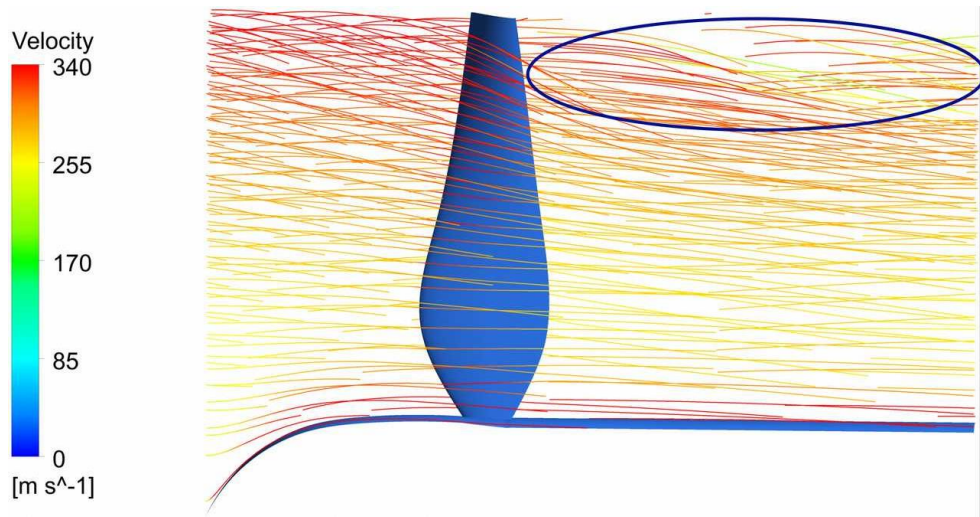


Рис. 10. Візуалізація ліній струменя в меридіональному розрізі при обтіканні відкритого гвинтовентилятора з 12 лопатями

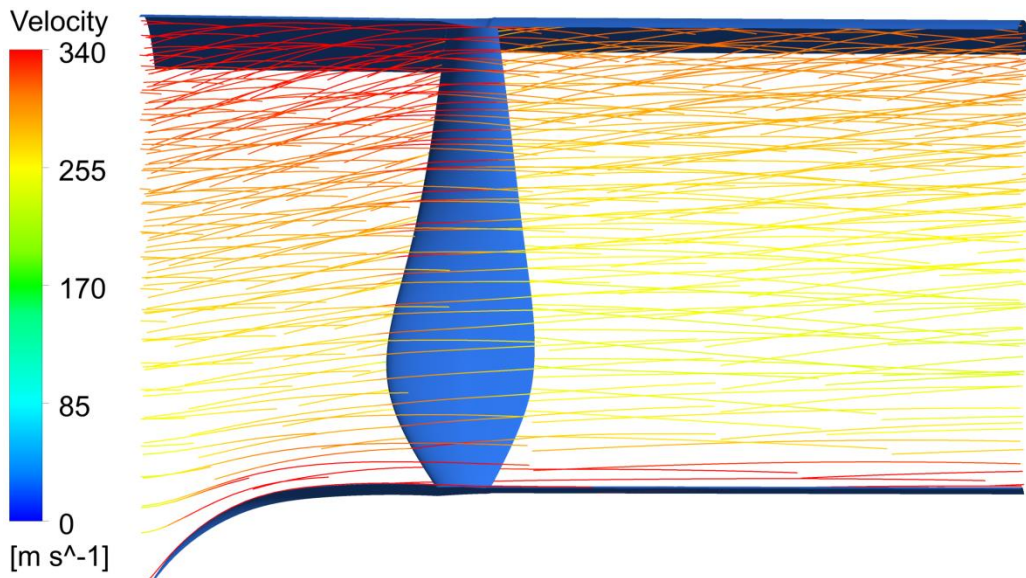


Рис. 11. Візуалізація ліній току в меридіональному розрізі при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора з 12 лопатями

При обтіканні відкритого гвинтовентилятора можна відмітити особливість, що має місце при обтіканні всіх досліджуваних варіантів – вихрові сліди за лопатями в периферійній частині. Візуалізація ліній струменя при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора має схожий характер обтікання. На периферії наявні зони підвищеної швидкості, однак при цьому не спостерігається зон з вихроутвореннями.

