

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

ISSN 1727-7337 (print)

ISSN 2663-2217 (online)

АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Aerospace technic and technology

3 (187) травень –
червень
2023

НАУКОВО-ТЕХНІЧНИЙ ЖУРНАЛ

Видання засноване у 1993 р

Виходить 6 разів на рік

Харків "ХАІ" 2023

Засновник журналу **Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"**

Затверджено до друку вченою радою Національного аерокосмічного університету ім. М. С. Жуковського "ХАІ", протокол № 11 від 21 червня 2023 р.

Головний редактор **Сергій Валерійович Спіфанов**, доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, завідувач кафедри конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ».

Редакційна колегія

П. Г. Гакал, д-р техн. наук, доц., зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ», (заступник головного редактора);

Л. О. Базима, канд техн. наук, доц., доц. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

О. О. Баранов, д-р техн. наук, проф., зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

В. І. Дешко, д-р техн. наук, проф., зав. каф., Національний технічний університет "ХПІ";

Є. А. Дружинин, д-р техн. наук, проф., проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

С. Р. Ігнатович, д-р техн. наук, проф., декан факультету літальних апаратів, Національний авіаційний університет;

Д. М. Клеп, д-р техн. наук, проф., перший проректор, Харківський Національний автомобільно-дорожній університет;

А. О. Костіков, д-р техн. наук, проф., чл. кор. НАН України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, лауреат Премії академії наук України, Білорусі і Молдови, заст. директора з НР, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного;

М. Д. Кошевий, д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

І. Ф. Кравченко, д-р техн. наук, проф., Директор, Генеральний конструктор ДП "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро" Прогрес" імені академіка О. Г. Івченка;

Г. О. Кризов, д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, Голова правління - Генеральний директор ПАТ «Український науково-дослідний інститут авіаційної технології»;

А. С. Кулік, д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

В. В. Лукін, д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

В. О. Меньшиков, д-р фіз.-мат. наук, проф., проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

В. П. Мигаль, д-р техн. наук, проф., проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

М. В. Нечипорук, д-р техн. наук, проф., заслужений працівник освіти України, перший проректор ХАІ, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

О. Г. Ніколаєв, д-р фіз.-мат. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

В. В. Павліков, д-р техн. наук, проф., в. о. ректора ХАІ, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

М. І. Радченко, д-р техн. наук, проф., заслужений винахідник України, зав. каф., Національний університет кораблебудування ім. адмірала Макарова;

Ю. О. Романенков, д-р техн. наук, проф., зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

А. О. Таран, д-р техн. наук, проф., зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

І. Б. Туркін, д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

П. О. Фомичов, д-р техн. наук, проф., зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

В. С. Харченко, д-р техн. наук, проф., заслужений винахідник України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, зав. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

О. М. Чугай, д-р техн. наук, проф., проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

І. В. Шостак, д-р техн. наук, проф., проф. каф., Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ»;

Vladimir Golovanevskiy, PhD, Professor, Curtin University of Technology, Australia;

Anatoliy Gorbenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, School of Computing, Creative Technologies and Engineering, Leeds Beckett University, United Kingdom;

Nikolay Ponomarenko, Dr., Professor, Tampere University of Technology, Tampere, Finland;

Michael Schenk, Univ.-Professor, Doctor of Technical Sciences, Honorary Professor, multiple honorary doctor, Director of the Fraunhofer Institute for Factory Operation and Automation IFF in Magdeburg, Germany.

Відповідальний секретар **О. Б. Лещенко**, канд. техн. наук, проф., доцент кафедри, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «ХАІ».

Свідectво про державну реєстрацію КВ № 24442-14382Р від 14.05.2020 р.

За вірогідність інформації несуть відповідальність автори. В журналі публікуються статті українською, англійською та російською мовами після зовнішнього та внутрішнього рецензування.

Рукописи не повертаються. При передруку матеріалів посилання на журнал обов'язкові.

Електронний варіант журналу розміщений на сайті <http://nti.khai.edu/ojs/index.php/aktk>

Науково-технічний журнал «Авіаційно-космічна техніка і технологія»

- входить до затвердженого ДАК Переліку наукових фахових видань України (категорія «Б»), в яких можуть публікуватися результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата наук за спеціальностями 113, 121, 122, 124, 126, 131, 132, 134, 141, 142, 151, 152, 153, 173, 272, 275 (наказ МОН України № 975 від 11.07.2019 р.);

- зберігається у загальнодержавній реферативній базі даних «Україніка наукова» та публікується у відповідних тематичних серіях українського реферативного журналу «Джерело» (вільний онлайн-доступ до ресурсів на вебсервері <http://www.nbu.gov.ua>);

- включений до міжнародних бібліометричних та наукометричних баз даних: наукової електронної бібліотеки DOAJ; Index Copernicus; CiteFactor; Academic Keys; Infobase Index; WordCat; Google Scholar.

ЗМІСТ**Загальні питання
авіаційно-космічної техніки**

*Гальона І. І., Лук'янченко О. Ю.,
Павловський М. В.*
Ліцензування і сертифікація
транспортних послуг4

Проектування літальних апаратів

Куреннов С. С., Барахов К. П.
Напружено-деформований стан
клеювального з'єднання,
що має поздовжній дефект12

*Черепашук Г. О., Потильчак О. П.,
Чупова І. Л., Клімов С. В.*
Контроль центрування
літальних апаратів
і його метрологічне забезпечення22

**Двигуни і енергоустановки
літальних апаратів**

Подгорський К. М., Єпіфанов С. В.
Аналіз впливу похибок
вимірювання на абсолютні
похибки експериментального
визначення ККД вентилятора.....33

Аксьонов О. С., Золотко О. Є.
Структурні особливості
детонаційного потоку42

**Аеродинаміка, динаміка, балістика та
керування польотом літальних апаратів**

Лук'янов П., Лін Сун
Нестационарний нестисливий
ламінарий примежовий шар:
змінна у часі та просторі
молекулярна в'язкість (eng.).....50

Інформаційні технології

*Крицький Д. М., Шкуренко Н. І.,
Попов О. В., Кравцова О. О.*
Розроблення програмного забезпечення
для сегментації даних
по фото та відео інформації.....61

*Борсук Сергій, Рева Олексій,
Сагановська Лариса*
Розподіл рівнів домагань у студентів
авіаційних диспетчерів (eng.)76

Алфавітний покажчик85

CONTENTS**General problems
of propulsion engineering**

*Halona Inesa, Lukianchenko Oleksandr,
Pavlovskiy Maksym*
Licensing and certification
of transport services (ukr.)..... 4

Aircraft Design

Kurennov Sergiy, Barakhov Kostiantyn
Stress-strain state
of adhesive joint,
that has a longitudinal defect (ukr.)..... 12

*Cherepashchuk Grygorii, Potylchak Oleksii,
Chupova Iryna, Klimov Stanislav*
Control of aircrafts
balance and its
metrological assurance (ukr.)..... 22

**Engines and power plants
of aircraft**

Podgors'ky Kostiantyn, Yepifanov Sergiy
Analysis of the influence
of measurement errors on the absolute
errors of the experimental
determination of fan efficiency (ukr.) 33

Aksonov Oleksandr, Zolotko Oleksandr
Structural features
of the detonation flow (ukr.)..... 42

**Aerodynamics, dynamics, ballistics
and flight control of aircraft**

Lukianov Pavlo, Lin Song
Unsteady incompressible
laminar boundary layer:
time and space variable
molecular viscosity 50

Information technology

*Kritskiy Dmytro, Shkurenko Nadiya,
Popov Oleksii, Kravtsova Olexandra*
Development of software
for data segmentation
by photo and video information (ukr.) 61

*Borsuk Serhii, Reva Oleksii,
Sahanovska Larysa*
Air traffic control students' aspiration
levels distributions 76

Alphabetical index..... 85

УДК 656.13.091:338.46(477)

doi: 10.32620/aktt.2023.3.01

І. І. ГАЛЬОНА¹, О. Ю. ЛУК'ЯНЧЕНКО², М. В. ПАВЛОВСЬКИЙ¹¹ Національний транспортний університет, Київ, Україна² Черкаський державний технологічний університет, Черкаси, Україна

ЛІЦЕНЗУВАННЯ І СЕРТИФІКАЦІЯ ТРАНСПОРТНИХ ПОСЛУГ

Предметом вивчення в статті є процес ліцензування і сертифікації транспортних послуг, зокрема вивчення його ефективності, проблем, перспектив та впливу на якість надання транспортних послуг. Метою статті є формування рекомендацій щодо підвищення ефективності процедур ліцензування та сертифікації з урахуванням сучасних тенденцій розвитку транспорту в Україні. Завдання статті: проведення аналізу сучасних тенденцій розвитку процесів ліцензування та сертифікації в умовах воєнного стану; визначення кращого європейського досвіду ліцензування та процесів його імплементації в Україні; розробка алгоритму додержання вимог ліцензійних умов автоперевізниками в Україні. Стаття починається з постановки проблеми, в якій зазначається недостатня ефективність та недостовірність процесів ліцензування та сертифікації транспортних послуг. Постановка задачі: визначення алгоритму ефективного ліцензування та сертифікації транспортних послуг з метою забезпечення безпеки, якості та надійності перевезень. Серед методів дослідження доцільно визначити порівняльний аналіз, загальнонаукові методи, метод акумулювання наукових досліджень, методи індукції, метод узагальнень. Отримані результати статті: у розділі «Особливості ліцензування та сертифікації транспортних послуг в умовах воєнного стану» проводиться аналіз сучасних тенденцій розвитку процесів ліцензування та сертифікації, зокрема в контексті воєнного стану, що вказує на загострення безпеки, перегляд процедур, зменшення обсягу документації, залучення міжнародної допомоги, використання технологій та необхідність гнучкості та адаптації. Надалі у розділі «аналіз європейського досвіду» досліджується досвід впровадження сучасних технологій, стандартів та міжнародних практик, зокрема щодо забезпечення ефективності, прозорості та безпеки в процесах ліцензування та сертифікації транспортних послуг. У результаті проведеного аналізу у статті надаються рекомендації щодо розробки алгоритму додержання вимог ліцензійних умов автоперевізниками в Україні (розділ «розробка алгоритму додержання вимог ліцензійних умов автоперевізниками в Україні»). Алгоритм реалізації ліцензування і сертифікації транспортних послуг має кілька ключових етапів, які включають подання заявки, аналіз та перевірку, видачу ліцензії або сертифікату, а також подальший нагляд і контроль за діяльністю підприємства. Цей алгоритм допомагає забезпечити дотримання норм безпеки, якості та інших вимог у сфері надання транспортних послуг. Він дозволяє урядовим органам та регуляторам контролювати діяльність транспортних підприємств і забезпечити безпеку та задоволення потреб користувачів. Висновки: Ефективне спрощення та стандартизація процедур може полегшити їх виконання та зменшити бюрократичні переешкоди. Наявність чіткої правової основи, що регулює ліцензування і сертифікацію транспортних послуг, є важливим фактором для забезпечення прозорості, стабільності та довіри до системи. Необхідно забезпечити відповідність законодавства міжнародним стандартам та кращим практикам.

Ключові слова: транспортна послуга; ліцензування; сертифікація; європейський досвід; автомобільні перевезення.

Вступ

Транспортна сфера є однією з важливих галузей економіки, що має широку і складну структуру. Вона охоплює різноманітні види транспорту, такі як залізниці, автомобільні дороги, морські та річкові порти, аеропорти та різні види сполучень. Ця інфраструктура створює необхідні умови для задоволення потреб користувачів транспорту та сприяє розвитку підприємницької діяльності.

Важливо звернутися до проблемних аспектів розвитку транспортної галузі в Україні. Транспортна

галузь виконує важливі функції, зокрема забезпечує перевезення пасажирів і вантажів з одного місця в інше. Це дає змогу людям та компаніям ефективно функціонувати, розвивати бізнес та взаємодіяти між собою. Наявність розгалуженої транспортної мережі є важливим фактором для забезпечення зручності та швидкості переміщення товарів та осіб.

У сучасному світі розвиток транспортної галузі є невід'ємною частиною економічного зростання та розвитку. Вона забезпечує необхідні умови для розширення торгівлі, туризму, промисловості та інших галузей. Також транспорт сприяє зменшенню

відстаней та зближенню між регіонами, що підтримує соціальну та економічну інтеграцію. Проблему недостатньої ефективності та недостовірності процесу ліцензування і сертифікації транспортних послуг в Україні: доцільно поділити на три елементи. Відсутність надійного механізму перевірки якості та безпеки транспортних послуг може створювати ризики для пасажирів та вантажів. Недостовірні сертифікаційні процедури можуть дозволяти непрофесійним або недостатньо надійним перевізникам здійснювати свою діяльність, що загрожує безпеці громадськості й економічному розвитку. Також транспортна система України має низький рівень розвитку транспортно-логістичних технологій та об'єктів мультимодальних перевезень, що знижує її конкурентоспроможність та обмежує вихід української продукції на світовий транспортний ринок. Для транспортної галузі наведено виражається, зокрема, у зменшенні транзитних перевезень через Україну, кількості заходів суден в її порти, неспроможності надавати якісні транспортні послуги під час експортних перевезень. Це має негативний вплив на конкурентоспроможність та ефективність національної економіки. Для максимального використання транспортного потенціалу України, зокрема як транзитної держави, необхідно створити клієнтоорієнтовану систему транспортного обслуговування та вжити заходів для забезпечення ефективної організації роботи транспортно-дорожнього комплексу країни й отримати синергетичний ефект від ефективного поєднання потенціалу та можливостей усіх видів транспорту на основі партнерсько-конкурентних засад під час здійснення перевезень.

Сучасна транспортна галузь потребує впровадження нових принципів у формуванні та координації державної політики. Особлива увага має бути приділена забезпеченню контролю за якістю виконання функцій державних органів.

Українська транспортна система стикається з низьким рівнем розвитку транспортно-логістичних технологій та об'єктів мультимодальних перевезень. Це призводить до зниження конкурентоспроможності й обмежує вихід української продукції на світовий транспортний ринок. Проблеми проявляються у зменшенні транзитних перевезень через Україну, скороченні кількості суден, які відвідують її порти, та невмінні надавати якісні транспортні послуги під час експортних перевезень. Це негативно впливає на конкурентоспроможність та ефективність національної економіки.

Для максимального використання транспортного потенціалу України, зокрема як транзитної країни, необхідно розробити систему транспортного обслуговування, спрямовану на задоволення потреб

клієнтів. Також потрібно вжити заходів для ефективної організації роботи транспортно-дорожнього комплексу країни та досягти синергетичного ефекту від поєднання потенціалу різних видів транспорту на основі партнерсько-конкурентних засад під час здійснення перевезень.

Потрібна системна реформа процесу ліцензування і сертифікації транспортних послуг, щоб забезпечити ефективність, прозорість, надійність і безпеку. Важливо розглянути впровадження сучасних технологій, стандартів і міжнародних практик, щоб забезпечити високу якість транспортних послуг в Україні.

Отже, дослідження присвячене забезпеченню реалізації комплексу заходів направлених на реформування і вдосконалення діючої системи ліцензування надання послуг з автоперевезень та створення прозорого механізму видачі ліцензій.

Постановка задачі

Стаття пропонує постановку задачі для ефективного ліцензування та сертифікації транспортних послуг з метою забезпечення безпеки, якості та надійності перевезень. Розглядаються основні аспекти, включаючи правовий контекст, критерії оцінки, процеси аудиту та моніторингу, а також переваги і виклики, пов'язані з ліцензуванням та сертифікацією транспортних послуг. Робота спрямована на досягнення таких завдань:

– проведення аналізу сучасних тенденцій розвитку процесів ліцензування та сертифікації в умовах воєнного стану;

– визначення кращого європейського досвіду ліцензування та процесів його імплементації в Україні;

– розробка алгоритму додержання вимог ліцензійних умов автоперевізниками в Україні.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Актуальність теми дослідження викликає увагу до її розробки вітчизняних та зарубіжних авторів. Зокрема, Ю. О. Крихітіна у своєму монографічному дослідженні розглядає державну політику розвитку транспортної галузі України в контексті теорії, методології та практики. Автор досліджує стратегічні напрямки розвитку транспортної інфраструктури, законодавчий фреймворк та ефективність заходів, спрямованих на покращення транспортної системи. Монографія базується на аналізі досвіду інших країн та розглядає специфіку української транспортної галузі з орієнтацією на прогресивні підходи до розвитку [1]. Цікавим є дослідження

В. Кропивницького, Ю. Крухтіна, А. Цескова, С. Майстро [2], присвячене державній політиці України з питань інтеграції в міжнародну сферу безпеки в умовах глобальних трансформацій. Автори розглядають стратегічні завдання, політичні та правові аспекти, а також практичні аспекти реалізації державної політики щодо забезпечення безпеки. Доцільно проаналізувати міжнародний досвід ліцензування та сертифікації транспортних послуг, систему нормативно-правового забезпечення, регуляторні механізми та їх імплементацію, що представлено у роботах Е. Дженіліса, що, зокрема, розробляє окремі аспекти впровадження міжнародного досвіду розвитку системи транспортних послуг [3] Дж. Нельсона, Г. Кліфтона, М. Лоя, у роботах яких визначаються регуляторні механізми для забезпечення ефективності розвитку сфери транспорту [4]. М. Вівальдіні у своїх дослідженнях представляє широкий спектр підходів до регулювання процесів надання транспортних послуг, що орієнтовані на запити населення [5]. Н. Нгуєна, В. Могаї визначають кращі світові практики організації транспортних послуг [6]. У дослідженні К. Акхаузена акумульовані підходи до процесів сертифікації транспортних послуг [7] також доцільно проаналізувати роботи інших авторів, що проводиться у дослідженні.

Матеріали та методи дослідження

Ліцензування і сертифікація транспортних послуг є важливими інструментами регулювання та забезпечення якості транспортних послуг у багатьох країнах. Ці методи дозволяють урядовим органам та регуляторам забезпечити безпеку, ефективність та надійність транспортних послуг, а також захист прав та інтересів користувачів. У даній статті розглянуто різні методи ліцензування і сертифікації транспортних послуг, їх особливості та переваги. Зокрема, для проведення дослідження у статті використані методи узагальнення та літературного аналізу. Проведено групування та структурування процесів. Використовуються методи синтезу для визначення структурних елементів та ієрархії процесів. Використовуються методи моделювання для розробки алгоритмів реалізації пропозицій.

Результати дослідження

Процеси ліцензування та сертифікації транспортних послуг зазнають суттєвого впливу зовнішніх факторів. Таким фактором для кардинальних трансформацій системи стало повномасштабне військове вторгнення російської федерації в Україну.

Особливості ліцензування та сертифікації транспортних послуг в умовах воєнного стану

Умови воєнного стану можуть суттєво впливати на процеси ліцензування та сертифікації, оскільки вони створюють особливі виклики та обмеження для функціонування державних органів і інфраструктури країни. Деякі можливі тенденції у таких умовах включають рис. 1.

Отже, у країнах, де встановлено воєнний стан, особлива увага при ліцензуванні та стандартизації транспортних послуг приділяється безпеці та стабільності. Процеси ліцензування та сертифікації в цих умовах стають важливим елементом для забезпечення безпеки громадян та надійності транспортних послуг [3].

Аналіз Європейського досвіду

У країнах-членах Європейського Союзу (ЄС), державне регулювання транспортної сфери є важливим аспектом, оскільки створення правових стимулів для розвитку транспортної системи є одним з основних шляхів підвищення добробуту суспільства та його економічного потенціалу.

Регулювання в галузі транспорту на рівні ЄС здійснюється на трьох рівнях: на рівні співтовариства, на національному рівні та на регіональному або місцевому рівні. Аналіз становлення та розвитку законодавства ЄС у сфері транспорту свідчить про те, що вимоги щодо інституційного забезпечення транспортного регулювання формувалися поетапно як на рівні ЄС, так і на національному рівні [4].

Для початку, розгляньмо загальний процес становлення та розвитку законодавства ЄС у галузі державного регулювання транспортної галузі. З метою контролю над перевезеннями, регулювання тарифів та умов діяльності, запобігання домінуючому становищу на ринку перевезень та створення конкурентного середовища у залізничному транспорті, Рада ЄС прийняла перший крок у формі Регламенту Ради (ЄС) № 1017/68 від 19 липня 1968 року, що стосується застосування правил конкуренції у залізничному, автомобільному та внутрішньому водному транспорті [5].

Цей крок був вирішальним для контролю за ринками перевезень, встановлення тарифів та умов діяльності, щоб запобігти домінуючому становищу одного учасника на ринку та створити конкурентне середовище в галузі залізничного транспорту. Після цього було прийнято додаткові регуляторні акти, які деталізують та розширюють обсяги регулювання.

Процес розвитку законодавства ЄС у сфері транспортного регулювання був поступовим і базувався на аналізі потреб галузі, залученні зацікав-

Загострення безпеки

- В умовах воєнного стану може збільшитись увага до безпеки та безпекових стандартів. Державні органи можуть вживати додаткових заходів для перевірки та сертифікації транспортних послуг з метою запобігання можливим загрозам та ризикам.

Перегляд процедур

- Військовий конфлікт може вимагати швидкого перегляду процедур ліцензування та сертифікації, зокрема щодо забезпечення безпеки, мобілізації ресурсів та швидкого реагування на екстрені ситуації. Можуть бути введені нові тимчасові процедури та вимоги.

Зменшення обсягу документації

- Умови воєнного стану можуть змусити зменшити обсяг документації та вимог щодо ліцензування та сертифікації, щоб прискорити процеси та забезпечити оперативну діяльність. Процедури можуть бути спрощені, але при цьому необхідність забезпечення безпеки та якості послуг залишається актуальною.

Залучення міжнародної допомоги

- Умови воєнного стану можуть спонукати до залучення міжнародної допомоги та експертів у галузі ліцензування та сертифікації. Це може допомогти зміцнити процедури, впровадити міжнародні стандарти та надати необхідну експертну підтримку.

Використання технологій

- Умови воєнного стану можуть стимулювати використання сучасних технологій у процесах ліцензування та сертифікації. Цифрові рішення, такі як електронне подання документів, онлайн-взаємодія зі заявниками та використання моніторингових систем, можуть сприяти зручності, ефективності та забезпеченню якості процесів.

Гнучкість та адаптація

- Умови воєнного стану вимагають гнучкості та адаптації у процесах ліцензування та сертифікації. Державні органи можуть реагувати на змінну ситуацію шляхом швидкого оновлення вимог, забезпечення надійної комунікації зі заявниками та оперативного прийняття рішень.

Рис. 1. Особливості ліцензування та сертифікації транспортних послуг в умовах воєнного стану.

Джерело: сформовано авторами [1, 2].

лених сторін та впровадженні найкращих практик. Один із прикладів такого розвитку є створення Європейського залізничного агентства (ERA), яке відіграє ключову роль у гармонізації технічних стандартів та безпекових вимог у залізничній галузі [6].

Важливим аспектом розвитку законодавства ЄС є співпраця та координація між країнами-членами. Існує постійний обмін інформацією, досвідом та навчання між національними регуляторними органами, а також участь у спільних проєктах та програмах, спрямованих на покращення регуляторної практики та забезпечення високих стандартів у всіх сферах транспорту.

Неодмінною частиною розвитку системи державного регулювання є адаптація до нових викликів та технологічних змін. Швидкий розвиток сучасних технологій, таких як автономні автомобілі та електричні транспортні засоби, вимагає оновлення правових норм і стандартів, щоб забезпечити безпеку, ефективність та сталість транспортних послуг.

Законодавство Європейського Союзу щодо регулювання транспорту визнається важливим для

забезпечення конкурентного та стабільного транспортного середовища. Процес розвитку законодавства у цій сфері відбувався поетапно та залучав зацікавлені сторони для досягнення найкращих результатів.

Один з регуляторних актів, прийнятих ЄС, Регламент Ради № 1107/70, був спрямований на усунення негативного впливу розбіжностей на конкуренцію в галузі перевезень шляхом встановлення правил щодо фінансової допомоги в залізничному, автомобільному та внутрішньому водному транспорті. Цей регламент був доповнений Регламентом Ради № 3578/92, який встановлює норми для надання допомоги та інвестування в транспортну інфраструктуру [7].

Директива Ради ЄС 95/18/ЄС про ліцензування залізничних підприємств, а також Директива Ради ЄС 95/19/ЄС про розподіл потужностей інфраструктури та плату за користування інфраструктурою, були прийняті з метою забезпечення рівних умов доступу до залізничних інфраструктур та підтримки залізничних підприємств [8, 9].

Аналіз законодавчих актів свідчить про те, що головною метою їх прийняття було створення конкурентного середовища в транспорті. Велика увага також була приділена питанням фінансової допомоги та підтримки підприємств у галузі транспорту, особливо тих, що виконують загальні інтереси громадськості.

Розробка алгоритму додержання вимог ліцензійних умов автоперевізниками в Україні

Аналіз вимог сучасного стану транспортної системи України та аналіз європейського досвіду дозволили розробити алгоритм додержання вимог ліцензійних умов автоперевізниками в Україні на основі аналізу кращих практик Європейського Союзу, що може включати наступні кроки:

Крок 1. Аналіз законодавства Європейського Союзу:

- детальне вивчення ліцензійних умов та вимог, які регулюють діяльність автоперевізників в ЄС;
- виявлення ключових елементів та принципів, які сприяють забезпеченню ефективного та безпечного функціонування транспортної галузі.

Крок 2. Адаптація кращих практик ЄС до українського контексту:

- врахування особливостей українського законодавства та ринкових умов;
- виявлення аспектів, які можуть бути застосовані в українському контексті з метою покращення ліцензування та додержання вимог для автоперевізників.

Крок 3. Розробка стандартів та вимог для ліцензування автоперевізників в Україні:

- встановлення чітких стандартів та вимог, які мають бути додержані автоперевізниками для отримання та підтримання ліцензій;
- розробка документації, що описує процедури, форми та вимоги для подання заявок на отримання ліцензій, а також механізми контролю та виконання ліцензійних умов.

Крок 4. Впровадження механізмів моніторингу та контролю:

- визначення системи моніторингу та контролю дотримання ліцензійних умов автоперевізниками;
- розробка механізмів перевірки та аудиту, які дозволяють оцінити виконання вимог та якості послуг автоперевізників.

Крок 5. Забезпечення навчання та свідомості автоперевізників:

- розробка навчальних програм та матеріалів, спрямованих на ознайомлення автоперевізників з ліцензійними умовами, вимогами та кращими практиками з Європейського Союзу;

– організація семінарів, тренінгів та консультацій з метою поширення інформації та підвищення рівня свідомості автоперевізників щодо важливості додержання ліцензійних умов.

Крок 6. Встановлення ефективної системи санкцій та відповідальності:

- визначення видів порушень ліцензійних умов та встановлення відповідних санкцій, які можуть бути застосовані у випадку невиконання вимог;
- розробка механізмів звітності та обліку порушень, що дозволяють здійснювати ефективний контроль та накладати санкції в разі потреби.

Крок 7. Постійне оновлення та вдосконалення системи ліцензування:

- систематичний аналіз та оцінка ефективності впроваджених вимог та процедур ліцензування;
- врахування змін у законодавстві, ринкових умовах та кращих практиках, що дозволяє постійно оновлювати та вдосконалювати систему ліцензування.

Крок 8. Співпраця зі зацікавленими сторонами:

- залучення представників галузі, асоціацій та об'єднань автоперевізників до процесу розробки та впровадження ліцензійних умов;

– співробітництво зі зв'язаними державними органами, що дозволяє обмінюватись інформацією.

Запропонований алгоритм відрізняється від наявної системи ліцензування та стандартизації транспортних послуг наступними особливостями:

- алгоритм передбачає детальне вивчення ліцензійних умов та вимог, що регулюють діяльність автоперевізників в ЄС. Цей аналіз дозволяє виявити ключові елементи та принципи, які сприяють ефективному та безпечному функціонуванню транспортної галузі;

– алгоритм передбачає врахування особливостей українського законодавства та ринкових умов. Застосування аспектів, які можуть бути застосовані в українському контексті, спрямоване на покращення ліцензування та виконання вимог для автоперевізників;

– розробка стандартів та вимог для ліцензування автоперевізників в Україні включає встановлення чітких стандартів та вимог, які автоперевізники повинні дотримуватись для отримання та підтримання ліцензій. Розробка документації з описом процедур, форм та вимог для подання заявок на отримання ліцензій, а також механізмів контролю та виконання ліцензійних умов;

– впровадження механізмів моніторингу та контролю визначає систему моніторингу та контролю дотримання ліцензійних умов автоперевізниками.

Отже, запропонований алгоритм може бути використаний на практиці для удосконалення системи ліцензування та стандартизації транспортних послуг.

Дискусійні питання

Дискусійними моментами статті та можливими напрямками подальших досліджень можуть бути наступні:

– роль ліцензування та стандартизації в забезпеченні якості транспортних послуг на рівні системи публічного управління або шляхом передачі ряду управлінських повноважень приватним органам, що можуть на основі нормативно-правового забезпечення процесів регулювання здійснювати цю роботу або координувати її результати з метою забезпечення громадського контролю;

– ефективність і прозорість процесу ліцензування та стандартизації в транспортній галузі має виступити окремим питанням дослідження із розробкою якісно нових механізмів ліцензування та сертифікації з урахуванням впливу стандартизації та ліцензування на безпеку та надійність транспортних послуг.

Доцільно окремо розглянути роль держави у регулюванні ліцензування та стандартизації транспортних послуг, взаємозв'язок між ліцензуванням, стандартизацією та підвищенням якості транспортних послуг.

Для цього доцільно проводити вивчення міжнародного досвіду ліцензування та стандартизації транспортних послуг для пошуку та впровадження кращих практик та перспективи впровадження інновації та технології в контексті ліцензування та стандартизації транспортних послуг.

Висновки

Отже, для досягнення успіху в удосконаленні системи ліцензування та сертифікації транспортних послуг в Україні, необхідно приділити увагу кільком ключовим аспектам.

По-перше, важливо зміцнити законодавчу базу, розробивши чіткі та консистентні вимоги щодо ліцензування та сертифікації. Вона повинна враховувати найкращі міжнародні практики та стандарти, забезпечуючи високі стандарти безпеки, якості та надійності.

По-друге, важливо впровадити сучасні технології у процеси ліцензування та сертифікації. Використання електронних систем та онлайн-платформ дозволить спростити процедури, забезпечити швидкий доступ до інформації та забезпечити

ефективний обмін даними між учасниками. Також, впровадження моніторингових систем та інноваційних методів контролю допоможе забезпечити постійний нагляд та зменшити ризик порушень.

По-третє, співпраця з міжнародними організаціями та експертами в галузі ліцензування та сертифікації є ключовим елементом. Обмін досвідом, впровадження міжнародних стандартів та норм, а також залучення зовнішнього експертного аудиту допоможуть підвищити рівень професійності та об'єктивності процесів.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **І. І. Гальона, М. В. Павловський**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **О. Ю. Лук'яченко**; розробка дослідження – **І. І. Гальона**; верифікація дослідження, аналіз результатів верифікації – **І. І. Гальона, М. В. Павловський**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Крихтіна, Ю. О. *Державна політика розвитку транспортної галузі України: теорія, методологія, практика [Текст] : монографія / Ю. О. Крихтіна. – Харків : «Діса плюс», 2022. – 336 с. – Режим доступу: <http://reposit.sc.nuczu.edu.ua/bitstream/123456789/15498/1/Krykhtina.pdf>. – 20.03.2023.*
2. *State policy of Ukraine's integration into the international safety area in the conditions of global transformations [Text] / V. Kropyvnytskyi, Y. Krykhtina, A. Treskov, S. Maistro // Collection of scientific papers «Public administration and state security aspects». – 2022. – Vol. 2/1. – P. 39-50. DOI: 10.52363/passa-2022.1-4.*
3. *Attard, M. Transport and Pandemic Experiences: An Introduction [Text] / M. Attard, C. Mulley // Transport and Pandemic Experiences. – 2022. – Vol. 17. – P. 3-13. DOI: 10.1108/S2044-99412022000017001.*
4. *Nelson, J. D. Policies for Public Transport [Text] / J. D. Nelson, G. Clifton, M. Loyola // Transport and Pandemic Experiences. – 2022. – Vol. 17. – P. 185-202. DOI: 10.1108/S2044-99412022000017010.*
5. *Vivaldini, M. The effect of logistical immediacy on logistics service providers' (LSPs') business [Text] / M. Vivaldini // Benchmarking: An International Journal. – 2023. – Vol. 30, No. 3. – P. 899-923. DOI: 10.1108/BIJ-09-2021-0562.*
6. *Nguyen, N. P. Information Technology for Enhancing Transportation in Developing Countries [Text] / N. P. Nguyen, E. Mogaji // Management and Information Technology in the Digital Era. – 2022. –*

Vol. 29. – P. 81-94. DOI: 10.1108/S1877-636120220000029006.

7. Axhausen, K. W. *COVID-19 and the Dilemma of Transport Policymaking [Text] / K. W. Axhausen // DisP - The Planning Review. – 2021. – Vol. 56, iss. 4. – P. 82-87. DOI: 10.1080/02513625.2020.1906060.*

8. Hansson, L. *What is Public Participation in Transport in Times of Change? [Text] / L. Hansson, C. H. Sørensen, T. Rye // Public Participation in Transport in Times of Change. – 2023. – Vol. 18. – P. 3-12. DOI: 10.1108/S2044-994120230000018003.*

9. *On Classifier Performance For Remote Sensing Images Compressed By Different Coders [Text] / G. Proskura, O. Rubel, S. Kryvenko, V. Lukin // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2023. – № 1. – С. 67-77. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.07.*

References

1. Krykhtina, Yu. O. *Derzhavna polityka rozvytku transportnoyi haluzi Ukrainy: teoriya, metodolohiya, praktyka* [State policy for the development of the transport industry of Ukraine: theory, methodology, practice]. Kharkiv, «Disa plius» Publ., 2022. 336 p. Available at: <http://repositsc.nuczu.edu.ua/bitstream/123456789/15498/1/Krykhtina.pdf> ISBN 978-617-8122-06-5 (accessed 20.03.2023)

2. Kropyvnytskyi, V., Krykhtina, Y., Treskov, A. & Maistro, S. State policy of Ukraine's integration into the international safety area in the conditions of global transformations. *Collection of scientific papers «Public administration and state security aspects»*, 2022, vol. 2/1, pp. 39-50. DOI: 10.52363/passa-2022.1-4.

3. Attard, M. & Mulley, C. Transport and Pandemic Experiences: An Introduction. *Transport and Pandemic Experiences*, 2022, vol. 17, pp. 3-13. DOI: 10.1108/S2044-994120220000017001.

4. Nelson, J. D., Clifton, G. & Loyola, M. Policies for Public Transport. *Transport and Pandemic Experiences*, 2022, vol. 17, pp. 185-202. DOI: 10.1108/S2044-994120220000017010.

5. Vivaldini, M. The effect of logistical immediacy on logistics service providers' (LSPs) business. *Benchmarking: An International Journal*, 2022, vol. 30, no. 3, pp. 899-923. DOI: 10.1108/BIJ-09-2021-0562.

6. Nguyen, N. P. & Mogaji, E. Information Technology for Enhancing Transportation in Developing Countries. *Management and Information Technology in the Digital Era*, 2022, vol. 29, pp. 81-94. DOI: 10.1108/S1877-636120220000029006.

7. Axhausen, K. W. *COVID-19 and the Dilemma of Transport Policymaking. DisP - The Planning Review*, 2021, vol. 56, iss. 4, pp. 82-87. DOI: 10.1080/02513625.2020.1906060.

8. Hansson, L., Sørensen, C. H. & Rye, T. What is Public Participation in Transport in Times of Change? *Public Participation in Transport in Times of Change*, 2023, vol. 18, pp. 3-12. DOI: 10.1108/S2044-994120230000018003.

9. Proskura, G., Rubel, O., Kryvenko, S. & Lukin, V. *On Classifier Performance For Remote Sensing Images Compressed By Different Coders. Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no 1, pp. 67-77. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.07.

Надійшла до редакції: 30.03.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023

LICENSING AND CERTIFICATION OF TRANSPORT SERVICES

*Inesa Halona, Oleksandr Lukianchenko,
Maksym Pavlovskyi*

This article is devoted to the analysis of the processes of licensing and certification of transport services in Ukraine. The subject of the study is the process of licensing and certification of transport services, in particular the study of its efficiency, problems, prospects, and impact on the quality of the provision of transport services. The purpose of this article is to formulate recommendations for increasing the efficiency of licensing and certification procedures, considering modern trends in the development of transport in Ukraine. It examines the problems faced by transport companies and customers in these processes and offers ways to improve the system. The article addresses the following tasks: - conducting an analysis of modern trends in the development of licensing and certification processes under martial law; determination of the best European licensing experience and processes of its implementation in Ukraine; development of an algorithm for compliance with the requirements of licensing conditions by motor carriers in Ukraine. The article begins with a statement of the problem, in which insufficient efficiency and unreliability of the processes of licensing and certification of transport services are noted. It emphasizes the importance of safety, quality, and reliability in these processes, especially under martial law. The results of the study are an analysis of modern trends in the development of licensing and certification processes in the context of martial law, which indicates the tightening of security, revision of procedures, reduction of the volume of documentation,

involvement of international assistance, use of technologies, and the need for flexibility and adaptation. In the future, possible ways of improving the licensing and certification systems are being investigated. They cover system reform, introduction of modern technologies, standards, and international practices. The authors of this article call for ensuring efficiency, transparency and safety in the processes of licensing and certification of transport services. Based on this analysis, the article provides valuable conclusions and recommendations for improving the system of licensing and certification of transport services in Ukraine. Because of the analysis, the article provides recommendations on the development of an algorithm for compliance with the requirements of licensing conditions by motor carriers in Ukraine. The algorithm for the implementation of licensing and certification of transport services has several key stages, which include application submission, analysis and verification, issuance of a license or certificate, and further supervision and control of the enterprise's activities. This algorithm helps ensure compliance with safety, quality, and other requirements in the field of transport services. It allows government bodies and regulators to monitor the activities of transport companies and ensure the safety and satisfaction of users' needs. Conclusions: Licensing and certification of transport services are necessary mechanisms to ensure safety, quality, and standards in this field. They help reduce risks for passengers, increase the reliability of services, and ensure compliance with established regulatory requirements. The process of licensing and certification of transport services can be complex and requires significant efforts on the part of operators and regulatory authorities. Effective simplification and standardization of procedures can facilitate their implementation and reduce bureaucratic obstacles. The presence of a clear legal framework regulating the licensing and certification of transport services is an important factor for ensuring transparency, stability, and trust in the system. It is necessary to ensure the compliance of legislation with international standards and best practices.

Keywords: transport service; licensing; certification; European experience; road transportation.

Гальона Інеса Іванівна – канд. техн. наук, канд. юр. наук, доц. каф. транспортних технологій, Національний транспортний університет, Київ, Україна.

Лук'янченко Олександр Юрійович – канд. техн. наук, доц. каф. автомобілів та технології їх експлуатації, Черкаський державний технологічний університет, Черкаси, Україна.

Павловський Максим Вікторович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. технічної експлуатації автомобілів та автосервісу, Національний транспортний університет, Київ, Україна.

Inesa Halona – PhD of Technical Sciences, PhD of Juridical Sciences, Associate Professor of the Department Transport Technologies, National Transport University, Kyiv, Ukraine, e-mail: ntu.tt.inesa@gmail.com, ORCID: 0000-0002-1484-1682.

Oleksandr Lukianchenko – PhD of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Automobiles and Technologies of Their Operating, Cherkasy State Technological University, Cherkasy, Ukraine, e-mail: 111188@ukr.net, ORCID: 0000-0002-1734-397X.

Maksym Pavlovskiy – PhD of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Motor Vehicle Maintenance and Service, National Transport University, Kyiv, Ukraine, e-mail: maks.pavlovskiy@gmail.com, ORCID: 0000-0002-0933-7326.

УДК 621.792.053:539.319

doi: 10.32620/aktt.2023.3.02

С. С. КУРЄННОВ, К. П. БАРАХОВ

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна*

НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН КЛЕЙОВОГО З'ЄДНАННЯ, ЩО МАЄ ПОЗДОВЖНІЙ ДЕФЕКТ

У клейових з'єднаннях доводиться стикатися з явищем непроклею. Відомо, що непроклеї знижує міцність таких з'єднань. Відомі на сьогодні аналітичні моделі для розрахунку напружено-деформованого стану клейових з'єднань мають певні недоліки які з'являються внаслідок спрощення (одномірні моделі), а реалізація чисельних методів вимагає великого ресурсу обчислювальної техніки. **Предметом** вивчення у статті є математична модель напружено-деформованого стану клейового з'єднання двох пластин. **Мета** дослідження – вивчення напружено-деформованого стану клейового з'єднання, що має непроклеї та розвинення методів дослідження напруженого стану клейових з'єднань внапуск. **Методи:** для побудови аналітичного розв'язку задачі про напружений стан з'єднання, яке містить дефект у клейовому шарі вздовж бічної кромки області склеювання, використана спрощена двовимірна аналітична модель напруженого стану клейового з'єднання внапуск. Спрощення моделі полягає в тому, що поперечні переміщення несних шарів вважаються такими, що дорівнюють нулю. Дане припущення можна інтерпретувати як наявність несних шарів високої жорсткості у поперечному напрямку, і воно дозволяє звести задачу про напружений стан з'єднання до системи двох диференціальних рівнянь у частинних похідних відносно поздовжніх переміщень несних шарів і отримати розв'язок задачі в аналітичній формі. Отриманий розв'язок записано у формі функціонального ряду. Власні функції – не ортогональні. За допомогою методу найменших квадратів розв'язок задачі зведено до системи лінійних рівнянь. Розв'язано модельну задачу для з'єднання двох алюмінієвих пластин однакових розмірів. **Результати** показали, що наявність області непроклею може значно збільшувати напруження біля краю клейового шару. Особливо небезпечними з точки зору міцності є кутові точки у клейовому шарі. Проведено порівняння результатів із результатами скінченно-елементного моделювання. Порівняння показало, що запропонована математична модель має високу, як для інженерних розрахунків, точність. Дана модель може бути розвинена на розв'язання аналогічних задач, наприклад, для дослідження напруженого стану з'єднання коаксіальних труб, яке має дефекти в клейовому шарі.

Ключові слова: клейове з'єднання внапуск; аналітична модель; метод скінченних елементів; явище непроклею; метод найменших квадратів.

Вступ

Клейові з'єднання набули широке застосування у аерокосмічній техніці [1], зокрема при ремонті та відновленні [2]. Більшість існуючих математичних моделей клейових з'єднань внапуск, що дозволяють знайти напружено-деформований стан з'єднання в аналітичній формі, є одномірними [3]. У таких моделях передбачено рівномірний розподіл напружень по ширині з'єднань, і апріорно задається розподіл напружень по товщині шарів (як правило, рівномірний або лінійний). За допомогою таких класичних моделей можна дослідити напружений стан з'єднання, яке містить пустоти в клейовому шарі по всій ширині з'єднання [4, 5]. Цей підхід також розвинуто на з'єднання коаксіальних труб [6] і подвійних напускних з'єднань [7]. Окрім аналітичних досліджень цієї ж тематики присвячено числові дослідження, виконані за допомогою скінченно-елементного моделювання [8]. Однак при розрахунку напруженого стану з'єднань в

ряді випадків необхідно враховувати нерівномірність напружено-деформованого стану склеюваних пластин по ширині з'єднань. Прикладами таких конструкцій є з'єднання силових елементів з обшивкою, ремонтні накладки тощо. Побудова аналітичного розв'язку задачі знаходження двовимірного напружено-деформованого стану з'єднання в загальній постановці є надзвичайно складною задачею, аналітичний розв'язок якої поки невідомий. Відомо, що навіть розв'язок задачі теорії пружності для прямокутної області, тобто навіть для одного шару, спряжено зі значними математичними труднощами [9, 10]. Тому, як правило, для дослідження двомірного напружено-деформованого стану з'єднань використовуються числові методи [11, 12].

Очевидно, що порожнини у клейовому шарі у вигляді поперечних смуг в глибині області склеювання не є єдиними формами дефектів клейового шару. Руйнування клейового шару починається, як

правило, біля зовнішнього краю з'єднання. Зумовлено це в тому числі впливом зовнішнього середовища на клей, наприклад, проникненням води на межу клею і пластин, що з'єднуються, температурними циклами, та іншими зовнішніми впливами, які згубно впливають на міцність з'єднання. У даній роботі розв'язана задача про напружено-деформований стан з'єднання двох прямокутних пластин, клейовий шар між якими з обох бокових сторін відшарувався на однакову глибину в середину області склеювання, і в передачі зусиль участі не бере. Напружено-деформований стан даної конструкції не є одномірним і змінюється як по довжині області склеювання так і по її ширині. Для побудови аналітичного розв'язку використовується спрощена двовимірною модель напруженого стану Фолькерсена. Ця модель була розвинена у роботах авторів [13-15]. Припущення про малість поперечних переміщень несних шарів було використано вперше, мабуть, у роботах Васильєва і Лур'є, наприклад [16].

Постановка задачі та побудова розв'язку

Розглянемо симетричне клейове з'єднання двох прямокутних пластин, показано на рис. 1.

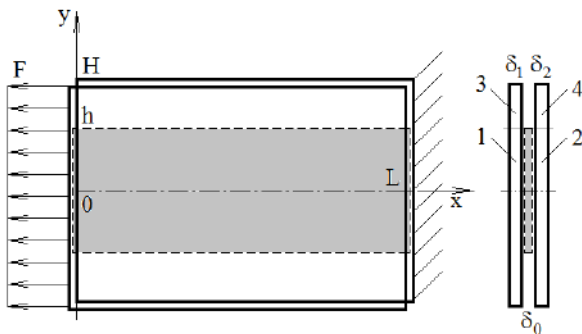


Рис. 1. Схема конструкції

Віссю симетрії даного з'єднання є поздовжня вісь (Ox). Симетрія дозволяє виключити вплив згину в площині з'єднання. Введемо наступні параметри з'єднання: L – довжина з'єднання, 2H – ширина кожної із з'єднуваних пластин, 2h – ширина області склеювання, δ_1, δ_2 і δ_0 – товщини з'єднуваних пластин і клейового шару відповідно. Будемо уважати, що переміщення і напруження рівномірно розподілені по товщині шарів. З'єднані пластини будемо уважати абсолютно жорсткими в напрямку осі Oy. В силу цього припущення, а також в силу симетрії задачі елементи обох несних шарів здійснюють тільки поздовжні переміщення, які в області склеювання позначимо U_1 і U_2 . Переміщення пластин на ділянках,

що виступають за межі області склеювання позначимо U_3 і U_4 для першого і для другого несних шарів відповідно.