У четвертому розділі проведена оцінка впливу опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. Об'єктом дослідження виступає закапотований гвинтовентилятор з 14 лопатями. Діаметр

втулки гвинтовентилятора складає 0,6 м, кінцевий діаметр гвинтовентилятора – 2,924 м, довжина капоту – 3 м.

Розглянемо обтікання в польоті закапотованого гвинтовентилятора (рис. 12) по аналогії з мотогондолою, коли вектори швидкості польоту V і швидкості витікання повітря із вихідного перерізу капоту C_2 паралельні вісі гвинтовентилятора.

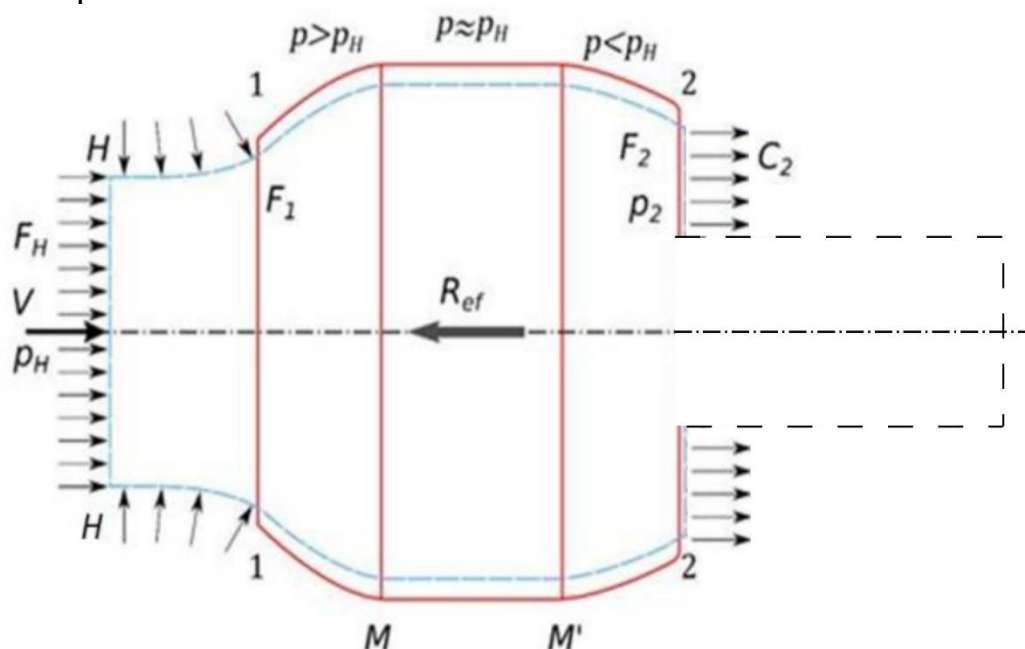


Рис. 12. Схема сил, що діють на закапотований гвинтовентилятор

Ефективна сила тяги розрахована за формулою: $R_{ef} = R - X_{duct}$.

Ефективна сила тяги закапотованого гвинтовентилятора дорівнює тязі гвинтовентилятора, якщо відняти зовнішній опір капоту, який дорівнює

$$X_{duct} = \int_H^2 (p - p_H) dF - X_{fr\Sigma}.$$

Зовнішній опір капота гвинтовентилятора обумовлено дією на його зовнішні поверхні сил надлишкового тиску і тертя: перший член у правій частині рівняння представляє собою опір від сил надлишкового тиску, що діє на зовнішню поверхню капоту, а другий член обумовлений опором тертя, тобто $X_{duct} = X_{p\Sigma} - X_{fr\Sigma}$.

На рис. 13 показано отриману залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи на землі $H=0$ км, частота обертання гвинтовентилятора 1650 об/хв. Показано, що капот впливає на зниження сили тяги. Сила опору закапотованого гвинтовентилятора на землі набагато більша, ніж на висоті крейсерського польоту і складає до 29 % при $H=0$ км від сили тяги гвинтовентилятора, а на висоті $H=11$ км – до 15,3 %.