Рівняння рівноваги елементів несних шарів в області склеювання $y \in [-h; h]$ мають вигляд [11, 12]

$$\tau + \frac{\partial N_1}{\partial x} + \frac{\partial q_1}{\partial y} = 0, \quad -\tau + \frac{\partial N}{\partial x} + \frac{\partial q}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

де N_m, q_m – нормальні (в поздовжньому напрямку) і дотичні зусилля в несному в шарі $m, m = 1, 2$;

τ – дотичні напруження в клейовому шарі в поздовжньому напрямку.

Співвідношення Коші за умови рівності нулю поперечних переміщень мають вигляд

$$N_m = \delta_m E_m \frac{\partial U_m}{\partial x}, \quad q_m = \delta_m G_m \frac{\partial U_m}{\partial y}, \quad m = 1, 2, \quad (2)$$

де E_m – модуль пружності шару m в напрямку осі Ox; G_m – модуль зсуву шару m у площині xOy.

Дотичні напруження в клейовому шарі пропорційні різниці переміщень несних шарів

$$\tau = P(U_2 - U_1), \quad (3)$$

де P – жорсткість клейового шару на зсув, яка, як правило, визначається як $P = G_0 / \delta_0$, де своєю чергою G_0 – модуль зсуву клейового шару.

Підставивши наведені вище співвідношення (2) і (3) до рівнянь (1), отримаємо систему диференціальних рівнянь у частинних похідних [13, 14]

$$\begin{cases} \alpha_1 \left(\frac{\partial^2 U_1}{\partial x^2} + \mu_1 \frac{\partial^2 U_1}{\partial y^2} \right) - U_1 + U_2 = 0, \\ \alpha_2 \left(\frac{\partial^2 U_2}{\partial x^2} + \mu_2 \frac{\partial^2 U_2}{\partial y^2} \right) + U_1 - U_2 = 0, \end{cases} \quad (4)$$

де $\alpha_m = E_m \delta_m / P_0$; $\mu_m = G_m / E_m$.

За межами області склеювання у $y \in (-H; -h) \cup (h; H)$ переміщення шарів при зазначених вище гіпотезах описуються рівняннями [16]

$$\frac{\partial^2 U_3}{\partial x^2} + \mu_1 \frac{\partial^2 U_3}{\partial y^2} = 0, \quad \frac{\partial^2 U_4}{\partial x^2} + \mu_2 \frac{\partial^2 U_4}{\partial y^2} = 0. \quad (5)$$

Крайові умови мають вигляд

$$\frac{\partial U_1}{\partial y} \Big|_{y=0} = \frac{\partial U_2}{\partial y} \Big|_{y=0} = \frac{\partial U_3}{\partial y} \Big|_{y=H} = \frac{\partial U_4}{\partial y} \Big|_{y=H} = 0, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} N_2 \Big|_{x=0} &= E_2 \delta_2 \frac{\partial U_1}{\partial x} \Big|_{x=0} = F(y), \\ N_4 \Big|_{x=0} &= E_2 \delta_2 \frac{\partial U_4}{\partial x} \Big|_{x=0} = F(y). \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial U_1}{\partial x} \Big|_{x=0} &= \frac{\partial U_3}{\partial x} \Big|_{x=0} = \frac{\partial U_2}{\partial x} \Big|_{x=L} = \frac{\partial U_4}{\partial x} \Big|_{x=L} = 0, \\ U_1 \Big|_{x=L} &= U_3 \Big|_{x=L} = 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Умови спряження полів переміщень на бічній межі клейового шару мають вигляд

$$\begin{aligned} \frac{\partial U_m}{\partial y} \Big|_{y=h} &= \frac{\partial U_{m+2}}{\partial y} \Big|_{y=h}, \quad m=1,2, \\ U_m \Big|_{y=h} &= U_{m+2} \Big|_{y=h}, \end{aligned} \quad (9)$$

Умови (6) є умовами рівності нулю дотичних напружень в несних шарах вздовж осі симетрії і на бічних межах і є наслідком рівнянь (2).

З першого рівняння системи (4) виразимо переміщення другого шару

$$U_2 = U_1 - \alpha_1 \left(\frac{\partial^2 U_1}{\partial x^2} + \mu_1 \frac{\partial^2 U_1}{\partial y^2} \right). \quad (10)$$

Підставивши (10) у друге рівняння системи (4), отримаємо диференціальне рівняння

$$\begin{aligned} \beta_1 \frac{\partial^4 U_1}{\partial x^4} + \beta_2 \frac{\partial^4 U_1}{\partial x^2 \partial y^2} + \beta_3 \frac{\partial^4 U_1}{\partial y^4} - \\ - \beta_4 \frac{\partial^2 U_1}{\partial x^2} - \beta_5 \frac{\partial^2 U_1}{\partial y^2} = 0, \end{aligned} \quad (11)$$

де $\beta_1 = \alpha_1 \alpha_2$; $\beta_2 = (\mu_1 + \mu_2) \alpha_1 \alpha_2$; $\beta_3 = \mu_1 \mu_2 \alpha_1 \alpha_2$; $\beta_4 = \alpha_1 + \alpha_2$; $\beta_5 = \alpha_1 \mu_1 + \alpha_2 \mu_2$.

У роботі [13] за допомогою класичного методу відокремлення змінних було отримано загальний розв'язок рівняння (11) (за умови, що $\mu_1 = \mu_2$), і показано, що загальний розв'язок задачі є лінійною суперпозицією двох розв'язків

$$U_m = W_m(x) + V_m(x, y),$$

де $W_m(x)$ є класичним одновимірним розв'язком

Фолькерсена [1]. Функція $V_m(x, y)$ є лінійною комбінацією частинних розв'язків рівнянь (11) та (10), які своєю чергою можуть бути представлені у вигляді лінійних комбінацій функцій $e^{\pm \lambda x} \sin ky$ і $e^{\pm \lambda x} \cos ky$ (як і розв'язки рівнянь (5) [16]). При побудові розв'язку цієї задачі будемо використовувати цю структуру розв'язку. Підставивши частинний розв'язок $e^{\pm \lambda x} \sin ky$ в (11), отримаємо алгебричне рівняння, що зв'язує λ і k :

$$\beta_3 k^4 + (\beta_5 - \beta_2 \lambda^2) k^2 + \beta_1 \lambda^4 - \beta_4 \lambda^2 = 0 \quad (12)$$

з якого випливає, що кожному значенню $\pm \lambda$ відповідають чотири значення k , які можна записати у формі $\pm k_1(\lambda)$ і $\pm k_2(\lambda)$. Отже, частинний розв'язок рівняння (11), який відповідає, наприклад, деякому додатному значенню λ має вигляд

$$V_1^* = e^{\lambda x} (S_1 \sin k_1 y + C_1 \cos k_1 y + S_2 \sin k_2 y + C_2 \cos k_2 y),$$

де C_m, S_m – довільні сталі.

З рівняння (10) випливає, що відповідні переміщення другого шару можна записати як

$$\begin{aligned} V_2^* = e^{\lambda x} (S_1 \gamma_1 \sin k_1 y + C_1 \gamma_1 \cos k_1 y + \\ + S_2 \gamma_2 \sin k_2 y + C_2 \gamma_2 \cos k_2 y), \end{aligned}$$

де $\gamma_m = 1 - \alpha_1 (\lambda^2 - \mu_1 k_m^2)$, $m=1,2$.

Припустимо, що частинні розв'язки рівнянь (3) і (4) повинні точно задовольняти однорідним крайовим умовам на сторонах $y=0$, $y=H$ (6), а також $y=h$ (9). З перших двох умов (6) випливає, що $S_1 = S_2 = 0$. Враховуючи те, що дані частинні розв'язки справедливі і для від'ємних значень λ , частинні розв'язки можна подати у вигляді

$$V_1^* = [A \operatorname{ch} \lambda x + B \operatorname{ch} \lambda (x-L)] Y^{(1)}(y),$$

$$V_2^* = [A \operatorname{ch} \lambda x + B \operatorname{ch} \lambda (x-L)] Y^{(2)}(y),$$

$$Y^{(1)}(y) = C_1 \cos k_1 y + C_2 \cos k_2 y,$$

$$Y^{(2)}(y) = C_1 \gamma_1 \cos k_1 y + C_2 \gamma_2 \cos k_2 y,$$

де A, B, C_1 і C_2 – довільні сталі.

Частинні розв'язки рівняння Пуассона (5), які

задовольняють однорідним крайовим умовам (6), мають вигляд

$$V_3^* = [C_3 A \operatorname{ch} \Lambda x + C_3 B \operatorname{ch} \Lambda (x - L)] \cos \frac{\Lambda (y - H)}{\sqrt{\mu_1}},$$

$$V_4^* = [C_4 A \operatorname{ch} \Omega x + C_4 B \operatorname{ch} \Omega (x - L)] \cos \frac{\Omega (y - H)}{\sqrt{\mu_2}},$$

де Λ, Ω – константи відокремлення змінних;

C_3, C_4, A і B – довільні сталі.

Не важко знайти розв’язки рівнянь (4) і (5), які залежать тільки від однієї змінної x . З умов спряження цих розв’язків на бічній межі області склеювання $y = h$ випливає, що шукані розв’язки є лінійними функціями [15]. Ці ж умови спряження (9), записані для частинних розв’язків $\{V_i^*\}_{i=1}^4$ призводять до системи однорідних лінійних рівнянь відносно коефіцієнтів $\{C_i\}_{i=1}^4$.

$$A(\lambda) \cdot C = 0, \quad (13)$$

$$A(\lambda) = \begin{pmatrix} c_1 & c_2 & -c_3 & 0 \\ \gamma_1 c_1 & \gamma_2 c_2 & 0 & -c_4 \\ k_1 s_1 & k_2 s_2 & -\lambda \mu_1^{-0,5} s_3 & 0 \\ k_1 \gamma_1 s_1 & k_2 \gamma_2 s_2 & 0 & -\lambda \mu_2^{-0,5} s_4 \end{pmatrix},$$

$$C = (C_1 \ C_2 \ C_3 \ C_4)^T,$$

$$c_m = \cos k_m h, \quad s_m = \sin k_m h, \quad c_{m+2} = \cos \frac{\lambda (h - H)}{\sqrt{\mu_m}},$$

$$s_{m+2} = \sin \frac{\lambda (h - H)}{\sqrt{\mu_m}}.$$

Система (13) має нетривіальний розв’язок за умови, що

$$\det A(\lambda) = 0. \quad (14)$$

Рівняння (14) має нескінченну лічильну безліч дійсних коренів λ_n , яким відповідають корені рівняння (12) $k_{m,n} = k_m(\lambda_n)$ і коефіцієнти $\gamma_{m,n} = \gamma_m(\lambda_n)$, а також константи $\{C_{i,n}\}_{i=1}^4$, які визначаються з системи (13) з точністю до довільного множника. Таким чином, загальний розв’язок рівнянь (4) і (5), якій задовольняє крайовим умовам на

бічних сторонах (6) та умовам спряження переміщень (9), має вигляд

$$U_j = A_0 x + B_0 + \sum_{n=1}^{\infty} [A_n X_n^{(1)}(x) + B_n X_n^{(2)}(x)] Y_n^{(j)}(y), \quad j=1, \dots, 4 \quad (15)$$

$$X_n^{(1)} = \frac{\operatorname{ch}(\lambda_n x)}{\lambda_n \operatorname{sh}(\lambda_n L)},$$

$$Y_n^{(1)} = C_{1,n} \cos k_{1,n} y + C_{2,n} \cos k_{2,n} y,$$

$$X_n^{(2)} = \frac{\operatorname{ch}(\lambda_n (x - L))}{\lambda_n \operatorname{sh}(\lambda_n L)},$$

$$Y_n^{(2)} = C_{1,n} \gamma_{1,n} \cos k_{1,n} y + C_{2,n} \gamma_{2,n} \cos k_{2,n} y,$$

$$Y_n^{(3)} = C_{3,n} \cos \frac{\lambda_n}{\sqrt{\mu_1}} (y - H);$$

$$Y_n^{(4)} = C_{4,n} \cos \frac{\lambda_n}{\sqrt{\mu_2}} (y - H).$$

Оскільки коефіцієнти $\{C_{i,n}\}_{i=1}^4$ знаходяться із системи (13) з точністю до довільного множника, то для визначеності та полегшення аналізу збіжності на дані коефіцієнти може бути введена додаткова умова нормування

$$\sum_{i=1}^2 \int_0^h [Y_n^{(i)}]^2 dy + \sum_{i=3}^4 \int_h^H [Y_n^{(i)}]^2 dy = 1.$$

Коефіцієнти A_0, A_n, B_0, B_n знаходимо із крайових умов (6) – (8). Зазначені крайові умови призводять до системи рівнянь

$$A_0 - \sum_{n=1}^{\infty} B_n Y_n^{(1)}(y) = 0, \\ A_0 - \sum_{n=1}^{\infty} B_n Y_n^{(2)}(y) = \frac{F(y)}{E_2 \delta_2}, \quad y \in (0; h);$$

$$A_0 - \sum_{n=1}^{\infty} B_n Y_n^{(3)}(y) = 0, \\ A_0 L + B_0 + \sum_{n=1}^{\infty} [A_n \theta_n + B_n \kappa_n] Y_n^{(3)}(y) = 0, \quad y \in (h; H);$$

$$A_0 - \sum_{n=1}^{\infty} B_n Y_n^{(4)}(y) = \frac{F(y)}{E_2 \delta_2}, \\ A_0 + \sum_{n=1}^{\infty} A_n Y_n^{(4)}(y) = \frac{F(y)}{E_2 \delta_2}, \quad y \in (h; H);$$

$$A_0 + \sum_{n=1}^{\infty} A_n Y_n^{(1)}(y) = 0, \quad y \in (0; h);$$

$$A_0 L + B_0 + \sum_{n=1}^{\infty} [A_n \theta_n + B_n \kappa_n] Y_n^{(1)}(y) = 0$$

$$\theta_n = \frac{\operatorname{ch}(\lambda_n L)}{\lambda_n \operatorname{sh}(\lambda_n L)}, \quad \kappa_n = \frac{1}{\lambda_n \operatorname{sh}(\lambda_n L)}.$$

Цю систему рівнянь може бути розв'язано, наприклад, за допомогою методу найменших квадратів. Для цього суму нескінченного ряду необхідно обмежити деяким скінченним числом доданків N , а невідомі коефіцієнти A_0, A_n, B_0, B_n знаходити з умови найменшого середньоквадратичного ухилення лівих частин рівнянь від заданих правих частин цих рівнянь. Це призводить до системи лінійних рівнянь відносно коефіцієнтів A_0, A_n, B_0, B_n . В роботі [15] показано, що позадіагональні коефіцієнти системи зменшуються при віддаленні від головної діагоналі, а ряд із квадратів даних коефіцієнтів – збігається. Звідси випливає, що цю систему можна розв'язати за допомогою методу редукції.

Модельна задача та аналіз результатів

Проведемо розрахунок напружено-деформованого стану клейового з'єднання пластин однакових розмірів 5×4 см, ($L = 5$ см, $H = 2$ см), і товщиною $\delta_0 = 4$ мм, виготовлених з алюмінієвого сплаву, $E_1 = E_2 = 70$ ГПа, и $G_1 = G_2 = 26$ ГПа. Параметри клейового шару $\delta_0 = 0,1$ мм, $G_0 = 0,5$ ГПа. До другого шару прикладено рівномірне навантаження $F(y) = F = \text{const}$. На рис. 2 показано графік розподілу дотичних напружень у клейовому шарі, який має ширину 3 см ($h = 1,5$ см, $h/H = 0,75$). В силу симетрії напруження показані лише на половині області склеювання $x \in [0; L]$, $y \in [0; h]$. Напруження показані в безрозмірній формі, у вигляді відношення діючих напружень $\tau(x, y)$ (3) до гіпотетичних напружень $\tau^* = FN/(hL)$, які б виникли в клейовому шарі при рівномірному розподілі напружень по всій площі клейового з'єднання.

Як бачимо, напруження в клейовому шарі на межі з порожниною перевищують напруження на осі симетрії конструкції. Це, загалом, очевидно, оскільки на цю область клею припадає більшість навантаження, що передається на несний шар в області не-

проклею $y \in (h; H)$. Одним з факторів, який визначає розподіл напружень у клейовому шарі, є моделі зсуву несних шарів. Якщо G_1 і G_2 дуже великі, то переміщення несних шарів будуть рівномірними по ширині з'єднання і концентрації напружень біля кутів області склеювання не буде, а буде звичайна для з'єднань концентрація напружень уздовж краю області склеювання $x = 0$ і $x = L$ [13-15].

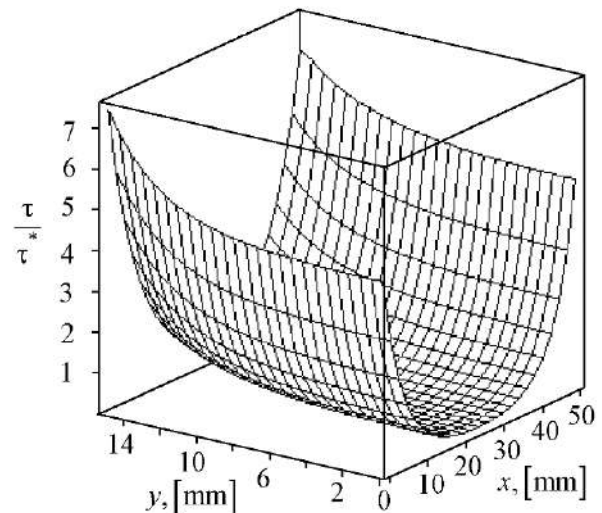


Рис. 2. Розподіл дотичних напружень в клейовому шарі отриманий за запропонованою моделлю

Вище було зазначено, що власні функції не є ортогональними, тому обчислення коефіцієнтів A_n, B_n у розв'язку (15) є достатньо трудомісткою задачею, як і доведення збіжності запропонованого методу. Обчислення показали, що коефіцієнти B_n наближаються до нуля зі зростанням n значно швидше, ніж A_n . Розрахунки показують, що коефіцієнти наближаються до нуля не монотонно. Значення окремих коефіцієнтів A_n, B_n наведено у таблиці 1.

Таблиця 1
Значення деяких коефіцієнтів A_n і B_n

n	A_n	B_n
1	$0,3495334 \cdot 10^{-7}$	$0,805894 \cdot 10^{-12}$
10	$0,1224547 \cdot 10^{-8}$	$0,621178 \cdot 10^{-11}$
20	$0,1971271 \cdot 10^{-8}$	$0,12526 \cdot 10^{-11}$
30	$0,403550 \cdot 10^{-8}$	$-0,5919 \cdot 10^{-12}$
40	$0,469942 \cdot 10^{-7}$	$-0,18463 \cdot 10^{-11}$
50	$0,297692 \cdot 10^{-8}$	$-0,187754 \cdot 10^{-11}$
60	$0,414519 \cdot 10^{-9}$	$-0,135688 \cdot 10^{-11}$
70	$0,79317 \cdot 10^{-9}$	$-0,82464 \cdot 10^{-12}$
80	$0,845379 \cdot 10^{-10}$	$0,260342 \cdot 10^{-12}$

Розрахунки також показали, що $|A_n \cdot n^{3/2}| < M$ і $|B_n \cdot n^{3/2}| < M$, де M - деяке число, рис. 3.

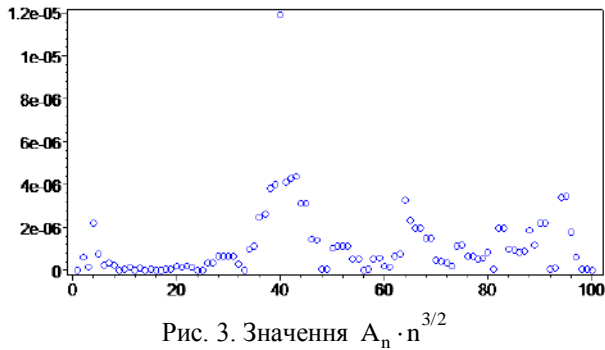


Рис. 3. Значення $A_n \cdot n^{3/2}$

Це непрямо свідчить про збіжність ряду (15).

Для верифікації запропонованої моделі було створено тривимірну скінченно-елементну модель. Однією із проблем скінченно-елементного моделювання клейових з'єднань [17-19] є відносно мала товщина клейового шару, яка визначає мінімальний розмір скінченного елемента. В даному випадку мінімальний розмір елемента було задано таким, що дорівнював δ_0 . Для зменшення кількості елементів було розглянуто половина конструкції $y \in [0, H]$. Крайові умови в площині симетрії на верхній і на нижній сторонах з'єднання – «roller». Прикладене навантаження – рівномірно розподілені по торцю пластини напруження F/δ_1 . Скінченно-елементна сітка показана на рис. 4.

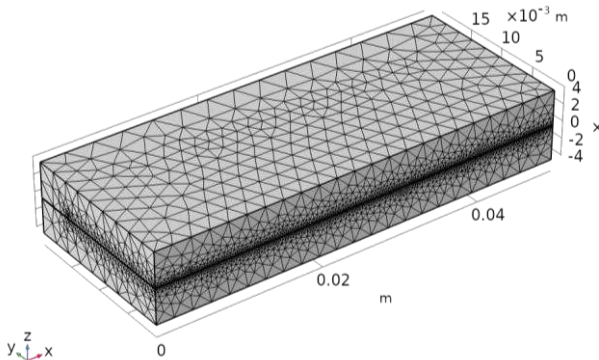


Рис. 4. Скінченно-елементна сітка

Напруження в серединній площині клейового шару (також у безрозмірній формі) показано на рис. 5.

Для наочності наведемо на одному графіку розподіл напружень у клейовому шарі, розрахованих за допомогою запропонованої моделі та знайдених за допомогою скінченно-елементного моделювання. Найбільші напруження в клейовому шарі виникають

на боковому краю клейового шва $y = h$, на межі з областю порушення суцільності клейового шару (на межі з порожниною).

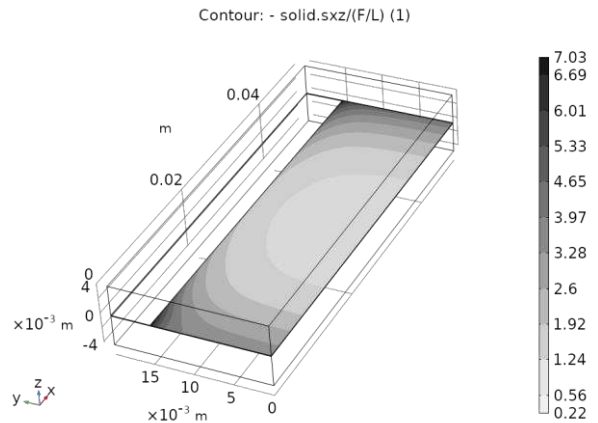


Рис. 5. Розподіл дотичних напружень в клейовому шарі отриманий за допомогою скінченно-елементного моделювання

На рис. 6. наведено графіки дотичних напружень в клейовому шарі вздовж даної лінії, що розраховані за запропонованою в роботі аналітичною моделлю (AM) і за скінченно-елементною моделлю (FEM). Як бачимо, результати дуже близькі. Це говорить про хорошу точність запропонованої моделі та адекватність прийнятих гіпотез і припущень.