Результати дослідження показали, що для режиму на землі $H=0$ км при досліджених частотах обертання від 1500 до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на

вході $M=0,5\dots 0,8$ сила опору становить від 6,9 до 29,3 % від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

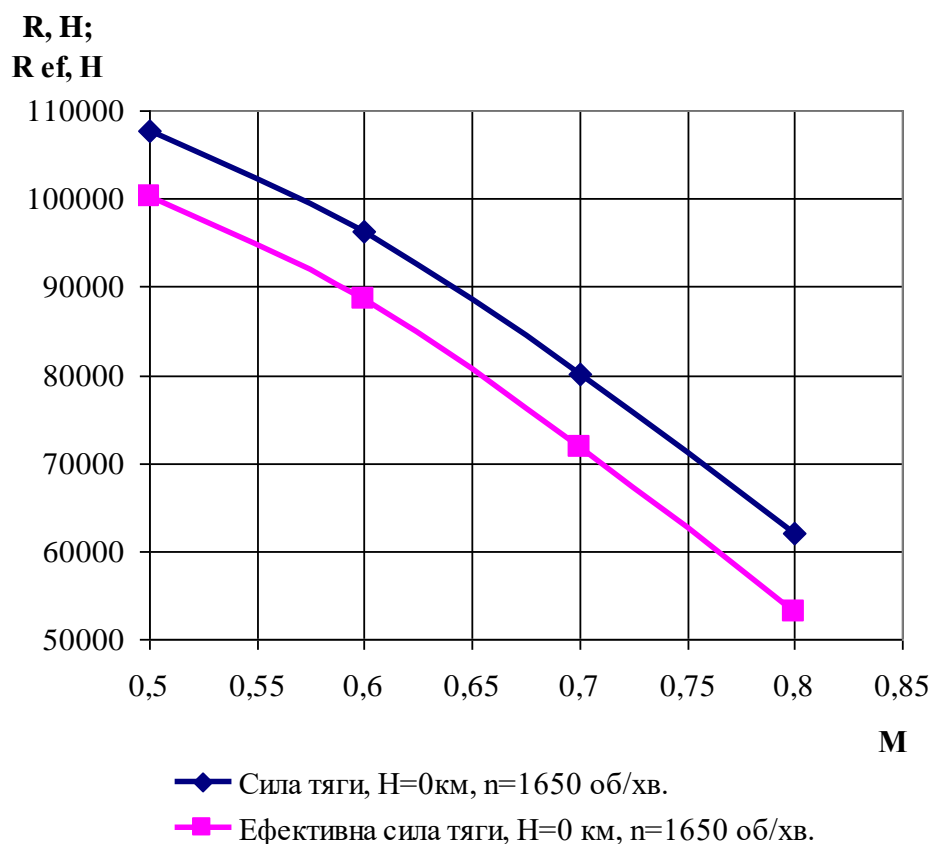


Рис. 13. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи на землі $H=0$ км, частота обертання 1650 об/хв.

Для режиму роботи на висоті $H=11$ км значення сили опору та процентне відношення зменшуються на відміну від роботи закапотованого гвинтовентилятора на землі. При досліджених частотах обертання від 1500 до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході $M=0,5\dots 0,8$ сила опору становить від 6,3 до 15,3 % від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

ВИСНОВКИ

У роботі створено науково-методичний апарат для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

1. Дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта/ гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними. В першу чергу, це пов'язано з покращенням характеристик силової установки із закапотованим гвинтом/ гвинтовентилятором у порівнянні з відкритим гвинтом/ гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги та зниження акустичного випромінювання за рахунок капоту. Однак, до теперішнього часу питання розробки науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності

закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими.

2. Проаналізовано методи дослідження течії у відкритих і закапотованих гвинтовентиляторах. За проведеними тестовими задачами обрано модель турбулентної в'язкості для моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі. Показано, що сімейство моделей SST має похибку розрахунку до 5 %. Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами льотних випробувань і експериментальних досліджень інших авторів.

3. Удосконалено методику аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. Методика дозволяє проектувати лопатковий вінець закапотованого гвинтовентилятора з урахуванням заданих параметрів газогенератора та проводити оцінку результатів.

4. Отримано науково-обґрунтовані рекомендації щодо кількості лопатей у відкритому і закапотованому гвинтовентиляторі двигуна. Збільшення кількості лопатей у закапотованому гвинтовентиляторі з 8 до 14 дозволяє збільшити силу тяги гвинтовентилятора до 57 % на крейсерському режимі роботи і до 48 % на режимі роботи на землі.

5. Отримані результати моделювання течії у відкритому і закапотованому гвинтовентиляторі показують, що капот впливає на приріст тяги гвинтовентилятора та на характер обтікання. При наявності капоту сила тяги на крейсерському режимі роботи зростає на 23,2...69,2 %, а на зльотному режимі роботи – на 28,8...77,2 %.

6. Ефективність закапотованого гвинтовентилятора збільшується при збільшенні кількості лопатей. На крейсерському режимі роботи ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 4...7 % при збільшенні кількості лопатей з 8 до 14, відповідно на зльотному режимі роботи – на 3...4 %.

7. Проведено оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора. Результати дослідження показали, що для режиму роботи на землі при досліджених частотах обертання від 1500 до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході $M=0,5...0,8$ опір становить від 6,9 до 29,3 % від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора. Для режиму роботи на висоті $H=11$ км значення сили опору та процентне відношення зменшуються на відміну від роботи закапотованого гвинтовентилятора на землі. При досліджених частотах обертання від 1500 до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході $M=0,5...0,8$ опір становить від 6,3 до 15,3 % від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

8. Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напрямку розрахунку параметрів та характеристик відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів для газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

ПУБЛІКАЦІЇ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Публікації, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою ГТД. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 4 (172). С. 35-39. DOI: 10.32620/akt.2021.4.05 (категорія Б).

2. Денисюк О.В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 4 (173) спецвипуск 1. С. 41-46. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.06 (категорія Б).

3. Denysiuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Test problem of the flow modeling in axial compressor cascades. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022. No 4 (182) спецвипуск 2. С. 13-18. DOI: 10.32620/akt.2022.4sup2.02 (категорія Б).

4. Denysiuk, O., Kravchenko, I., Balalaieva, K., Balalaiev, A., & Mitrakhovich, M. (2023). Determining patterns in the influence of the number of blades in the ducted and unducted propfans on propfan thrust. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 122(1). DOI: 10.15587/1729-4061.2023.275983 (Scopus).

5. Denysiuk O. Accounting method of the propfan cowling resistance when calculating the effective thrust of ducted propfan. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group*. – Boston: Primedia eLaunch, 2023. 360-368 p. Available at: DOI: 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2.

6. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік. 26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Золотухін Д.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

7. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Корнійчук О.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Ткаченко Є.О., Шевчук С.П., Яковлев С.В.

Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

8. Денисюк О.В. Основні джерела акустичного випромінювання повітряних гвинтів. XVII Науково-технічна конференція студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології». Київ, 25-26 листопада 2020р.: Матеріали конференції, 2020. – С. 69-73.

9. Денисюк О.В. Переваги та недоліки перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези

доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021.– С. 60-61.

10. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Вибір параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою. XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021.– С. 61-62.

11. Денисюк О.В., Балалаєва К.В. Засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентиляторів газотурбінних двигунів. XXII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПП «Промислова гідравліка і пневматика». Київ, 17–18 листопада 2021р.: Матеріали конференції, Вінниця: «Глобус-Прес», 2021.– С. 196-200.

12. Денисюк О.В. Основні методи дослідження течії газу у гвинтовентиляторах. VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» Київ, 30 листопада 2021р.: Матеріали конференції, 2021.– С. 17-18.

13. Денисюк О.В. Ефективність закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. XXII Міжнародна науково-практична конференція здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки», напрям «Сучасні авіаційні технології».–Київ, 5-7 квітня 2022р.: Тези доповідей, 2022.– С. 44-46.

14. Denysiuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Flow simulation in axial compressor cascades. XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2022.– С. 36-37.

15. Denysiuk O., Balalaieva K. Technique of designing a ducted propfan for a turbofan engines. Всесвітній конгрес «Авіація у XXI столітті». – Київ: Нац. авіаційний університет, 28-30 вересня 2022р.– С. 33-36.