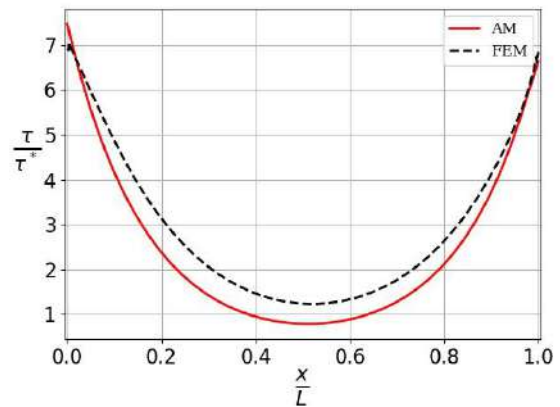


Рис. 6. Розподіл дотичних напружень τ_{xz} / τ^* в клейовому шарі вздовж його бічної межі

Висновки

В роботі отримано аналітичний розв'язок задачі про нерівномірний по ширині напружений стан клейового з'єднання двох прямокутних пластин, що має області непроклею, які паралельні боковим сторонам з'єднання. Розрахунки показали, що:

1. Наявність порожнечі вздовж бічної сторони з'єднання істотно збільшує концентрацію напружень у клейовому шарі.

2. Піки напружень в клеї розташовані в кутах клейового шару.

3. Запропонована в роботі аналітична модель має хорошу точність і може бути розвинена на розв'язання аналогічних задач, наприклад, для дослідження напруженого стану з'єднання коаксіальних труб [20], яке має дефекти в клейовому шарі.

В подальшому передбачається використовувати запропоновану математичну модель тришарової конструкції з податливим заповнювачем для аналізу напружено-деформованого стану конструкцій зі стільниковим заповнювачем [21]. Перспективним також є створення двовимірної математичної моделі клейових з'єднань, що мають форму кільця [22-24].

Внесок авторів: постановка задачі – **С. С. Курєннов, К. П. Барахов**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **С. С. Курєннов**; формування аналітичної моделі – **С. С. Курєннов; К. П. Барахов**; аналітичні розрахунки – **С. С. Курєннов, К. П. Барахов**; скінченно-елементне моделювання **С. С. Курєннов**; аналіз результатів та формулювання висновків – **С. С. Курєннов**; редагування тексту статті – **С. С. Курєннов, К. П. Барахов**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

- Ahn, J. *Advanced modeling of the behavior of bonded composite joints in aerospace applications [Text]* / J. Ahn, S. Stapleton, A. M. Waas // *Composite Joints and Connections*. – 2011. – P. 423-434. DOI: 10.1533/9780857094926.2.423.
- Roskowitz, M. *New challenges and technologies related to aircrafts' battle damages [Text]* / M. Roskowitz, T. Smal, S. Szrama // *Scientific Journal of the Military University of Land Forces*. – 2018. – Vol. 50, No. 2(188). – P. 208-223. DOI 10.5604/01.3001.0012.2509.
- Analytical models of adhesively bonded joints. Part I: Literature survey [Text]* / L. F. M. da Silva, P. J. C. das Neves, R. D. Adams, J. K. Spelt // *Int. J. Adhes. Adhesiv.* – 2009. – Vol. 29. – P. 319-330. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2008.06.005.
- Rossettos, J. N. *Comparison of the Effects of Debonds and Voids in Adhesive Joints [Text]* / J. N. Rossettos, P. Lin, H. Nayeb-Hashemi // *Journal of Engineering Materials and Technology*. – 1994. – Vol. 116, Iss.4. – P. 533-538. DOI:10.1115/1.2904324.
- Olia, M. *Analysis of adhesively bonded joints with gaps subjected to bending [Text]* / M. Olia, J. N. Rossettos // *International Journal of Solids and Structures*. – 1996. – Vol. 33, Iss. 18. – P. 2681-2693. DOI: 10.1016/0020-7683(95)00168-9.
- Shishesaz, M. *Shear stress distribution in adhesive layers of a double-lap joint with void or bond separation [Text]* / M. Shishesaz, N. Bavi // *Journal of Adhesion Science and Technology*. – 2013. – Vol. 27, Iss. 11. – P. 1197-1225. DOI: 10.1080/01694243.2012.735914.
- Shishesaz, M. *Interfacial shear stress distribution in the adhesively bonded tubular joints under tension with a circumferential void or debond [Text]* / M. Shishesaz, S. Tehrani // *Journal of Adhesion Science and Technology*. – 2020. – Vol. 34, Iss. 11. – P. 1172-1205. DOI:10.1080/01694243.2019.1701894.
- Sengab, A. *A numerical study of failure of an adhesive joint influenced by a void in the adhesive [Text]* / A. Sengab, R. Talreja // *Composite Structures*. – 2016. – Vol. 156. – P. 165-170. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.12.052.
- Vihak, V. M. *Investigation of the plane stressed state in a rectangular domain [Text]* / V. M. Vihak, Y. V. Tokovyyi, // *Materials Science*. – 2002. – Vol. 38, Iss. 2. – P. 230-237. DOI:10.1023/a:1020994204806.
- Tokovyy, Y. *The direct integration method for elastic analysis of nonhomogeneous solids [Text]* / Y. Tokovyy, C. C. Ma. – Newcastle : Cambridge Scholars Publ. – 2021. – 342 p.
- Rapp, P. *Mechanics of adhesive joints as a plane problem of the theory of elasticity. Part II: Displacement formulation for orthotropic adherends [Text]* / P. Rapp // *Archives of Civil and Mechanical Engineering*. – 2015. – Vol. 15, Iss. 2. – P. 603-619. DOI: 10.1016/j.acme.2014.06.004.
- Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels [Text]* / A. C. Okafor, N. Singh, U. E. Ene-muoh, S. V. Rao // *Composite Structures*. – 2005. – Vol. 71, Iss. 2. – P. 258-270. DOI: 10.1016/j.compstruct.2005.02.023.
- Kurennov, S. S. *A Simplified Two-Dimensional Model of Adhesive Joints. Nonuniform Load [Text]* / S. S. Kurennov // *Mechanics of Composite Materials*. – 2015. – Vol. 51, Iss. 4. – P. 479-488. DOI: 10.1007/s11029-015-9519-2.
- Kurennov, S. S. *Two-Dimensional Stressed State of an Adhesive Joint. Nonclassical Problem [Text]* / S. S. Kurennov, O. G. Polyakov, K. P. Barakhov // *J Math Sci*. – 2021. – Vol. 254. – P. 156-163. DOI: 10.1007/s10958-021-05295-5.
- Kurennov, S. S. *Determining Stresses in an Adhesive Joint with a Longitudinal Unadhered Region Using a Simplified Two-Dimensional Theory [Text]* / S. S. Kurennov // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. – 2019. – Vol. 60, Iss. 4. – P. 740-747. doi:10.1134/s0021894419040199.
- Vasil'ev, V. V. *On the solution singularity in the plane elasticity problem for a cantilever strip [Text]* /

V. V. Vasil'ev, S. A. Lurie // *Mech. Solids*. – 2013. – Vol. 48. – P. 388-396. DOI: 10.3103/S0025654413040055.

17. Machado, R. M. D. *Extended finite element modelling of aluminium stepped-adhesive joints [Text]* / R. M. D. Machado, R. D. S. G. Campilho, R. J. B. Rocha // *The Journal of Adhesion*. – 2019. – Vol. 95, Iss. 5-7. – P. 450-473. DOI: 10.1080/00218464.2018.1548966.

18. *Application of the Finite Element Method in the Analysis of Composite Materials: A Review [Text]* / S. David Müzel, E. P. Bonhin, N. M. Guimarães, E. S. Guidi // *Polymers*. – 2020. – Vol. 12, Iss. 4. – Article no. 818. DOI: 10.3390/polym12040818.

19. *The effect of joint configuration on the strength and stress distributions of dissimilar adhesively bonded joints [Text]* / A. Y. Kanani, X. Hou, R. Laidlaw, J. Ye // *Engineering Structures*. – 2021, – Vol. 226. – Article no. 111322. DOI: 10.1016/j.engstruct.2020.111322.

20. *Stress State of Two Glued Coaxial Tubes Under Nonuniform Axial Load [Text]* / S. Kurennov, K. Barakhov, D. Dvoretzka, O. Poliakov // In: *Nechyporuk, M., Pavlikov, V., Kritskiy, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – 2020. ICTM 2020. Lecture Notes in Networks and Systems*. – Springer, Cham, 2021. – Vol. 188. – P. 389-400. DOI: 10.1007/978-3-030-66717-7_33.

21. *Optimal Design of Composite Shelled Sandwich Structures with a Honeycomb Filler [Text]* / A. Kondratiev, O. Potapov, A. Tsaritsynskiy, T. Nabokina // In: *Ivanov, V., Trojanowska, J., Pavlenko, I., Zajac, J., Peraković, D. (eds) Advances in Design, Simulation and Manufacturing IV. DSMIE 2021. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. – Springer, Cham, 2021 – P. 546-555. DOI: 10.1007/978-3-030-77719-7_54.

22. Барахов, К. П. Узагальнення моделі голанда і рейсснера на випадок осевої симетрії [Текст] / К. П. Барахов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 2. – С. 12-19. DOI: 10.32620/akt.2021.2.02.

23. *Напружено-деформований стан пластини, яка послаблена круговим вирізом та посилена двома круглими накладками [Текст]* / С. С. Куреннов, К. П. Барахов, О. О. Вамболь, В. М. Степаненко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 2. – С. 4-13. DOI: 10.32620/akt.2022.2.01.

24. *Analysis of the Adhesive Damage for Different Patch Shapes in Bonded Composite Repair of Corroded Aluminum Plate Under Thermo-Mechanical Loading [Text]* / M. Salem, M. Berrahou, B. Mechab, B. B. Bouadjra // *Journal of Failure Analysis and Prevention*. – 2021. – Vol. 21, Iss. 2. – P. 1274-1282. DOI: 10.1007/s11668-021-01167-x.

References

1. Ahn, J., Stapleton, S., & Waas, A. M. Advanced modeling of the behavior of bonded composite joints in aerospace applications. *Composite Joints and Connections*, 2011, pp. 423-434. DOI: 10.1533/9780857094926.2.423.

2. Roskowicz, M., Smal, T. & Szrama, S. New challenges and technologies related to aircrafts' battle damages. *Scientific Journal of the Military University of Land Forces*, 2018, vol. 50, no. 2(188), pp. 208-223. DOI 10.5604/01.3001.0012.2509.

3. da Silva, L. F. M., das Neves, P. J. C., Adams, R. D. & Speltz, J. K. Analytical models of adhesively bonded joints. Part I: Literature survey. *Int. J. Adhes. Adhesiv.*, 2009, vol. 29, pp. 319-330. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2008.06.005.

4. Rossettos, J. N., Lin, P., & Nayeb-Hashemi, H. Comparison of the Effects of Debonds and Voids in Adhesive Joints. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 1994, vol. 116, iss. 4, pp. 533-538. DOI: 10.1115/1.2904324.

5. Olia, M., & Rossettos, J. N. Analysis of adhesively bonded joints with gaps subjected to bending. *International Journal of Solids and Structures*, 1996, vol. 33, iss. 18, pp. 2681-2693. DOI: 10.1016/0020-7683(95)00168-9.

6. Shishesaz, M., & Bavi, N. Shear stress distribution in adhesive layers of a double-lap joint with void or bond separation. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 2013, vol. 27, iss. 11, pp. 1197-1225. DOI: 10.1080/01694243.2012.735914

7. Shishesaz, M., & Tehrani, S. Interfacial shear stress distribution in the adhesively bonded tubular joints under tension with a circumferential void or debond. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 2020, vol. 34, iss. 11, pp. 1172-1205. DOI: 10.1080/01694243.2019.1701894.

8. Sengab, A., & Talreja, R. A numerical study of failure of an adhesive joint influenced by a void in the adhesive. *Composite Structures*, 2016, vol. 156, pp. 165-170. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.12.052.

9. Vihak, V. M., & Tokovyy, Y. V. Investigation of the plane stressed state in a rectangular domain. *Materials Science*, 2002, vol. 38, iss. 2, pp. 230-237. DOI: 10.1023/a:1020994204806.

10. Tokovyy, Y. & Ma, C. C. *The direct integration method for elastic analysis of nonhomogeneous solids*. Newcastle, Cambridge Scholars Publ., 2021. 342 p.

11. Rapp, P. Mechanics of adhesive joints as a plane problem of the theory of elasticity. Part II: Displacement formulation for orthotropic adherends. *Archives of Civil and Mechanical Engineering*, 2015, vol. 15, iss. 2, pp. 603-619. DOI: 10.1016/j.acme.2014.06.004.

12. Okafor, A. C., Singh, N., Enemuoh, U. E. & Rao, S. V. Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels. *Composite Structures*, 2005, vol. 71, iss. 2, pp. 258-270. DOI: 10.1016/j.compstruct.2005.02.023.
13. Kurennov, S. S. A Simplified Two-Dimensional Model of Adhesive Joints. Nonuniform Load. *Mechanics of Composite Materials*, 2015, vol. 51, iss. 4, pp. 479-488. DOI: 10.1007/s11029-015-9519-2.
14. Kurennov, S. S., Polyakov, O. G. & Barakhov, K. P. Two-Dimensional Stressed State of an Adhesive Joint. Nonclassical Problem. *J Math Sci*, 2021, vol. 254, pp. 156-163. DOI: 10.1007/s10958-021-05295-5.
15. Kurennov, S. S. Determining Stresses in an Adhesive Joint with a Longitudinal Unadhered Region Using a Simplified Two-Dimensional Theory. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2019, vol. 60, iss. 4, pp. 740-747. DOI: 10.1134/s0021894419040199.
16. Vasil'ev, V. V. & Lurie, S. A. On the solution singularity in the plane elasticity problem for a cantilever strip. *Mech. Solids*, 2013, vol. 48, pp. 388-396. DOI: 10.3103/S0025654413040055.
17. Machado, R. M. D., Campilho, R. D. S. G., & Rocha, R. J. B. Extended finite element modelling of aluminium stepped-adhesive joints. *The Journal of Adhesion*, 2019, vol. 95, iss. 5-7, pp. 450-473. DOI: 10.1080/00218464.2018.1548966.
18. David Müzel, S., Bonhin, E. P., Guimarães, N. M., & Guidi, E. S. Application of the Finite Element Method in the Analysis of Composite Materials: A Review. *Polymers*, 2020, vol. 12, iss. 4, article no. 818. DOI: 10.3390/polym12040818.
19. Kanani, A. Y., Hou, X., Laidlaw, R., & Ye, J. The effect of joint configuration on the strength and stress distributions of dissimilar adhesively bonded joints. *Engineering Structures*, 2021, vol. 226, article no. 111322. DOI: 10.1016/j.engstruct.2020.111322.
20. Kurennov, S., Barakhov, K., Dvoretzka, D. & Poliakov, O. Stress State of Two Glued Coaxial Tubes Under Nonuniform Axial Load. In: *Nechyporuk, M., Pavlikov, V., Kritskiy, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2020. ICTM 2020. Lecture Notes in Networks and Systems*, 2021, vol. 188, Springer, Cham, pp. 389-400. DOI: 10.1007/978-3-030-66717-7_33.
21. Kondratiev, A., Potapov, O., Tsaritsynskiy, A. & Nabokina, T. Optimal Design of Composite Shelled Sandwich Structures with a Honeycomb Filler. In: *Ivanov, V., Trojanowska, J., Pavlenko, I., Zajac, J., Peraković, D. (eds) Advances in Design, Simulation and Manufacturing IV. DSMIE 2021. Lecture Notes in Mechanical Engineering*, Springer, Cham, 2021, pp. 546-555. DOI: 10.1007/978-3-030-77719-7_54.
22. Barakhov, K. P. Uzahal'nennya modeli Holanda i Reyssnera na vypadok os'ovoyi symetriyi [Generalization of the Holland and Reissner model in case of axial symmetry]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 2, pp. 12-19. DOI: 10.32620/akt.2021.2.02.
23. Kurennov, S., Barakhov, K., Vambol, O. & Stepanenko, V. Napruzhenno-deformovanyy stan plastyny, yaka poslablena kruhovym vyrizom ta posylena dvoma kruhlymy nakladkami [The stress-strain state of a plate is weakened by a circular cutout and reinforced by two round patches]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2022, no. 2, pp. 4-13. DOI: 10.32620/akt.2022.2.01.
24. Salem, M., Berrahou, M., Mechab, B. & Bouiadja, B. B. Analysis of the Adhesive Damage for Different Patch Shapes in Bonded Composite Repair of Corroded Aluminum Plate Under Thermo-Mechanical Loading. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2021, vol.21, iss. 2. DOI: 10.1007/s11668-021-01167-x.

Надійшла до редакції 11.02.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023

STRESS -STRAIN STATE OF ADHESIVE JOINT, THAT HAS A LONGITUDINAL DEFECT

Sergiy Kurennov, Kostiantyn Barakhov

In adhesive joints, one has to face the phenomenon of non-adhesive. It is known that non-adhesive reduces the strength of such joints. Analytical models known today for calculating the stress-strain state of adhesive joints have certain defects that appear as a result of simplification (one-dimensional models), and the realization of numerical methods requires a large resource of computing equipment. The subject of study in this article is a mathematical model of the stress-strain state of an adhesive joint of two plates. The purpose of this research is to study the stress-strain state of an adhesive joint with non-adhesives and to develop methods for studying the stress state of adhesive lap joints. Methods: a simplified two-dimensional analytical model of the stress state of the adhesive joint was used to construct an analytical solution to the problem of the stress state of the joint, which contains a defect in the adhesive layer along the side edge of the bonding area. The simplification of the model consists of the fact that the transverse

displacements of the base layers are considered to be zero. This assumption can be interpreted as the presence of base layers of high stiffness in the transverse direction, and it allows reducing the problem of the stressed state of the joint to a system of two partial differential equations with respect to the longitudinal movements of the base layers and obtaining the solution of the problem in an analytical form. The obtained solution is written in the form of functional series. The eigenfunctions are not orthogonal. Using the least squares method, the solution of the problem is reduced to a system of linear equations. The model problem for joining two aluminum plates of the same size has been solved. The results showed that the presence of non-adhesive area can significantly increase the stress near the edge of the adhesive layer. Corner points in the adhesive layer are especially dangerous from the strength point of view. The results were compared with the results of finite element modeling. The comparison showed that the proposed mathematical model has high accuracy for engineering calculations. This model can be developed to solve similar problems, for example, to study the stress state of the joint of coaxial pipes, which has defects in the adhesive layer.

Keywords: adhesive joint; analytical model; finite element method; phenomenon of non-adhesive; method of least squares.

Куреннов Сергій Сергійович – д-р техн. наук, доц., проф. каф. вищої математики та системного аналізу, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Барахов Костянтин Петрович – канд. техн. наук, доц. каф. вищої математики та системного аналізу, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Sergiy Kurennov – Doctor of Technical Science, Associate Professor, Professor of Department of Higher Mathematics and System Analysis, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: kurennov.ss@gmail.com, ORCID: 0000-0002-3835-3288.

Kostiantyn Barakhov – Candidate of Technical Science, Associate Professor of Department of Higher Mathematics and System Analysis, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: kpbarakhov@gmail.com, ORCID: 0000-0003-1714-7917.

УДК 629.7.013:681.7.055.2:006.91

doi: 10.32620/aktt.2023.3.03

Г. О. ЧЕРЕПАЩУК¹, О. П. ПОТИЛЬЧАК¹, І. Л. ЧУПОВА², С. В. КЛІМОВ²¹ *Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут", Харків, Україна*² *ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", Харків, Україна*

КОНТРОЛЬ ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ І ЙОГО МЕТРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Предметом вивчення в статті є процеси зважування та визначення положення центру ваги літальних апаратів. *Метою* є створення таких пристроїв зважування та визначення центрування літальних апаратів різних типів, які б переважали існуючі вбудовані системи як за простотою експлуатації, так і за точністю вимірювання ваги та визначення положення центру ваги літального апарату. *Завдання:* реалізація ваговимірювальної частини, яка б дозволяла з достатньою точністю отримати як загальну вагу літального апарату, так і значення ваги, котрі припадають на окремі опори шасі або стійки гідродіймачів; забезпечення вимірювання значень геометричних параметрів, необхідних для розрахунку положення центру ваги літального апарату; розробка методики розрахунку положення центру ваги літального апарату; впровадження метрологічного забезпечення визначення центрування літального апарату з використанням експериментально-аналітичного методу визначення похибок і методу метрологічної імітації. Отримані такі **результати**. Авторами запропоновано вдосконалити метод визначення центрування літальних апаратів, який базується на вимірюванні складових ваги літального апарату та геометричних параметрів за відповідною схемою вимірювань і з використанням сучасних високоточних вимірювачів із подальшим розрахунком положення центру ваги. Метод реалізовано у серії авіаційних тензометричних ваг з радіоканалом типу ВАТ та методиці розрахунку положення центру ваги літальних апаратів. Представлено варіанти методики розрахунку центрування літального апарату для двох варіантів реалізації авіаційних ваг: платформних і стійкових. Також авторами запропоновано застосування для метрологічного забезпечення контролю центрування літальних апаратів методу метрологічної імітації, який полягає у створенні лабораторної фізичної моделі досліджуваного об'єкта у зменшених масштабах та проведення експериментів на цій моделі. **Висновки.** Запропонований метод має низку переваг у порівнянні з виконанням експериментів над реальними літальними апаратами та використанням інших методів, а саме зменшення вартості, скорочення витрат часу, підвищення точності, наочність та повторюваність.

Ключові слова: центрування літального апарату; авіаційні ваги; середня аеродинамічна хорда; метрологічне забезпечення; метрологічна імітація.

Вступ

Актуальним завданням сучасного авіабудування є підвищення безпеки та економічності польотів. У сучасному світі, коли практично щомісяця надходять повідомлення про авіаційні катастрофи в різних частинах світу, особливої значущості набувають професії, від яких безпосередньо чи опосередковано залежить безпека польотів. Окрім професіоналізму пілотів та технічної служби гарантією безпеки польотів є й інші складові. Будь-який літак, що піднявся в повітря, крім високих льотно-тактичних даних, повинен бути врівноваженим, стійким і керованим. У оптимальному поєднанні цих трьох факторів основну роль відіграє центрування літака, тобто положення центру ваги літака відносно крила, вказане, зазвичай, у відсотках середньої аеродинамічної хорди (САХ).

Центр ваги – це основний показник центрування літака. Розташування центру ваги літака визначає балансування, стійкість і керованість літака на землі і особливо у повітрі, тобто ступінь безпеки польоту. Під стійкістю літака мається на увазі його здатність повертатися в положення рівноваги після збурення. Це означає, що літак, який зазнав будь-яке незначне збурення, наприклад, змінив кут атаки, повинен сам, без втручання пілота, повернутися до попереднього стану усталеного польоту. Польоти на нестійких літаках та необхідність компенсувати кожне, хоча б і незначне, збурення вимагають використання сучасних систем управління.

Центрування літака залежить від багатьох факторів і може змінюватися навіть протягом одного польоту. Особливо сильно позначається на поздовжній стійкості літака поздовжнє положення центру ваги. При переміщенні центру ваги назад стійкість літака

зменшується, а при переміщенні його вперед – підвищується, але до певної межі.

Отже, міра стійкості літака накладає суворі обмеження на межі переміщення центру ваги. Питання центрування починає вирішуватись ще на етапі проектування літака. У процесі проектування та виробництва літака необхідно вести ретельне спостереження за положенням центру ваги. Нерідко фактичне центрування збудованого літака не збігається з теоретичним. Більш передне центрування легше виправити, ніж заднє, зазвичай, для цього достатньо перерозподілити навантаження. Виправлення заднього центрування не обходиться без серйозних переробок, як, наприклад, збільшення виносу моторних гондол, пов'язане з переробкою підмоторних рам. Точне знання положення центру ваги важливе не тільки при проектуванні, виробництві та випробуваннях, але так само і під час експлуатації літака. Як правило, літак не можна допускати до польоту, якщо пілот не знає його центрування.

Для підвищення рівня безпеки польотів цивільної авіації відповідно до вимог ІСАО 9760 необхідно проводити зважування та визначати положення центру ваги всіх літаків у процесі їх експлуатації (один раз на чотири роки), а також при переобладнанні чи ремонті. Центрування є дуже важливою характеристикою літака, пов'язаною з його балансуванням, стійкістю та керованістю. Тому пілот повинен точно знати дозволений діапазон центрувань літака для того, щоб не вийти за його межі.

Таким чином, актуальною проблемою під час зважування та визначення центрування є розвиток відомих підходів, розробка ефективних методів зважування та підвищення його точності, а також алгоритмів чисельного вирішення цих задач [1 – 3].

Для вирішення задачі зважування та визначення центрування літальних апаратів (ЛА) запропоновано багато способів. Кожен з них має свої переваги та недоліки та розроблявся залежно від рівня розвитку техніки та досягнень науки. Для визначення центрування перших літаків застосовувався графічний метод, описаний у [4], згідно з яким літак зважувався в трьох положеннях, проводилися вимірювання відстаней від носка крила і хвостовика крила до осі коліс шасі в горизонтальній і вертикальній площині, а також відстані від двох точок, вибраних спереду і ззаду фюзеляжу, до проекції носка і хвостовика крила на вісь задніх коліс шасі по горизонталі та вертикалі. Після чого, будувалася в масштабі схема літака і графічною побудовою знаходилася точка перетину дотичних до кіл, проведених з вибраних на фюзеляжі точок, радіусами, рівними відстаням від цих точок до осі коліс шасі по вертикалі для кожного положення літака, яка і була центром його ваги. Для цього методу характерні суттєві недоліки, такі як:

- вплив на результат графічних похибок під час побудови;
- відсутність точного аналізу впливу похибок геометричних вимірювань;
- неможливість у процесі зважування швидко визначити положення центру ваги, виявити на місці можливі похибки у процесі зважування та геометричних вимірювань і відразу виправити їх, не повторюючи процес;
- труднощі у перевірці правильності результату для осіб, які не мають практичних навичок та не знайомі з усіма деталями такої побудови.

Для подолання недоліків графічного методу було розроблено аналітичний і, як варіант, графоаналітичний метод визначення положення центру ваги [4]. Згідно з цим методом, літак тричі зважується при різних кутах нахилу, після виконання вимірювань обчислюються кути нахилу, які входять до формули для визначення координат положення центру ваги по двох осях. Цей метод дає досить точні результати, має зрозумілий та простий алгоритм розрахунку. Але крім переваг метод має й недоліки, такі як:

- необхідність триразового зважування;
- потреба у різних підставках для забезпечення нахилу літака під різними кутами;
- проблемна реалізація для великовагових літаків.

Із розвитком технологій з'явилися нові методи зважування і розрахунку центрування. Так, у [5] пропонується встановлювати траверсу із системою навантаження датчика в герметичній порожнині на коромисло шасі. Прогин коромисла під дією ваги ЛА використовується для передавання зусилля через систему штовхача та гойдалки на датчик, котрий перетворює лінійне переміщення в електричний сигнал, який передається в обчислювач для визначення ваги та розрахунку центрування ЛА.

Відомий спосіб визначення ваги та положення центру ваги літака за допомогою обчислення зусиль, що діють на опори шасі, під час вимірюванні тиску в циліндрах амортизаторів опор шасі [6]. Незважаючи на простоту такої системи, реалізація зазначеного вимірювання стикається з принциповими складностями через наявність сил тертя у циліндрах амортизаторів опор шасі.

Спосіб вирішення даної задачі, запропонований у [7], передбачає встановлення датчика тиску газів в амортизаторах шасі, який вимірює тиск у процесі руління ЛА і передає свої покази в обчислювач, де проводиться їх усереднення і розрахунок ваги та положення центру ваги. Цей спосіб не враховує кут нахилу будівельної горизонталі фюзеляжу (БГФ) та кут установки крила, які впливають на величину центрування.

Відомий спосіб зважування та визначення центрування [8] за допомогою лазерного випромінювача, що встановлюється на фюзеляж ЛА і скануючого пристрою, який встановлюють під лазерним випромінювачем так, щоб проекція світлового конуса розташовувалась приблизно в центрі його робочої поверхні. У процесі завантаження ЛА змінюються його характеристики, отже, відповідно змінюється геометрія світлової плями на поверхні скануючого пристрою. Ця зміна обробляється в обчислювальному пристрої за допомогою спеціальної програми. Інформація про зміну ваги та центрування ЛА відображається на моніторі.

У [9] пропонується використання послідовно з'єднаних п'єзоелектричних датчиків тиску, розміщених у місцях кріплення стійок шасі, процесора і пристрою відображення, встановлених у кабіні екіпажу.

У патентах [10, 11] авторами цієї статті запропоновано спосіб визначення ваги та положення центра ваги літального апарата, а також пристрій, у якому даний спосіб реалізовано. Згідно з цим способом вагу та положення центру ваги ЛА визначають за допомогою вимірювання стану циліндрів кожної амортизаційної опори шасі. В якості датчика стану циліндрів запропоновано використовувати оптичний далекомір. Для отримання залежностей величин ходу штоків циліндрів від сил, діючих на опори шасі, попередньо проводять експериментальне градування циліндрів шляхом підняття завантаженого ЛА за допомогою гідропідіймачів.

Спільним недоліком методів, розглянутих у роботах [5 – 11], є те, що вони передбачають встановлення на ЛА додаткових датчиків, обладнання місць для їх встановлення, прокладання ліній зв'язку в кабіну пілота та встановлення обчислювача. До цього додається також проблема недостатньої точності, оскільки зважування літака здійснюється опосередковано.

Таким чином, актуальною є проблема розробки таких методів, які дозволять створювати пристрої зважування та визначення центрування ЛА, котрі були б більш простими та надійними в експлуатації при прийнятній точності. Також важливою задачею є вдосконалення метрологічного забезпечення таких пристроїв для підтвердження точності визначення ваги та положення центру ваги ЛА.

1. Постановка задачі

Метою авторів було створення таких пристроїв зважування та визначення центрування ЛА різних типів, які б переважали розглянуті вище вбудовані системи як за простотою експлуатації, так і за точністю вимірювання ваги та визначення положення центру

ваги ЛА. Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі задачі:

- реалізація ваговимірювальної частини, яка б дозволяла з достатньою точністю отримати як загальну вагу ЛА, так і значення ваги, котрі припадають на окремі опори шасі або стійки гідропідіймачів;
- забезпечення вимірювання значень геометричних параметрів, необхідних для розрахунку положення центру ваги ЛА;
- розробка методики розрахунку положення центру ваги ЛА;
- впровадження метрологічного забезпечення визначення центрування ЛА з використанням експериментально-аналітичного методу визначення похибок і методу метрологічної імітації.

2. Результати досліджень

Для вирішення поставлених задач авторами запропоновано вдосконалити метод визначення центрування ЛА, який базується на вимірюванні складових ваги ЛА та геометричних параметрів за відповідною схемою вимірювань і з використанням сучасних високоточних вимірювачів із подальшим автоматизованим розрахунком положення центру ваги. Метод реалізовано у серії авіаційних тензометричних ваг з радіоканалом типу ВАТ, створених у ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", та методиці розрахунку положення центру ваги ЛА. Ваги типу ВАТ складаються з вимірювальної частини та програмного забезпечення для обчислення положення центру ваги ЛА. Залежно від конструкції вимірювальної частини ваги ВАТ мають два різновиди: платформні та стійкові ваги.

Платформні ваги, які переважно використовуються для зважування ЛА загальною вагою до 40 тонн, мають у своєму складі від 3-х до 6-ти ваговимірювальних платформ. Для зважування ЛА накочують на платформи по спеціальних пандусах. Кожна платформа містить чотири тензодатчики, блок нормуючого перетворювача з радіопередавачем та акумуляторний блок. На рис. 1 зображено комплект ваговимірювальних платформ авіаційних ваг ВАТ-40РП із найбільшою межею зважування 40 тонн.

Стойкові ваги, за допомогою яких можна зважувати і більш важкі ЛА, замість платформ мають у своєму складі три або чотири вимірювальні блоки, призначених для встановлення на штоки гідропідіймачів. До складу кожного вимірювального блоку входять тензодатчик, блок нормуючого перетворювача з радіопередавачем та акумуляторний блок. На рис. 2 зображено комплект вимірювальних блоків авіаційних ваг ВАТ-40Р із найбільшою межею зважування 40 тонн.



Рис. 1. Комплект ваговимірювальних платформ авіаційних ваг ВАТ-40РП



Рис. 2. Комплект вимірювальних блоків авіаційних ваг ВАТ-40Р

Вимірювальна інформація від кожної платформи або вимірювального блока передається через радіоканал у ваговий термінал, у якому здійснюється підготовка даних для передавання на персональний комп'ютер (ПК), де встановлено програму розрахунку центрування. Крім даних про вагу ЛА у програму необхідно ввести також геометричні параметри, отримані згідно з відповідною схемою геометричних вимірювань за допомогою точних лазерних далекомірів. Алгоритм розрахунку ґрунтується на рівнянні моментів та формулах переходу положення центру тяжіння із системи координат ЛА в крилову систему координат. На рис. 3 зображено ваговий термінал авіаційних ваг, підключений до ПК з програмою розрахунку центрування. На рис. 4 показано загальний вигляд вікна програми розрахунку центрування літака Ан-225 "Мрія".



Рис. 3. Ваговий термінал авіаційних ваг, підключений до ПК

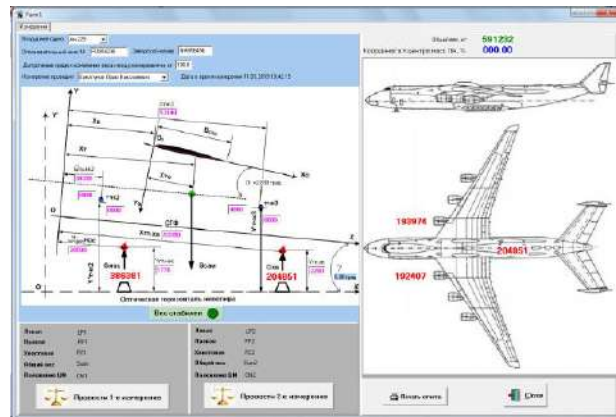


Рис. 4. Загальний вигляд вікна програми розрахунку центрування літака Ан-225 "Мрія"

На рис. 5 зображено структурну схему стійкових авіаційних ваг ВАТ-300Р із найбільшою межею зважування 300 тонн.

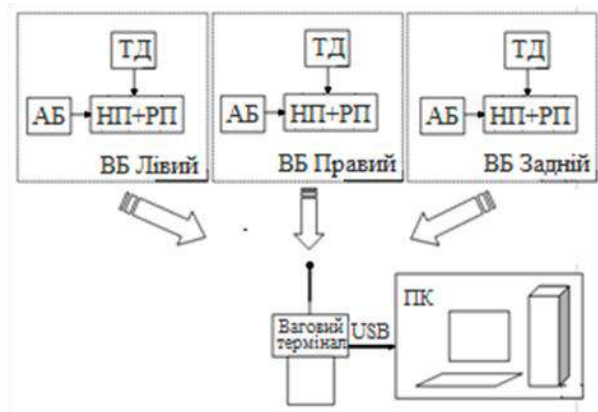


Рис. 5. Структурна схема авіаційних ваг ВАТ-300Р:
ТД – тензодатчик, АБ – акумуляторний блок,
НП – нормуючий перетворювач,
РП – радіопередавач, ВБ – вимірювальний блок

Основні технічні характеристики авіаційних ваг:

- приведена похибка: 0,1 %;
- категорія точності тензодатчиків: С3;
- найбільша межа зважування:
 - платформні ваги: від 5 до 40 тонн;
 - стійкові ваги: від 20 до 300 тонн;
- робоча частота радіоканалу: 433 МГц;
- дальність радіозв'язку: 100 м;
- електричне живлення:
 - вимірювальний блок (ваговимірювальна платформа): свинцево-кислотна батарея 6 В;
 - ваговий термінал: 4 батареї типу АА.

Далі будуть розглянуті особливості розрахунку положення центру ваги ЛА за результатами зважування на платформних та стійкових вагах.

2.1. Платформні ваги

Як приклад розглянемо процес зважування та розрахунку центрування літака Ан-24 з використанням авіаційних платформних ваг ВАТ-23Р. Ваги складаються з двох платформ вантажопідйомністю 10 тонн кожна, які підкладаються під задні колеса, однієї платформи вантажопідйомністю 3 тонни, що підкладається під передні колеса, шести пандусів та вагового терміналу.

Після встановлення платформ із пандусами перед колесами літак наочується на платформи (рис. 6). Можливе встановлення літака на платформи без використання пандусів. У цьому випадку літак піднімається на гідропідіймачах, платформи підкладаються під колеса, після чого літак опускається. Інформація про загальну вагу літака і навантаження на кожній платформі передається на ПК. Після цього необхідно ввести у програму результати геометричних вимірювань, які проводяться згідно з рис. 7.



Рис. 6. Зважування літака на платформних вагах

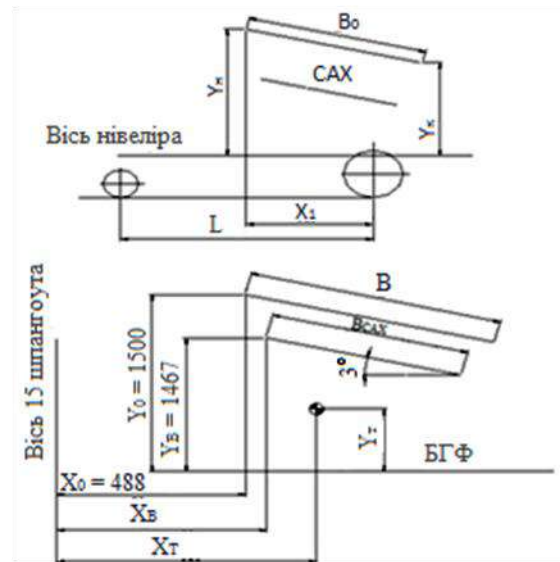


Рис. 7. Схема геометричних вимірювань для розрахунку центрування літака

Для розрахунку центрування літака використовується рівняння рівноваги моментів сил, причому за центр обертання приймається вісь задніх коліс. Координата центру ваги $X_{Т0}$, виражена у відсотках від довжини САХ крила, розраховується за такими формулами [12]:

$$X_{ТЗ} = \frac{(P_{п1} + P_{п2})L}{P_{заг}}$$

$$Y_{н} = \frac{Y_{нлів} + Y_{нпр}}{2}$$

$$Y_{к} = \frac{Y_{клів} + Y_{кпр}}{2}$$

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{Y_{н} - Y_{к}}{B_0}\right)$$

$$X_{Т} = X_0 + \frac{(Y_0 - Y_{Т}) \sin(\gamma - \alpha) + X_1 - X_{ТЗ}}{\cos(\gamma - \alpha)}$$

$$X_{Т0} = \frac{X_{Т} - X_{Б} + (Y_{В} - Y_{Т}) \sin \alpha}{B_{САХ}}$$

Для виконання розрахунків програма потребує введення наступних параметрів:

- $P_{п1}$ і $P_{п2}$ – вага виміряна платформами під лівим і правим задніми колесами шасі літака;
- $P_{заг}$ – загальна вага літака;
- L – відстань між віссю переднього колеса та віссю задніх коліс, мм;
- $\alpha = 3^\circ$ – кут між САХ і БГФ, введено за замовчанням;

- X_1 – відстань від передньої кромки прямої частини крила до осі задніх коліс шасі, мм;
- $X_0 = 488$ мм – відстань від осі 15 шпангоута до передньої кромки прямої частини крила, введено за замовчанням;
- X_b – відстань від осі 15 шпангоута до носка САХ, введено за замовчанням;
- $V_{САХ}$ – довжина САХ крила, введено за замовчанням;
- V_0 – хорда обміру крила, введено за замовчанням;
- $Y_T = 670$ мм – введено за замовчанням;
- $Y_b = 1467$ мм – відстань від носка САХ до БГФ, введено за замовчанням;
- $Y_0 = 1500$ мм – відстань від хорди обміру до БГФ, введено за замовчанням;
- $Y_{нлів}, Y_{нпр}$ – висота над поверхнею передньої кромки прямої частини лівого і правого крила відповідно;
- $Y_{клів}, Y_{кпр}$ – висота над поверхнею задньої кромки прямої частини лівого і правого крила відповідно;
- $X_{тз}$ – відстань від осі задніх коліс шасі до центру ваги;
- γ – кут між горизонталлю та БГФ, обчислюється за результатами геометричних вимірювань.

2.2. Стійкові ваги

Визначення положення центру ваги літака з використанням стійкових ваг відрізняється організацією процесу зважування. Вимірювальні блоки стійкових ваг встановлюються на гідропідіймачі, як показано на рис. 8, після чого літак піднімається. Інформація про загальну вагу літака і навантаження на кожний вимірювальний блок передається на ПК. Після цього, як і при використанні платформних ваг, у програму вводяться результати геометричних вимірювань.



Рис. 8. Вимірювальний блок стійкових авіаційних ваг, встановлений на гідропідіймач

Розглянемо алгоритм визначення центрування літаків Ан-225 "Мрія" та Ан-124 "Руслан" з використанням авіаційних стійкових ваг ВАТ-300Р. Під час проведення розрахунків використовуються дві системи координат:

- система координат літака ХОУ, у якій вісь Х збігається з БГФ, а вісь У спрямована вгору перпендикулярно до БГФ;
- крилова система координат Х'О'У', у якій вісь Х' проходить від носка САХ по хорді, а вісь У' спрямована вниз перпендикулярно до САХ.

Алгоритм передбачає дворазове зважування літака з використанням трьох вимірювальних блоків, встановлених на лівому і правому основних та хвостовому гідропідіймачах. Під час кожного зважування визначаються:

1. Загальна вага порожнього літака в комплектції на момент зважування, як сума навантажень на кожний вимірювальний блок:

$$P_{заг} = P_{лів} + P_{пр} + P_{хв}.$$

2. Кут між БГФ та оптичною горизонталлю нівеліра за формулою:

$$\gamma = \arcsin \frac{Y'_{тчк2} - Y'_{тчк3}}{X_{тчк2} - X_{тчк3}},$$

де $X_{тчк2}, X_{тчк3}$ – координати реперних точок тчк2 і тчк3 у системі координат літака,

$Y'_{тчк2}, Y'_{тчк3}$ – перевищення реперних точок тчк2 і тчк3 над оптичною віссю нівеліра у криловій системі координат визначаються, як середні арифметичні значення перевищень, виміряних з лівої та правої сторони фюзеляжу:

$$Y'_{тчк2} = \frac{Y'_{тчк2\ лів} + Y'_{тчк2\ пр}}{2},$$

$$Y'_{тчк3} = \frac{Y'_{тчк3\ лів} + Y'_{тчк3\ пр}}{2}.$$

3. Відстань між осями гідропідіймачів у криловій системі координат за формулою:

$$L = (X_{гп\ хв} - X_{гп\ осн})\cos\gamma - (Y_{гп\ хв} - Y_{гп\ осн})\sin\gamma,$$

де $X_{гп\ хв}, Y_{гп\ хв}$ – координати вузла встановлення хвостового гідропідіймача у системі координат літака,

$X_{гп\ осн}, Y_{гп\ осн}$ – координати вузлів встановлення основних гідропідіймачів у системі координат літака.

4. Положення центру ваги літака у криловій системі координат за формулою:

$$X'_T = \frac{P_{хв}L}{P_{заг}}.$$

5. Положення центру ваги літака у системі координат літака за формулою

$$X_T = X_{\text{гп осн}} + \frac{X'_T}{\cos\gamma} - (Y_{\text{гп осн}} + Y_T)\text{tg}\gamma,$$

де Y_T – вертикальна координата центру ваги літака у системі координат літака.

Результат зважування визначається усередненням вимірних значень загальної ваги літака, отриманих під час першого та другого зважувань:

$$P_{\text{зар}} = \frac{P_{\text{зар1}} + P_{\text{зар2}}}{2}.$$

Середнє значення положення центру ваги літака у системі координат літака визначається за формулою:

$$X_T = \frac{X_{T1} + X_{T2}}{2},$$

де X_{T1} , X_{T2} – координати центру ваги літака у системі координат літака, розраховані за результатами першого та другого зважувань.

Центрування порожнього літака, виражене у відсотках від САХ, визначається за формулою:

$$X_{T0} = \frac{(X_T - X_B)\cos\alpha + (Y_B - Y_T)\sin\alpha}{B_{\text{САХ}}},$$

де α – кут у площині симетрії літака між САХ і БГФ, X_B , Y_B – координати носка САХ крила у системі координат літака,

$B_{\text{САХ}}$ – довжина САХ крила.

2.3. Особливості зважування і визначення центрування вертольотів

Основною особливістю визначення центрування вертольотів є те, що центрування виражається не у відсотках від довжини САХ крила, як у літаків, а у відхиленні положення центру ваги від осі несучого гвинта. Несучий гвинт при цьому має бути у вертикальному положенні, якого досягають встановленням необхідних перевищень відповідних реперних точок одна над одною. Найбільш зручними для цього є стійкові ваги, оскільки встановити несучий гвинт у вертикальне положення можна за допомогою гідропідіймачів. При використанні платформних ваг встановлення несучого гвинта у вертикаль викликає певні труднощі. Необхідно мати набір підкладок різної товщини, що підкладаються під колеса вертольота. Вагу цих підкладок потрібно враховувати у подальших розрахунках. В іншому зважування літаків і вертольотів не відрізняється.

2.4. Особливості метрологічного забезпечення контролю центрування літальних апаратів

Ваговимірювальна частина авіаційних тензометричних ваг з радіоканалом типу ВАТ проходить первинну та періодичну оцінку відповідності у лабораторії ДП "Харківстандартметрологія". Але похибка вимірювання складових ваги ЛА – це тільки один з факторів, що впливають на похибку визначення положення центру ваги. У загальному вигляді центрування ЛА X_T є функцією ряду параметрів:

$$X_T = f(B_{\text{САХ}}, C, D, G, E),$$

де C – геометричні параметри, котрі вимірюються для кожного типу ЛА,

D – конструктивні параметри, наведені у технічній документації на кожний тип ЛА,

G – значення складових загальної ваги ЛА, отримані під час зважування,

E – геометричні параметри, що регулюються під час зважування ЛА.