Публікації, які додатково відображають наукові результати дисертації:

16. Денисюк О.В., Мітрахович М.М., Жорник О.В. Удосконалення акустичних характеристик співвісних повітряних гвинтів шляхом зменшення інтенсивності кінцевого вихору лопаті. Озброєння та військова техніка, 2021, №1(29), С. 71-76 (категорія Б).

АНОТАЦІЯ

Денисюк О.В. Підвищення ефективності гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук (доктора філософії) за спеціальністю 05.05.03 «Двигуни та енергетичні установки»

(142–Енергетичне машинобудування) – Національний авіаційний університет, Київ, 2023.

В роботі вперше розроблено науково-методичний апарат для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності, що включає в себе:

- науково-обґрунтовані рекомендації щодо тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;

- удосконалену методику аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;

- оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напрямку розрахунку параметрів та характеристик відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів для газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

Ключові слова: гвинтовентилятор, закапотований гвинтовентилятор, відкритий гвинтовентилятор, лопать, чисельний експеримент, сила тяги, ККД, надвисокий ступінь двоконтурності, газотурбінний двигун.

ABSTRACT

Denysiuk O.V. Increasing efficiency of a gas-turbine engine propfan with an ultra-high bypass ratio. – Qualifying scientific work on manuscript rights.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Candidate of Technical Sciences (Doctor of Philosophy) in the specialty 05.05.03 "Engines and power plants" (142 - Power Engineering) - National Aviation University, Kyiv, 2023.

For the first time, a scientific methodology has been developed aimed at increasing efficiency of a ducted propfan of the engine with an ultra-high bypass ratio, including:

- scientifically based recommendations for the tractive characteristics of unducted and ducted propfan for the gas turbine engine with ultra-high bypass ratio;

- improved methodology for aerodynamic designing of ducted propfan for the gas turbine engine with ultra-high bypass ratio;

- evaluation of including the propfan duct drag in calculation of the effective thrust of ducted propfan for the gas turbine engine with ultra-high bypass ratio.

The theory of thermal engines was further developed with calculation of parameters and performance of ducted and unducted propfans for the gas turbine engines with ultra-high bypass ratio.

The method of aerodynamic design of a ducted propfan of a turbofan with ultra-high bypass ratio has been improved. The methodology allows to design the blade row of

a ducted propfan taking into account preset parameters of the gas generator, evaluate the number of blades and assess the results obtained.

Scientifically based recommendations pertaining to the number of blades in unducted and ducted engine propfan were obtained. The number of blades in a ducted propfan increased from 8 to 14 allows increasing the propfan thrust up to 57 % at cruise and up to 48 % in ground mode.

The obtained results of flow simulation in unducted and ducted propfan show that the duct effects the increase of a propfan thrust and the character of streamlining. With duct the thrust at cruise increases by 23.2 thru 69.2 %, and at takeoff by 28.8 thru 77.2 %.

The efficiency of a ducted propfan increases with increase of blades number., The efficiency of a ducted propfan at cruise increases by 4 thru 7 % with number of blades increased from 8 to 14, and, respectively, by 3 to 4 % at takeoff.

The evaluation was made of including the propfan duct drag in calculation of the effective thrust of a ducted propfan. The results of studies showed that in ground mode at studied rotational speed of 1500 rpm to 1650 rpm and Mach number range at inlet of 0.5 to 0.8, the drag ranges from 6.9 to 29.3 % of the ducted propfan thrust. In flight mode at altitude of $H=11$ km, the values of drag force and percentage are decreasing as compared with operation of a ducted propfan on ground. At studied rotational speed within 1500 to 1650 rpm and Mach number at inlet ranging within 0.55 to 0.8, the drag makes 6.3 to 15.3 % of thrust of a ducted propfan.

Visualization of stream lines flowing about unducted and ducted propfan demonstrates qualitative nature of a change in streamlining. A specific feature is observed in unducted propfan streamlining, such as existence of vortexes at blades outlet on the periphery. Visualization of stream lines flowing about the ducted propfan has a similar flow pattern. On the periphery there are higher velocity zones, however, no vortex activity zones are observed.

Practical significance of obtained results is confirmed by Reports of implementation of the results in work at SE Ivchenko-Progress and SE Antonov.

Key words: propfan, ducted propfan, unducted propfan, blade, numerical experiment, thrust, efficiency, ultra-high bypass ratio, gas turbine engine.