Для оцінки похибки визначення центрування використовується методика визначення похибки непрямих вимірювань, подібна до описаної у [13]:

$$\Delta X_T = \left(\frac{\partial f}{\partial B_{\text{САХ}}}\right)\Delta B_{\text{САХ}} + \left(\frac{\partial f}{\partial C}\right)\Delta C + \left(\frac{\partial f}{\partial D}\right)\Delta D + \left(\frac{\partial f}{\partial G}\right)\Delta G + \left(\frac{\partial f}{\partial E}\right)\Delta E,$$

де $\frac{\partial f}{\partial B_{\text{САХ}}}$, $\frac{\partial f}{\partial C}$, $\frac{\partial f}{\partial D}$, $\frac{\partial f}{\partial G}$, $\frac{\partial f}{\partial E}$ – часткові похідні функції X_T відповідним аргументам,

$\Delta B_{\text{САХ}}$ – похибка визначення довжини САХ,

ΔC – похибка вимірювання геометричних параметрів ЛА,

ΔD – похибка задавання конструктивних параметрів ЛА,

ΔG – похибка вимірювання значень складових загальної ваги ЛА,

ΔE – похибка встановлення геометричних параметрів, що регулюються під час зважування ЛА.

Як зазначають автори статті [14], така розрахункова оцінка точності визначення центру ваги ЛА є наближеною та досить грубою, тому бажано здійснювати прямі вимірювання координат центру ваги та порівнювати їх з результатом розрахунку за наведеним вище алгоритмом. Виходячи з цього, автори пропонують застосовувати для метрологічного забезпечення контролю центрування ЛА метод метрологічної імітації, описаний у статті [15], який полягає у створенні лабораторної фізичної моделі, що імітує досліджуваній об'єкт у зменшених масштабах, та

проведенні експериментів на цій моделі. Як лабораторну фізичну модель авторами [16] запропоновано пристрій, який дозволяє налагоджувати і калібрувати авіаційні ваги (рис. 9).

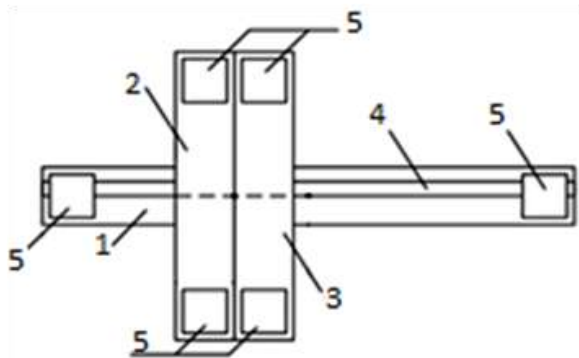


Рис. 9. Спрощена схема фізичної моделі ЛА

Фізична модель складається з поздовжньої балки 1 з нанесеною на неї лінійкою-шкалою 4 і поперечної балки 2, яка вільно переміщується балкою 1 і може бути точно зафіксована на ній в заданому положенні. На кінцях балок передбачені місця 5 для навантаження моделі зразковими вантажами. Таким чином, створюється можливість шляхом переміщення поперечної балки, що імітує крила ЛА, уздовж поздовжньої балки, що імітує фюзеляж ЛА, і навантаження балок у фіксованих точках зразковими вантажами точно регулювати положення центру ваги фізичної моделі об'єкта вимірювань. Кінці поперечної балки (у точках прикладення додаткового навантаження) і початок поздовжньої балки встановлюються на тензодатчики сили. Тензодатчики пристрою мають такі ж точнісні характеристики, як і тензодатчики досліджуваних авіаційних ваг, але менший у кілька разів порівняно з ними діапазон вимірювання. Таким чином, пристрій має три опори, відповідні шасі носової частини, а також лівому і правому основним шасі. При необхідності дослідження систем з великою кількістю опор до конструкції може бути додана ще одна поперечна балка 3 з такими ж конструктивними і точнісними параметрами, як і у першій балки. Точність характеристик запропонованого пристрою визначається геометричними та ваговими параметрами та залежить від точності завдання ваги та геометричних розмірів її конструкції.

У процесі метрологічних досліджень за цим методом нормуючі перетворювачі авіаційних ваг відключаються від виходів штатних тензодатчиків і з'єднуються з тензодатчиками пристрою. Випробування проводяться при декількох положеннях поперечної балки, контрольованих за шкалою лінійки, і декількох значеннях ваги, що задаються зразковими вантажами. Отримані за показами ваг положення центру

ваги порівнюються із зразковими значеннями, знайденими шляхом розрахунку. Розрахунок здійснюється за досить простими і точними математичними співвідношеннями, що відповідають конструктивній схемі пристрою. Порівняння вимірних значень положення центру ваги із зразковими дозволяє оцінити статичні характеристики перетворення та точність досліджуваних авіаційних ваг. Результовача похибка обчислюється з урахуванням похибки фізичної моделі та похибки, зумовленої заміною реального об'єкта пристроєм.

Застосування методу метрологічної імітації є доцільним ще й тому, що відтворення еталонного досліджуваного об'єкта в реальному масштабі практично неможливе. Висновки, отримані завдяки імітації, можуть бути поширені на об'єкт у реальному масштабі. За твердженням авторів цей метод дає надійні результати у разі дотримання подібності реального об'єкта і моделі. Цей метод поки не знайшов широкого застосування, хоча має низку переваг у порівнянні з виконанням експериментів над реальними ЛА та використанням інших методів, а саме зменшення вартості, скорочення витрат часу, підвищення точності, наочність та повторюваність.

Висновки

Розглянуто актуальність та важливість задачі зважування та визначення центрування літака. Запропоновано варіанти конструкції ваг для різних типів літаків, показано переваги кожного варіанту, описано методику зважування та алгоритм розрахунку центрування літака при використанні платформних та стійкових ваг. Також розглянуті питання метрологічного забезпечення зважування та контролю центрування ЛА.

Подальші дослідження процесів зважування та визначення положення центру ваги літальних апаратів будуть спрямовані на розробку нових конструктивних рішень широкодіапазонних авіаційних тензометричних ваг, які об'єднують переваги платформних та стійкових різновидів і можуть бути використані для зважування ЛА різних типів і ваги. Крім цього, буде вирішуватись проблема автоматизації процесів метрологічного забезпечення центрування ЛА, що дасть можливість підвищити точність і надійність його результатів.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Г. О. Черепашук, І. Л. Чупова; огляд та аналіз інформаційних джерел – Г. О. Черепашук, О. П. Потильчак; розробка та впровадження авіаційних ваг – Г. О. Черепашук, О. П. Потильчак, С. В. Клімов; розробка алгоритмів розрахунку центрування літака – С. В. Клімов; розробка концепції метрологічного

забезпечення зважування та контролю центрування ЛА – Г. О. Черепашук.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Optimization approach to the aircraft weight and balance problem with the centre of gravity envelope constraints [Text] / X. Zhao, Y. Yuan, Y. Dong, R. Zhao // IET Intelligent Transport Systems. – 2021. – vol. 15, no. 10. – P. 1269-1286. DOI: 10.1049/itr2.12096.
2. Vyshinskii, L. L. Automated system of aircraft weight designing [Text] / L. L. Vyshinskii, Y. A. Flerov, N. I. Shirokov // Informatics and its appliance. – 2021. – ch. 12, Release 1. – P. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103.
3. Tsukanov, R. Transport category airplane flight range calculation accounting center-of-gravity position shift and engine throttling characteristics [Text] / R. Tsukanov, V. Ryabkov // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 5. – С. 4-14. DOI: 10.32620/akt.2021.5.01.
4. Строгонов, А. Г. Центровка самолета. [Текст] / А. Г. Строгонов. – М. : Оборонгиз, 1940. – 78 с.
5. А. с. 164449 СССР, МПК G 011, В 64с. Бортовое устройство для автоматического определения веса и центровки самолета на земле [Текст] / В. М. Шейнин, А. А. Масленников (СССР). – №718593/40-23 ; заявл. 04.11.1962 ; опубл. 13.08.1964, Бюл. № 15. – 2 с. : ил.
6. Pat. 7281418 B2 USA, Int. CI B 64 C 17/00, G 01 C 19/03. System and method of measuring weight of passengers and luggage, and weight distribution of aircraft [Text] / Aris Mardirossian. – № 11/178596 ; fill. 12.07.2005 ; publ. 18.01.2007.
7. Пат. 2319115 Российская Федерация, МПК G 01 G 19/07. Способ определения веса и положения центра тяжести самолета [Текст] / Миронов А. Д., Юнисов Р. Р., Иванов М. Т. ; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова" ; заявл. 15.05.2006 ; опубл. 10.03.2008.
8. Пат. 2172475 Российская Федерация, МПК G01G 19/07. Способ определения взлетной массы и центровки летательного аппарата [Текст] / Ахметшин Р. М., Ощепков Н. М., Кузнецов О. Г., Петров П. Г., Кружков В. Н. ; заявл. 31.05.2000 ; опубл. 20.08.2001.
9. Пат. 2465558 Российская Федерация, МПК G01G 19/07. Устройство для определения массы летательного аппарата [Текст] / Ефанов В. В., Мужичек С. М. ; патентообладатель Ефанов В. В., Мужичек С. М. ; заявл. 14.02.2011 ; опубл. 27.10.2012.
10. Пат. 130386 Україна, МПК G01G 19/07. Спосіб визначення ваги та положення центра ваги літального апарата [Текст] / Черепашук Г. О., Потильчак О. П., Сирота О. В. ; заявник і патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» ; заявл. 15.05.2018 ; опубл. 10.12.2018., Бюл. №23.
11. Пат. 130399 Україна, МПК G01G 19/07. Пристрій для визначення ваги та положення центра ваги літального апарата [Текст] / Черепашук Г. О., Потильчак О. П., Калашиников Є. Є. ; заявник і патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» ; заявл. 17.05.2018 ; опубл. 10.12.2018., Бюл. №23.
12. Самолеты Ан-24, Ан-24Т, Ан-26, Ан-30, Ан-32 и их модификации. Определение массы и центровки взвешиванием самолетов, находящихся в эксплуатации, после капитальных ремонтов, доработок, при модифицировании и контрольные взвешивания. Инструкция №24.00.0000.703.000И [Рукопись] : утв. зам. ген. конструктора ГАК "Антонов" 30.12.2008.
13. Подгорський, К. М. Аналіз точності експериментального визначення ККД вентилятора з використанням вимірювачів крутильного моменту [Текст] / К. М. Подгорський, С. В. Єніфанов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 1. – С. 35-46. DOI: 10.32620/akt.2023.1.04.
14. Борзенкова, А. В. Оценка неопределенности измерения положения центра тяжести летательных аппаратов [Текст] / А. В. Борзенкова, Г. А. Черепашук // Системи обробки інформації: невизначеність вимірювань: наукові, нормативні, прикладні та методичні аспекти / М-во оборони України. – Х., 2012. – Вип. 1(99). – С. 55-58.
15. Соколовский, С. С. Метрологическое моделирование как основа проектирования и реализации методик выполнения измерений [Текст] / С. С. Соколовский, Д. В. Соломахо, Б. В. Цитович // Приборы и методы измерений. – 2010. – № 1. – С. 147-152.
16. Пат. 102790 Україна, МПК G01 25/00. Пристрій для калібрування систем зважування та центрування літальних апаратів [Текст] / Борзенкова Г. В., Черепашук Г. О. ; заявник і патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» ; заявл. 10.04.2015 ; опубл. 25.11.2015, Бюл. № 22.

References

1. Zhao, X., Yuan, Y., Dong, Y. & Zhao, R. Optimization approach to the aircraft weight and balance problem with the centre of gravity envelope constraints, *IET Intelligent Transport Systems*, 2021, vol. 15, no. 10, pp. 1269-1286. DOI: 10.1049/itr2.12096.
2. Vyshinskii, L. L., Flerov, Y. A. & Shirokov, N. I. Automated system of aircraft weight designing. *Informatics and its appliance*, 2021, ch.12, release 1, pp. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103.
3. Tsukanov, R. & Ryabkov, V. Transport category airplane flight range calculation accounting center-of-gravity position shift and engine throttling characteristics. *Aerospace Technic and Technology*, 2021, no. 5, pp. 4-14. DOI: 10.32620/akt.2021.5.01.
4. Stroganov, A. G. *Tsentrovka samoleta* [Aircraft balance]. Moscow, Oborongiz Publ., 1940. 78 p.
5. Sheinin, V. M. & Maslennikov, A. A. *Bortovoe ustroistvo dlya avtomaticheskogo opredeleniya vesa i tsentrovki samoleta na zemle* [On-board device for automatic determination of the weight and balance of the aircraft on the ground]. Copyright certificate USSR, no. 164449, 1964.
6. Mardirossian, A. *System and method of measuring weight of passengers and luggage, and weight distribution of aircraft*. Patent USA no. 7281418 B2, 2007.
7. Mironov, A. D., Yunisov, R. R. & Ivanov, M. T. *Sposob opredeleniya vesa i polozheniya tsentra tyazhesti samoleta* [Method for determining the weight and position of the center of gravity of an aircraft]. Patent RF no. 2319115, 2008.
8. Akhmetshin, R. M., Oshchepkov, N. M., Kuznetsov, O. G., Petrov, P. G. & Kruzhkov, V. N. *Sposob opredeleniya vzletnoi massy i tsentrovki letatel'nogo aparata* [Method for determining the takeoff weight and centering of the aircraft]. Patent RF no. 2172475, 2001.
9. Efanov, V. V. & Muzhichek, S. M. *Ustroistvo dlya opredeleniya massy letatel'nogo aparata* [Device for determining the mass of an aircraft]. Patent RF no. 2465558, 2012.
10. Cherepashchuk, H. O., Potyl'chak, O. P. & Syrota, O. V. *Sposib vyznachennya vahy ta polozhennya tsentra vahy lital'noho aparata* [The method of determining the weight and position of the center of gravity of the aircraft]. Patent Ukraine no. 130386, 2018.
11. Cherepashchuk, H. O., Potyl'chak, O. P. & Kalashnikov, Ye. Ye. *Prystriy dlya vyznachennya vahy ta polozhennya tsentra vahy lital'noho aparata* [A device for determining the weight and position of the center of gravity of an aircraft]. Patent Ukraine no. 130399, 2018.
12. *Samolety An-24, An-24T, An-26, An-30, An-32 i ikh modifikatsii. Opredelenie massy i tsentrovki vzveshivaniem samoletov, nakhodyashchikhsya v ekspluatatsii, posle kapital'nykh remontov, dorabotok, pri modifitsirovanii i kontrol'nye vzveshivaniya* [Aircraft An-24, An-24T, An-26, An-30, An-32 and their modifications. Determination of the weight and balance by weighing aircraft in service after overhauls, modifications, modifications and control weighing]. Instruction no. 24.00.0000.703.000I, 2008. (In Russian, unpublished).
13. Podhors'kyy, K. M. & Yepifanov, S. V. Analiz tochnosti eksperymen-tal'noho vyznachennya KKD ventylyatora z vykorystannyam vymiryuvachiv krutyl'noho momentu [Analysis of accuracy of experimental determination of fan efficiency using torque meters]. *Aviatsiynokosmichna tekhnika i tekhnolohiya – Aerospace Technic and Technology*, 2023, no. 1, pp. 35-46. DOI: 10.32620/akt.2023.1.04.
14. Borzenkova, A. V., Cherepashchuk, G. A. Otsenka neopredelennosti izmereniya polozheniya tsentra tyazhesti letatel'nykh apparatov [Estimation of uncertainty in measuring the position of the center of gravity of aircraft]. *Systemy obrobky informatsiy: nevyznachenist' vymiryuvan': naukovy, normatyvni, prykladni ta metodychni aspekty – Information processing systems: measurement uncertainty: scientific, normative, applied and methodical aspects*, 2012, no. 1 (99), pp. 55-58.
15. Sokolovskii, S. S., Solomakho, D. V., B. V. Tsi-tovich, D. V. Metrologicheskoe modelirovanie kak osnova proektirovaniya i realizatsii metodik vypolneniya izmerenii [Metrological modeling as the basis for the design and implementation of measurement methods]. *Pribory i metody izmerenii – Instruments and measurement methods*, 2010, no. 1, pp. 147-152.
16. Borzenkova, H. V. & Cherepashchuk, H. O. *Prystriy dlya kalibruvannya system zvazhuvannya ta tsentruvannya lital'nykh aparativ* [Device for calibrating aircraft weighing and balancing systems]. Patent Ukraine no. 102790, 2015.

Надійшла до редакції 13.04.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023.

CONTROL OF AIRCRAFTS BALANCE AND ITS METROLOGICAL ASSURANCE

Grygorii Cherepashchuk, Oleksii Potylchak, Iryna Chupova,
Stanislav Klimov

The **subject matter** of the article is the process of weighing and determining the position of the center of gravity of the aircraft. The **goal** is the creation of devices for weighing and determining the centering of aircraft of various

types, which would prevail over the existing built-in systems both in terms of ease of operation and in terms of the accuracy of weight measurement and determination of the position of the center of gravity of the aircraft. The **tasks** to be solved are: the implementation of the weighing part, which would allow obtaining with sufficient accuracy both the total weight of the aircraft and the weight values that fall on individual supports of the chassis or hydraulic jack stands; providing measurement of the values of geometric parameters necessary for calculating the position of the center of gravity of the aircraft; development of the methodology for calculating the position of the center of gravity of the aircraft; introduction of metrological assurance for determining the centering of an aircraft using the experimental and analytical method of determining errors and the method of metrological simulation. The following **results** were obtained: the authors proposed to improve the method of determining the centering of aircraft, which is based on the measurement of the weight components of the aircraft and geometric parameters according to the appropriate measurement scheme and using modern high-precision meters with the subsequent calculation of the position of the center of gravity. The method is implemented in a series of aviation tensometric scales with a VAT type radio channel and a methodology for calculating the position of the center of gravity of aircraft. Variants of the methodology for calculating the centering of the aircraft are presented for two options for the implementation of aircraft scales: platform and jack point. The authors also proposed the use of the method of metrological simulation for metrological assurance of control of the aircraft balance, which consists of creating a laboratory physical model of the object under investigation on a reduced scale and conducting experiments on this model. **Conclusions.** The proposed method has several advantages compared to performing experiments on real aircraft and the use of other methods, namely, cost reduction, time reduction, increased accuracy, clarity, and repeatability.

Keywords: aircraft balancing; aviation scales; average aerodynamic chord; metrological assurance; metrological simulation.

Черепашук Григорій Олександрович – канд. техн. наук, доц., проф. кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Потильчак Олексій Петрович – канд. техн. наук, доц., доц. кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Чупова Ірина Леонідівна – директор ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", Харків, Україна.

Клімов Станіслав Васильович – гол. конструктор ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", Харків, Україна.

Grygorii Cherepashchuk – Candidate of Sciences (Engineering), Professor of the Department of Intelligent Measuring Systems and Quality Engineering, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: cherepaschuk@bigmir.net, ORCID: 0000-0002-2983-4055.

Oleksii Potylchak – Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of the Department of Intelligent Measuring Systems and Quality Engineering, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: o.potylchak@khai.edu, ORCID: 0000-0002-5729-7429, Scopus Author ID: 57222090890.

Iryna Chupova – Director, Engineering Bureau of Aviation Institute, Ltd., Kharkiv, Ukraine,
e-mail: inburo@ukr.net.

Stanislav Klimov – Chief Designer, Engineering Bureau of Aviation Institute, Ltd., Kharkiv, Ukraine,
e-mail: stasklimov@ukr.net, ORCID: 0009-0002-8758-8160.

УДК 621.452.322.026.7:531.41:531.781

doi: 10.32620/aktt.2023.3.04

К. М. ПОДГОРСЬКИЙ, С. В. ЄПІФАНОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ПОХИБОК ВИМІРЮВАННЯ НА АБСОЛЮТНІ ПОХИБКИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ККД ВЕНТИЛЯТОРА

Предметом дослідження є процеси експериментального визначення характеристик вентиляторів турбореактивних двоконтурних двигунів із високим і надвисоким ступенем двоконтурності. Підвищення ККД вентиляторів двигунів зазначеного класу потребує вирішення низки складних взаємопов'язаних проблем, однією з яких є визначення характеристик за результатами випробувань. **Метою** є обґрунтування необхідності використання методу, оснований на вимірюванні крутильного моменту, та формування вимог щодо точності його вимірювання. **Задачі:** уточнення отриманих раніше зв'язків між похибками вимірювання й точністю визначення ККД і витрати повітря, формування універсальних залежностей, які дозволяють аналізувати абсолютні похибки визначення ККД будь-якого вентилятора або компресора за відомими похибками вимірювання, аналіз точності альтернативних методів організації вимірювань і розрахунків зазначених параметрів, порівняльне дослідження зазначених методів і формування рекомендацій щодо їх практичного використання на прикладі характеристики реального вентилятора. Для цього використовуються аналітичні **методи** аналізу похибок, оснований на методах аналізу випадкових величин. Отримано наступні **результати:** уточнено формули, які пов'язують абсолютні похибки розрахунку ККД і витрати повітря з абсолютними похибками вимірюваних параметрів (математичні моделі похибок), а також визначають вимоги до точності вимірювання крутильного моменту, необхідної для визначення ККД із заданою точністю. **Наукова й практична новизна** отриманих результатів полягає в наступному: уточнено математичні моделі похибок визначення ККД і витрати повітря у вентиляторі, які пов'язують похибки результатів розрахунків із похибками вимірюваних параметрів, у результаті використання цих моделей отримали розвиток експериментальні методи визначення характеристик компресорів і вентиляторів; вперше детально проаналізовано розподіл похибок в усій області визначення характеристики конкретного вентилятора. Показано, що похибки визначення ККД вентилятора суттєво залежать від ступеня підвищення тиску й витрати повітря. При малих значеннях цих параметрів похибки значно зростають. В області низьких режимів роботи двигуна (близьких до області режиму малого газу) похибки визначення ККД на основі обробки результатів вимірювань настільки великі, що вірогідне визначення ККД стає практично неможливим без залучення додаткової інформації, в якості якої може бути використана розрахункова характеристика вентилятора, а також математична модель двигуна та результати вимірювання параметрів робочого процесу в інших вузлах, крім самого вентилятора.

Ключові слова: турбореактивний двоконтурний двигун; вентилятор; характеристика; коефіцієнт корисної дії; похибка; вимірювач крутильного моменту.

Позначення	
Δ	– абсолютна похибка;
δ	– відносна похибка;
ε	– нормована похибка;
η_B^*	– ККД вентилятора;
λ	– коефіцієнт швидкості;
π	– газодинамічна функція тиску;
π_B^*	– ступінь підвищення тиску вентилятора;
ω	– кутова швидкість;
c_p	– питома теплоємність повітря;
$D_{p_{вх}}$	– перепад між повним і статичним тиском;
$F_{вх}$	– площа мірного перерізу на вході;
G	– витрата повітря;
k	– коефіцієнт адиабати;
M	– крутильний момент;
m	= 0.04039 – коефіцієнт;
n	– частота обертання;
$p_{вх}$	– статичний тиск на вході до вентилятора;
$p_{вх}^*$	– повний тиск на вході до вентилятора;
p_B^*	– повний тиск на виході з вентилятора;
q	– газодинамічна функція витрати;
$T_{вх}^*$	– повна температура на вході до вентилятора;
T_B^*	– повна температура на виході з вентилятора;

Вступ

Турбореактивні двоконтурні двигуни з високим і надвисоким ступенем двоконтурності є основою силових установок пасажирських і транспортних літаків великої та середньої дальності. У цих двигунах значна частина (80 і більше відсотків) тяги формується в зовнішньому контурі, основним елементом якого є вентилятор. Тому існуючі програми розвитку авіаційних двигунів значну увагу приділяють удосконаленню вентиляторів [1-3]. Підвищення ККД вентиляторів двигунів зазначеного класу потребує вирішення ряду складних взаємопов'язаних проблем в області газової динаміки, матеріалознавства, міцності, аналізу коливань, технології та інших областях. Однією з цих проблем є визначення характеристик вентилятора за результатами його випробувань.

В роботі [4] авторами цієї статті представлено огляд робіт з визначення характеристик вентиляторів. Відмічено, що випробування у складі повнорозмірного двигуна мають ту перевагу, що характеристики випробуваного вузла визначаються з урахуванням його взаємодії з іншими вузлами двигуна. Найбільш складним завданням обробки результатів таких випробувань є визначення ККД. Порівняння альтернативних методів визначення ККД показало, що найбільш перспективним є метод, оснований на використанні вимірювання крутильного моменту. При цьому неможливо використовувати промислові вимірювачі крутильного моменту, і найбільш прийнятним варіантом є його визначення за кутовою деформацією валу ротора низького тиску, який сполучає вентилятор із турбіною низького тиску.

У зазначеній роботі отримано основні формули, що зв'язують похибки визначення ККД з похибками вимірювань. Основну увагу приділено аналізу відносних похибок. При цьому відносні похибки вимірювань в усьому діапазоні характеристики вентилятора вважалися постійними. Це припущення дозволило отримати достатньо прості формули, однак в умовах значної зміни параметрів, що досліджуються, воно не є вірним. Більш коректним є припущення про постійність абсолютних похибок вимірювань [5-7]. Тому у цій статті зазначені формули скориговано і виконано дослідження абсолютних похибок. Це дозволило проаналізувати похибки в усьому діапазоні характеристики вентилятора, а також уточнити отримані раніше висновки щодо необхідної точності вимірювання параметрів під час випробувань.

1. Аналіз точності визначення ККД методом, оснований на вимірюванні тиску й температури на вході й виході

У роботі [4] розглянуто два методи визначення ККД. Перший метод (у подальшому – метод 1) оснований на вимірюванні тиску й температури робочого тіла (повітря) на вході й виході з вентилятора. ККД визначається за формулою

$$\eta_{B1} = \frac{T_{Bx}^*}{T_B^* - T_{Bx}^*} \left[\left(\frac{p_B^*}{p_{Bx}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right], \quad (1)$$

з якої виходить співвідношення для визначення абсолютної похибки

$$\begin{aligned} \Delta \eta_{B1}^* &= \left(\frac{\partial \eta_{B1}^*}{\partial p_B^*} \Delta p_B^* + \frac{\partial \eta_{B1}^*}{\partial p_{Bx}^*} \Delta p_{Bx}^* + \right. \\ &\quad \left. + \frac{\partial \eta_{B1}^*}{\partial T_B^*} \Delta T_B^* + \frac{\partial \eta_{B1}^*}{\partial T_{Bx}^*} \Delta T_{Bx}^* \right) = \\ &= \frac{k-1}{k} \frac{\eta_B^*}{p_{Bx}^*} \left(\frac{1}{1 - \pi_B^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \left(\frac{1}{\pi_B^{*2}} \Delta p_B^* - \Delta p_{Bx}^* \right) + \\ &\quad + \frac{\eta_B^{*2}}{T_{Bx}^*} \left(\frac{1}{\pi_B^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \left[\frac{T_B^*}{T_{Bx}^*} \Delta T_{Bx}^* - \Delta T_B^* \right]. \end{aligned} \quad (2)$$

Позначимо як $\varepsilon_p = \frac{\Delta p}{p^*}$, $\varepsilon_T = \frac{\Delta T}{T_{Bx}^*}$ відносні похибки вимірювання тиску та температури. На відміну від зазвичай вживаних відносних похибок $\varepsilon_p = \frac{\Delta p}{p}$,

$\varepsilon_T = \frac{\Delta T}{T^*}$, будемо називати їх нормованими похибками.

Зазвичай характеристики компресорів й вентиляторів визначаються в зведених параметрах, тому тиск та температура на вході відповідають стандартним атмосферним умовам та є постійними. Вважаючи похибки вимірювання окремих параметрів незалежними випадковими величинами, а дисперсії абсолютних похибок тисків та температур однаковими, а також виражаючи відношення температур через ступінь підвищення тиску та ККД, отримаємо

зв'язок між абсолютною похибкою ККД та нормованими похибками тиску й температури:

$$\Delta\eta_{B1}^* = \eta_{B1}^* \sqrt{\left(\frac{\partial\delta\eta_{B1}^*}{\partial\varepsilon_p}\right)^2 \varepsilon_p^2 + \left(\frac{\partial\delta\eta_{B1}^*}{\partial\varepsilon_T}\right)^2 \varepsilon_T^2}, \quad (3)$$

де
$$\frac{\partial\delta\eta_{B1}^*}{\partial\varepsilon_p} = \frac{k-1}{k} \frac{1}{1-\pi_B^*} \frac{1}{\pi_B^{*\frac{k-1}{k}}} \sqrt{\frac{1}{\pi_B^{*2}} + 1};$$

$$\frac{\partial\delta\eta_{B1}^*}{\partial\varepsilon_T} = \frac{\eta_B^*}{\left(\pi_B^{*\frac{k-1}{k}} - 1\right)} \sqrt{\left[1 + \left(\frac{k-1}{\pi_B^{*\frac{k-1}{k}} - 1}\right) \frac{1}{\eta_B^*}\right]^2 + 1}.$$

З отриманих виразів випливає, що абсолютна похибка визначення ККД за першим методом зрос-

тає зі збільшенням значення ККД і зменшується зі збільшенням ступеня підвищення тиску.

Графіки, які відповідають залежностям (3), представлено на рис. 1 та 2.

Для порівняння результатів, отриманих для абсолютних і відносних похибок ККД у цій роботі та у попередньому дослідженні [4], будемо вважати, що номінальне значення ККД дорівнює 0.8. Тоді відношення абсолютної й відносної похибок складатиме 0.8. У цих умовах порівняння рис. 1 та 2 з даними роботи [4] виявляє, що оцінка впливу похибок вимірювання тисків, отримана для відносної похибки, є в 3-6 разів більшою, ніж оцінка, отримана для абсолютної похибки. В той же час, оцінки впливу похибок вимірювання температур практично збігаються: відмінність складає 20-30%. Таким чином, отримана оцінка абсолютної похибки є більше оптимістичною, тому що показує суттєво менший вплив похибок вимірювання тисків.

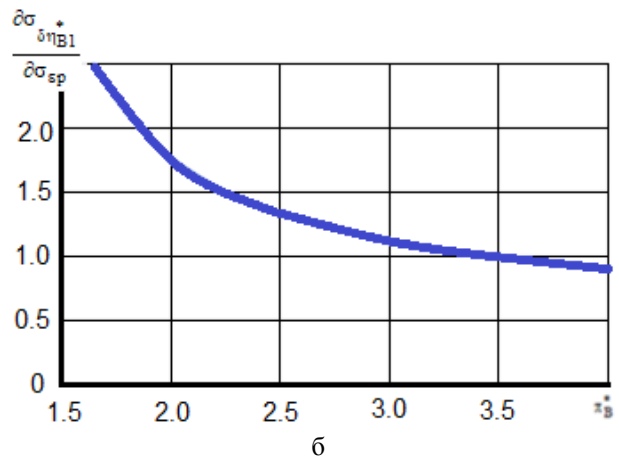
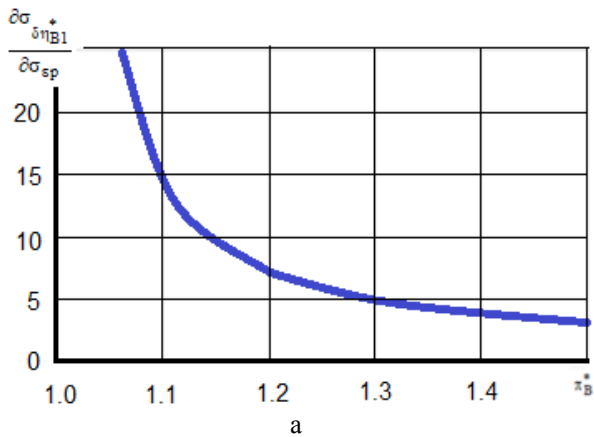


Рис. 1. Залежність чутливості похибки визначення ККД до похибок вимірювання тисків від ступеня підвищення тиску: а – в області $1.0 < \pi_B^* \leq 1.5$; б – в області $1.5 < \pi_B^* \leq 4.0$

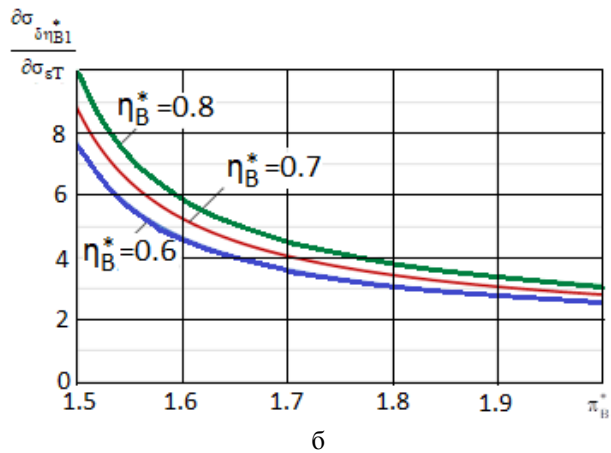
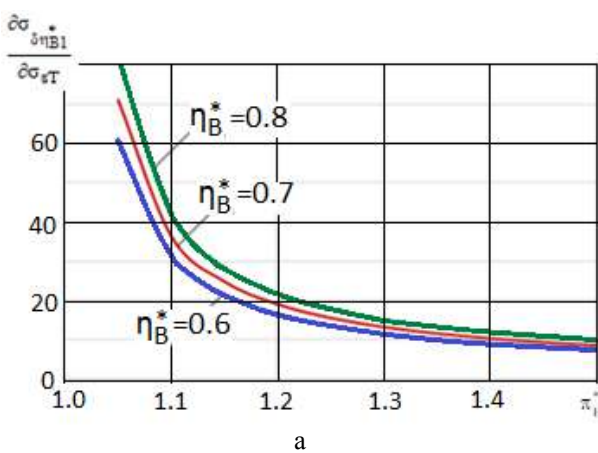


Рис. 2. Залежність чутливості похибки визначення ККД до похибок вимірювання температури від ступеня підвищення тиску та ККД: а – в області $1.0 < \pi_B^* \leq 1.5$; б – в області $1.5 < \pi_B^* \leq 4.0$

2. Аналіз точності визначення ККД методом, оснований на вимірюванні крутильного моменту

Другий метод визначення ККД (у подальшому – метод 2) оснований на вимірюванні крутильного моменту на валу, що приводить вентилятор. ККД розраховується як відношення адіабатної потужності до потужності, яка передається на приведення вентилятора:

$$\eta_{B2} = \frac{G c_p T_{BX}^*}{M_{кр} \omega} \left[\left(\frac{p_B^*}{p_{BX}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]. \quad (4)$$

Витрата повітря не є прямо вимірюваним параметром. Вона визначається розрахунковим шляхом на основі вимірювання температури, а також повного й статичного тиску у вхідному мірному перерізі:

$$G = m \frac{\sqrt{T_{BX}^*}}{p_{BX}^*} F_{BX} q(\lambda). \quad (5)$$

Значення газодинамічної функції витрати $q(\lambda)$ визначається як функція газодинамічної функції тиску: $q(\lambda) = f[\pi(\lambda)]$. У роботі [4] показано, що похибки визначення витрати й ККД зменшуються, якщо визначити газодинамічну функцію тиску як

$$\pi(\lambda) = 1 - \frac{Dp_{BX}^*}{p_{BX}^*}, \quad (6)$$

де $Dp_{BX}^* = p_{BX}^* - p_{BX}$ – перепад між повним і статичним тиском.

Абсолютна похибка розрахунку ККД за формулою (4) визначається як

$$\begin{aligned} \frac{\Delta \eta_{B2}^*}{\eta_{B2}^*} = & \frac{\Delta G}{G} - \frac{\Delta M_{кр}}{M_{кр}} \left(\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \Delta M_{кр} - \frac{\Delta \omega}{\omega} + \\ & + \frac{\Delta T_{BX}^*}{T_{BX}^*} + \frac{k-1}{k} \frac{\pi_B^{\frac{1}{k}}}{\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1} \frac{\Delta p_B^*}{p_{BX}^*} - \frac{k-1}{k} \frac{\pi_B^{\frac{k-1}{k}}}{\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1} \frac{\Delta p_{BX}^*}{p_{BX}^*}. \end{aligned} \quad (7)$$

Похибка визначення витрати

$$\frac{\Delta G}{G} = -0.5 \frac{\Delta T_{BX}^*}{T_{BX}^*} + \frac{\Delta p_{BX}^*}{p_{BX}^*} + \frac{\Delta q}{q}. \quad (8)$$

Похибка визначення газодинамічної функції витрати

$$\Delta q = q \pi^{\frac{1}{k}} \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1.5}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} \Delta \pi. \quad (9)$$

Відповідно до (6),

$$\Delta \pi = \frac{Dp_{BX}^*}{p_{BX}^*} \frac{\Delta p_{BX}^*}{p_{BX}^*} - \frac{\Delta(Dp_{BX}^*)}{p_{BX}^*} = (1 - \pi) \frac{\Delta p_{BX}^*}{p_{BX}^*} - \frac{\Delta(Dp_{BX}^*)}{p_{BX}^*}. \quad (10)$$

Тоді

$$\Delta q = q \pi^{\frac{1}{k}} \frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} \frac{1}{p_{BX}^*} \left[\Delta(Dp_{BX}^*) - (1 - \pi) \Delta p_{BX}^* \right];$$

$$\frac{\Delta G}{G} = -0.5 \frac{\Delta T_{BX}^*}{T_{BX}^*} + \left(1 - \pi^{\frac{1}{k}} (1 - \pi) \frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} \right). \quad (11)$$

$$\cdot \frac{\Delta p_{BX}^*}{p_{BX}^*} + \pi^{\frac{1}{k}} \frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} \frac{\Delta(Dp_{BX}^*)}{p_{BX}^*};$$

Із урахуванням (11) вираз (7) перетворюється на

$$\begin{aligned} \frac{\Delta \eta_{B2}^*}{\eta_{B2}^*} = & 0.5 \frac{\Delta T_{BX}^*}{T_{BX}^*} - \frac{\Delta M_{кр}}{M_{кр}} - \frac{\Delta \pi}{\pi} + \frac{k-1}{k} \cdot \\ & \cdot \frac{\pi_B^{\frac{1}{k}}}{\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1} \frac{\Delta p_B^*}{p_{BX}^*} + \pi^{\frac{1}{k}} \frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} \frac{\Delta(Dp_{BX}^*)}{p_{BX}^*} + \\ & + \left(1 - \pi^{\frac{1}{k}} (1 - \pi) \frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} - \frac{k-1}{k} \frac{\pi_B^{\frac{k-1}{k}}}{\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1} \right) \frac{\Delta p_{BX}^*}{p_{BX}^*}. \end{aligned} \quad (12)$$

Ураховуючи, що значення газодинамічної функції $\pi(\lambda)$ в робочому діапазоні вентилятора складає від 0.75 до 1, можемо прийняти, що для вимірювання перепаду тиску доцільно використовувати датчики, діапазон зміни тиску яких складає від 0 до 20 кПа, тобто при тому ж класі точності, що мають вимірювачі повного тиску, абсолютна похибка вимірювання перепаду тиску буде в 5 разів меншою: $\Delta(Dp) = 0.2 \Delta p$.

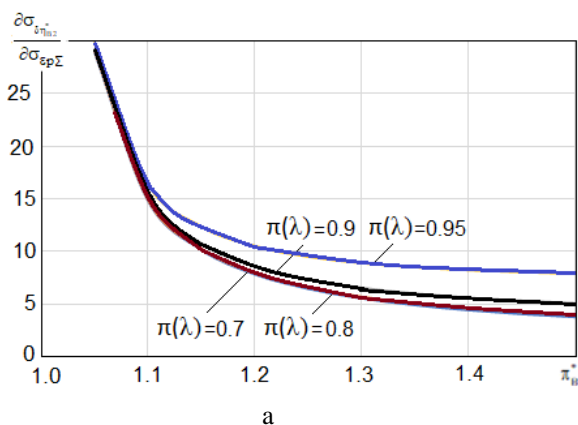
Введемо до розгляду нормалізовані похибки визначення крутильного моменту та частоти обертання: $\varepsilon_M = \frac{\Delta M_{кр}}{M_{кр\max}}$; $\varepsilon_n = \frac{\Delta n}{n_{\max}}$. Тоді отримаємо вираз для абсолютної похибки визначення ККД методом 2, аналогічний формулі (3) для методу (1):

$$\Delta \eta_{B2}^* = \eta_{B2}^* \left(\left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_T} \right)^2 \varepsilon_T^2 + \left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_M} \right)^2 \varepsilon_M^2 + \left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_n} \right)^2 \varepsilon_n^2 + \left[\left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_p} \right)^2 + \left(0.2 \frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_{Dp}} \right)^2 \right] \varepsilon_p^2 \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (13)$$

де $\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_T} = 0.5$; $\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_M} = \frac{M_{\max}}{M}$; $\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_n} = \frac{n_{\max}}{n}$;

$$\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_{Dp}} = \pi^{-\frac{1}{k}} \frac{1.5 - \pi^{-\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{-\frac{k-1}{k}}};$$

$$\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_p} = \sqrt{\left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_{pB}} \right)^2 + \left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_{p\max}} \right)^2} = \left(\left(\frac{k-1}{k} \frac{\pi_B^{*\frac{1}{k}}}{\pi_B^{*\frac{k-1}{k}} - 1} \right)^2 + \left(1 - \pi^{-\frac{1}{k}} \left(1 - \pi \right) \frac{1.5 - \pi^{-\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{-\frac{k-1}{k}}} - \frac{k-1}{k} \frac{\pi_B^{*\frac{k-1}{k}}}{\pi_B^{*\frac{k-1}{k}} - 1} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}}.$$



Чутливість похибки визначення ККД до сумарної нормованої похибки вимірювання тисків та репаду тиску $\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_{p\Sigma}} = \sqrt{\left(\frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_p} \right)^2 + \left(0.2 \frac{\partial \delta \eta_{B2}^*}{\partial \varepsilon_{Dp}} \right)^2}$ представлено на рис. 3.

Як видно з рис. 3, в області низьких значень ступеня підвищення тиску вплив похибки вимірювання тиску зростає, а в області великих значень ступеня підвищення тиску - стабілізується

Порівняння рис. 3 з рис. 1 показує, що в області $1.0 < \pi_B^* \leq 1.5$, характерній для вентиляторів двигунів із високим ступенем двоконтурності, вплив похибок вимірювання тисків для методів 1 і 2 є майже однаковим при великих значеннях витрати повітря (малих значеннях $\pi(\lambda)$), а при малих значеннях витрати повітря сумарна похибка визначення ККД за методом 2, зумовлена похибками вимірювання тисків, стає майже вдвічі більшою, а похибка методу 1 не змінюється. Проте це не означає, що метод 1 є кращим, тому що його сумарна похибка визначається головним чином похибками вимірювання температур, які у зазначеній області π_B^* перевищують похибки методу 2 у 20 і більше разів.

3. Аналіз похибок визначення характеристики ККД реального вентилятора

Отримані вище формули та графіки є універсальними і можуть бути використані для визначення точності характеристики вентилятора у будь-якій її точці, що характеризується значеннями n , M , G , π_B^* , η_B^* . Застосуємо їх для аналізу реальної характеристики ККД вентилятора, приведеної на рис. 4.

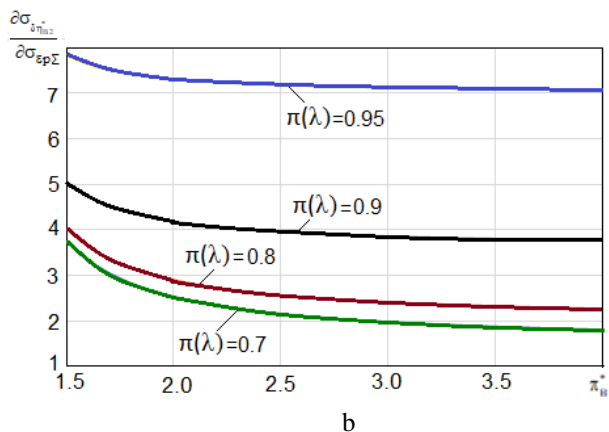


Рис. 3. Залежність чутливості похибки визначення ККД до нормованої похибки вимірювання тисків:

а – в області $1.0 < \pi_B^* \leq 1.5$; б – в області $1.5 < \pi_B^* \leq 4.0$

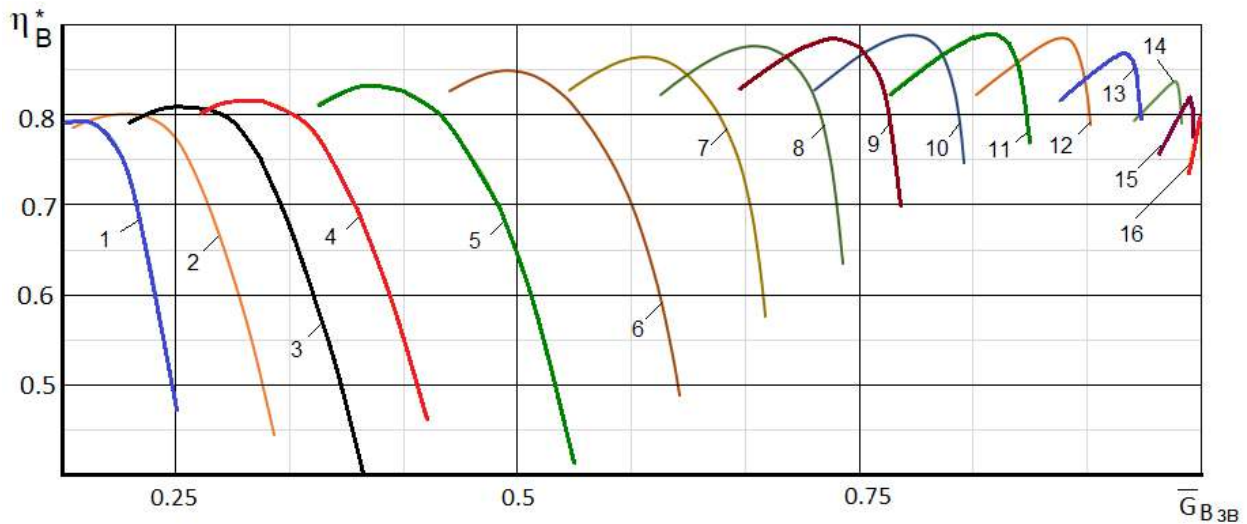


Рис. 4. Характеристика вентилятора. Значення відносних частот обертання на ізолініях:
1 – 0.2033; 2 – 0.2574; 3 – 0.3089; 4 – 0.3618; 5 – 0.4685; 6 – 0.5683; 7 – 0.6675; 8 – 0.7431; 9 – 0.7935;
10 – 0.8431; 11 – 0.8943; 12 – 0.9580; 13 – 1; 14 – 1.0541; 15 – 1.0813; 16 – 1.1089

Ураховуючи аналіз робіт з експериментального визначення характеристик вентиляторів і компресорів, а також результати досліджень, наведені в попередній публікації авторів [4], будемо використовувати наступні значення нормованих похибок вимірювання:

$$\varepsilon_p = \frac{\Delta p}{p_*} = 0.1\%; \quad \varepsilon_{Dp} = 0.2\varepsilon_p; \quad \varepsilon_T = \frac{\Delta T}{T_{вх}^*} = 0.2\%;$$

$$\varepsilon_M = \frac{\Delta M}{M_{\max}} = 0.4\%; \quad \varepsilon_n = \frac{\Delta n}{n_{\max}} = 0.02\%,$$

Похибка визначення витрати повітря (горизонтальної координати характеристики) описується формулою (11), з якої витікає:

$$\Delta G = G \left(0.25\varepsilon_T^2 + \left[\left(1 - \pi^{\frac{1}{k}} (1 - \pi)^{\frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}} \right)^2 + \left(0.2\pi^{\frac{1}{k}} \frac{1.5 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \varepsilon_p^2 \right); \quad (14)$$

Обчислення виконано з використанням програмного засобу Excel для кожної точки характеристики вентилятора. Необхідні для використання формули (14) значення газодинамічної функції швидкості $\pi(\lambda)$ визначалися наступним чином. Спочатку із

використанням формули (5) і стандартних значень температури та тиску ($T_{вх}^* = 288.16 \text{ K}$, $p_{вх}^* = 101322 \text{ Па}$) розраховувалися значення газодинамічної функції витрати:

$$q(\lambda) = \frac{G \sqrt{T_{вх}^*}}{\rho p_{вх}^* F_{вх}},$$

де $F_{вх}$ – площа мірного перерізу на вході до вентилятора.

Потім розраховувалися значення газодинамічної функції тиску. Знайти аналітичну залежність $\pi(\lambda) = f(q(\lambda))$ не вдається, тому в робочому діапазоні $0 < \lambda < 0.75$ на основі табличних даних цю залежність було апроксимовано степеневою функцією

$$\pi = 1 - 0.34q^{2.5}.$$

Результати подано на рис. 5 у вигляді відносних похибок $\Delta \bar{G} = \frac{\Delta G}{G_{\max}}$ – відношення абсолютних похибок до максимальної витрати повітря.

Отримана залежність свідчить про те, що на режимах з малою витратою повітря похибки визначення витрати перевищують 1%; зі зростанням витрати повітря похибки її визначення зменшуються і на високих режимах складають менше 0.3%.

Похибки визначення ККД методом 1, визначені за формулою (3), представлено на рис. 6 у вигляді, аналогічному характеристиці вентилятора (тобто у вигляді ліній рівної частоти обертання).

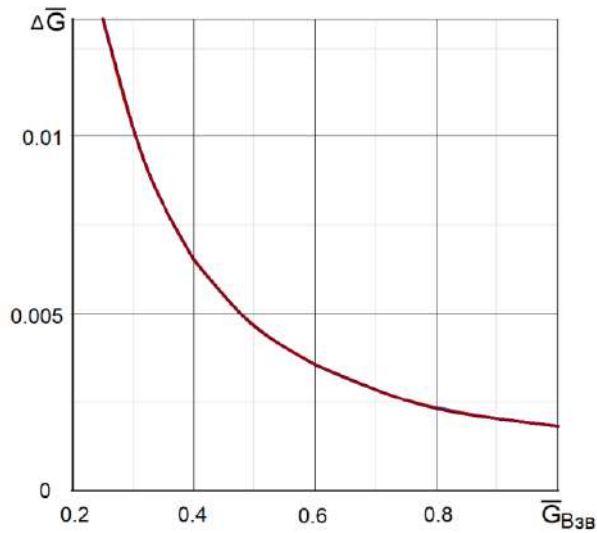


Рис. 5. Похибки визначення витрати повітря

Видно, що навіть при зазначених вище дуже малих значеннях похибок вимірювання тисків і ККД методом 1 у полі характеристики вентилятора температур не вдається визначити ККД з абсолютною похибкою менше за 2 %, а при малих значеннях зведеної частоти обертання внаслідок малих значень

ступеня підвищення тиску похибка складає десятки відсотків. Результати, отримані для методу 2 з використанням формули (13), наведено на рис. 7, 8.

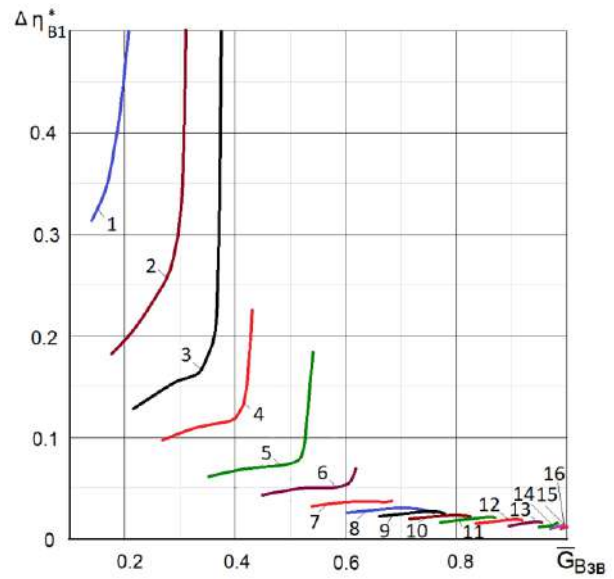


Рис. 6. Розподіл абсолютних похибок визначення

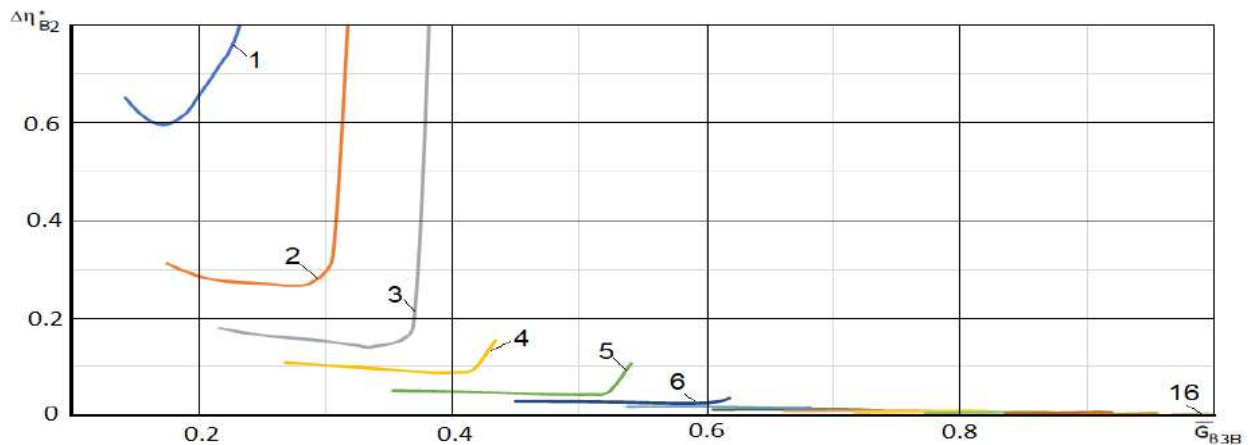


Рис. 7. Розподіл абсолютних похибок визначення ККД методом 2 у полі характеристики вентилятора

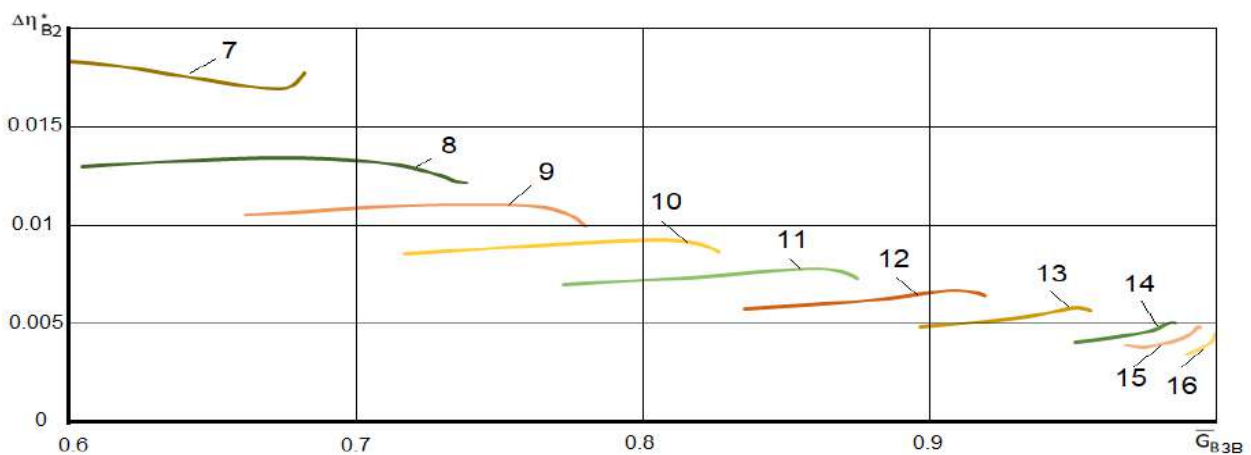


Рис. 8. Розподіл абсолютних похибок визначення ККД методом 2 в області великих витрат повітря

Висновки

Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити наступні висновки:

1. Використання вимірювачів крутильного моменту дозволяє зменшити похибки визначення ККД вентилятора, тому що вплив похибок вимірювання температур і тисків у разі використання методу 2 є суттєво меншим, ніж при використанні методу 1.

2. Похибки вимірювання частоти обертання й температури (при їх розглянутому рівні) вносять малий внесок у сумарну похибку визначення ККД. Тому похибка визначення ККД головним чином визначається похибками вимірювання тисків і крутильного моменту.

3. При зниженні витрати повітря (тобто режиму роботи двигуна) складова похибки визначення ККД, пов'язана з похибками вимірювання тисків, зростає більш інтенсивно, ніж похибка, пов'язана з похибкою вимірювання крутильного моменту. Тому на низьких режимах внесок зазначених складових є приблизно однаковим, а на високих режимах похибка визначення ККД практично повністю визначається похибкою вимірювання крутильного моменту.

4. Похибки визначення ККД вентилятора суттєво залежать від ступеня підвищення тиску й витрати повітря. При малих значеннях цих параметрів похибки значно зростають.

5. В області низьких режимів роботи двигуна (близьких до області режиму малого газу) похибки визначення ККД на основі обробки результатів вимірювань настільки великі, що вірогідне визначення ККД стає практично неможливим без залучення додаткової інформації, в якості якої може бути використана розрахункова характеристика вентилятора, а також математична модель двигуна та результати вимірювання параметрів робочого процесу в інших вузлах, крім самого вентилятора.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **С. В. Єпіфанов, К. М. Подгорський**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **К. М. Подгорський**; формування аналітичної моделі похибок – **К. М. Подгорський**; визначення кількісних показників точності для прикладу характеристики вентилятора – **К. М. Подгорський**; аналіз похибок та формування висновків – **С. В. Єпіфанов, К. М. Подгорський**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. *Clean Sky Research and Demonstration Programmes for Next Generation Aircraft Engines [Text] / J-F. Brouckaert, F. Mirville, K. Phuah, P. Taferner // Aeronautical Journal. – 2018. – Vol. 122, Iss. 1254. – P. 1163-1175. DOI: 10.1017/aer.2018.37.*

2. *Whurr, J. Rolls-Royce's Long Term Civil Aircraft Propulsion System Concept and Technology Strategy [Text] / J. Whurr, P. Beecroft // International Symposium on Air Breathing Engines. – ISABE-2017-22531. – 19 p.*

3. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] ; под общ. ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина. – М. : ЦИАМ. – 2004. – 424 с.*

4. *Подгорський, К. М. Аналіз точності експериментального визначення ККД вентилятора з використанням вимірювачів крутильного моменту [Текст] / К. М. Подгорський, С. В. Єпіфанов // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – 2023. – № 1(185). – С. 35–46. DOI: 10.32620/akt.2023.1.04.*

5. *Зайдель, А. Н. Элементарные оценки ошибок измерений [Текст] / А. Н. Зайдель. – Л. : Наука, 1967. – 88 с.*

6. *Schennach, S. Recent Advances in the Measurement Error Literature [Text] / S. Schennach // Annual Review of Economics. – 2016. – Vol. 8. – P. 341-377. DOI: 10.1146/annurev-economics-080315-015058.*

7. *Yi, Grace. Statistical Analysis with Measurement error or misclassification. Strategy, method and application [Text] / Grace Yi. – Springer. – 2017. – 471 p.*

References

1. Brouckaert, J-F., Mirville, F., Phuah, K. and Taferner, P. Clean Sky Research and Demonstration Programmes for Next Generation Aircraft Engines. *Aeronautical Journal*, 2018, vol. 122, iss. 1254, pp. 1163-1175. DOI: 10.1017/aer.2018.37.

2. Whurr, J. and Beecroft, P. Rolls-Royce's Long Term Civil Aircraft Propulsion System Concept and Technology Strategy. *International Symposium on Air Breathing Engines*, ISABE-2017-22531. 19 p.

3. Skibin, V. A. and Solonin, V. I. *Raboti veduschih aviaostroitelnih kompanij po sozdaniyu perspektivnyh aviatsionnyh dvigatelej (analticheskij obzor) [Works of leading aircraft engine designing companies on promising aircraft engines development (analytical overview)]. Moscow, CIAM Publ., 2004. 424 p.*

4. Podgor'sky, K., Yepifanov, S. Analiz tochnosti eksperimentalnogo viznachennya KKD ventilyatora z vikorystannyam vymiryuvachiv krutyl'nogo

momentu [Accuracy analysis of the fan efficiency experimental determination using torque meter]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace Technique and Technology*, 2023, no. 1(185), pp. 35-46. DOI: 10.32620/akt.2023.1.04.

5. Zajdel, A. N. *Elementarnye otsenki oshibok izmerenij* [Elementary estimations of measuring errors]. Leningrad, Nauka Publ., 1967. 88 p.

6. Schennach, S. Recent Advances in the Measurement Error Literature. *Annual Review of Economics*, 2016, vol. 8, pp. 341-377. DOI: 10.1146/annurev-economics-080315-015058.

7. Yi, Grace. *Statistical Analysis with Measurement error or misclassification. Strategy, method and application*. Springer, 2017. 471 p.

Надійшла до редакції 15.04.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF MEASUREMENT ERRORS ON THE ABSOLUTE ERRORS OF THE EXPERIMENTAL DETERMINATION OF FAN EFFICIENCY

Kostiantyn Podgors'ky, Sergiy Yepifanov

The **subject** of research in this article is the experimental determination of the characteristics of fans of turbofan engines with a high and ultra-high bypass ratio. Increasing the efficiency of fans of engines of the specified class requires solving many complex interrelated problems, one of which is the determination of characteristics based on test results. The **goal** is to substantiate the need to use a method based on the determination of torque and the formation of requirements for the accuracy of its measurement. **Tasks**: clarification of previously obtained relationships between measurement errors and accuracy of determination of efficiency and air flow, formation of universal dependencies that allow analysis of absolute errors of determination of efficiency of any fan or compressor based on known measurement errors, analysis of the accuracy of alternative methods of organization of measurements and calculations the specified parameters, a comparative study of the specified methods and the formation of recommendations for their practical use on the example of the characteristics of a real fan. The following **results have been** obtained: the formulas that relate the absolute errors of calculating the efficiency and air flow with the absolute errors of the measured parameters (mathematical models of errors) have been clarified, as well as the requirements for the accuracy of the torque measurement necessary to determine the efficiency with the specified accuracy have been specified. The **scientific and practical novelty** of the results obtained is as follows: the mathematical models of errors in determining the efficiency and air flow in the fan have been clarified, which connect the errors of the calculation results with the errors of the measured parameters, because of the use of these models, experimental methods of determining the characteristics of compressors and fans have been developed; for the first time, the distribution of errors in the entire area of determining the characteristics of a specific fan was analyzed in detail. It is shown that the errors in determining the efficiency of the fan depend significantly on the degree of pressure increase and air flow. At small values of these parameters, the errors increase significantly. In the area of low engine operating modes (close to the area of the low air consumption), the errors in determining the efficiency based on the processing of the measurement results are so large that a reliable determination of the efficiency becomes practically impossible without the involvement of additional information, which can be used as the calculated characteristics of the fan, and as well as the mathematical model of the engine and the results of measuring parameters of the work process in other nodes, except for the fan itself.

Keywords: turbofan engine; fan; characteristics; efficiency; error; torquemeter.

Подгорський Костянтин Миколайович – асп. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Єпіфанов Сергій Валерійович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Kostiantyn Podgors'ky – PhD student of the Aircraft Engine Design Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: ugk@motorsich.com.

Sergiy Yepifanov – Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of the Aircraft Engine Design Department, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: s.yepifanov@khai.edu, ORCID: 0000-0003-0533-9524, Scopus Author ID: 6506749318.

УДК 621.452.2.022

doi: 10.32620/aktt.2023.3.05

О. С. АКСЬОНОВ^{1,2}, О. Є. ЗОЛОТЬКО¹¹ Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, Україна² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне», Дніпро, Україна

СТРУКТУРНІ ОСОБЛИВОСТІ ДЕТОНАЦІЙНОГО ПОТОКУ

Предметом дослідження є процеси, які відбуваються під час утворення та розповсюдження детонаційної хвилі у плоскому каналі. **Метою** роботи є дослідження особливостей складної багатопрофрантової структури детонаційної хвилі та її впливу на інтегральні параметри детонаційного потоку. **Завдання дослідження:** виявлення закономірностей процесу утворення та розповсюдження фронту детонаційної хвилі; встановлення характеру впливу структури фронту детонації на процеси, які протікають у зоні сталих параметрів потоку; аналіз газодинамічних параметрів потоку на завершальному етапі процесу – на етапі розповсюдження хвиль розрідження. Основним **методом** дослідження є метод математичного моделювання з використанням комп'ютерних CFD технологій розрахунку (пакету ANSYS Fluent). Основні **результати дослідження:** встановлено, що значення газодинамічних параметрів у потрібних точках ударних хвиль є значно більшими, ніж відповідні значення у піку Неймана, а в областях між потрібними точками – значно меншими; значення осереднених по перерізу фронту детонаційної хвилі параметрів майже не відрізняються від значень параметрів у піку Неймана; осереднена по перерізу потоку швидкість розповсюдження детонаційної хвилі також відповідає розрахунковій швидкості по моделі Чепмена-Жуге; за межами зони хімічних реакцій утворення потрібних конфігурацій неможливе, тому швидкість фронту детонаційної хвилі буде менша від значень Чепмена-Жуге, що впливатиме на подальші процеси розповсюдження детонаційної течії; процеси утворення та розповсюдження фронту детонаційної хвилі певним чином впливають на розподіл усталених параметрів течії, при цьому хвильові процеси розповсюджуються на зону Тейлора, що призводить до значної турбулізації пристінкового шару; завдяки турбулізації пристінкового шару збільшується інтенсивність конвективних теплових потоків у стінку каналу. **Висновок:** отримані результати добре узгоджуються з результатами відомих експериментальних досліджень та можуть бути використані при розрахунку інтегральних імпульсних характеристик камери детонаційного двигуна та при проектуванні системи її охолодження.

Ключові слова: детонація; математичне моделювання; структура фронту детонаційної хвилі.

Вступ

Поява нових експериментальних даних, які не відповідали класичній теорії Чепмена-Жуге [1, 2], призвела до необхідності більш детального вивчення структури детонаційного потоку. У період між 1940 р. та 1944 роком була представлена нова уточнена модель детонації Зельдовича – фон Неймана – Дьорінга (ЗНД) [3], у якій вказується на наявність області високого тиску на фронті детонаційної хвилі (ДХ). У другій половині 20-го століття дослідження процесу детонації були продовжені зусиллями таких відомих вчених як Л. Д. Ландау, К. І. Щолкін, Р. І. Солухін та інших [4]. Подальше експериментальне дослідження детонаційних потоків дозволило виявити більш детальну картину структури детонаційної хвилі. З'ясувалось, що реальна ДХ має складну комірчасту структуру із значними неоднорідностями [5]. Це вказувало на обмеженість ЗНД моделі: вона є нестійкою для реальних хімічних реакцій, які мають сильну залежність від температури. Детальне вивчення

детонації потребувало досконалішого експериментального обладнання, тому подальший розвиток досліджень зазнав певної стагнації. Але на сучасному етапі розвиток комп'ютерних технологій надав додатковий поштовх до продовження наукових досліджень процесів детонації.

1. Постановка задачі

Детонація у газовому середовищі супроводжується утворенням складної багатовимірної структури на фронті детонаційної хвилі [6]. Фізичні процеси протікають з надвисокою швидкістю, що значно ускладнює експериментальне дослідження детонації. Сучасні обчислювальні методи дозволяють досліджувати явища та ефекти, які експериментальними методами навіть із залученням складної апаратури виявити достатньо важко. Тому використання методів математичного моделювання є одним із кращих способів дослідження детонаційних потоків.

Більшість сучасних досліджень структури детонаційної течії зосереджено на явищах, які протікають на фронті ДХ та під час переходу від дефлаграційного до детонаційного горіння [7, 8].

Метою цієї роботи є дослідження особливостей процесів, які протікають на всіх етапах розповсюдження детонації: на фронті детонаційної хвилі, у зоні сталих параметрів та під час виходу продуктів детонації з каналу.

2. Основні параметри та граничні умови розрахункової моделі

Для проведення чисельного дослідження використовувався програмний комплекс Ansys Fluent [9]. У якості об'єкту дослідження розглядалась циліндрична детонаційна камера (ДК) діаметром 50 мм. Основні параметри розрахункової моделі: використовувалась SST $k-\omega$ модель турбулентності з урахуванням ефекту стиснення речовини; модель горіння, яка враховує кінцеві швидкості реакцій за рівнянням Ареніуса та особливості турбулентного перемішування компонентів; AUSM метод для вирішення рівнянь потоку. Головною особливістю моделі являється динамічна адаптація сітки за градієнтом густини. Це дозволяє детальніше дослідити явища, які протікають у ДК, і знизити витрати обчислювальної потужності. Адаптація сітки зменшувала розмір розрахункової комірки до величини 0.0625 мм. Така величина комірки дозволяє виявити важливі особливості, що протікають на мікрорівні у фронті детонаційної хвилі. Результати математичного моделювання з обраним набором вихідних параметрів добре узгоджуються з відомими експериментальними даними [10]. Початковими умовами було заповнення камери стехіометричною сумішшю кисню та водню при початковому тиску 0.1 МПа та температурі 300 К. Для детального дослідження фронту детонаційної хвилі крок у часі не перевищував 20 наносекунд.

Слід зазначити, що крок за часом та найменший розмір комірки залежать від величини початкового тиску, оскільки значення тиску впливає на здатність виявляти потрібні точки на фронті детонаційної хвилі [11].

3. Результати моделювання детонаційної течії

У межах камери можна виділити три основні часові проміжки детонаційного процесу: проходження фронту детонаційної хвилі, перебування у зоні сталих параметрів (зона Тейлора) та вихід продуктів детонації з детонаційної камери.

3.1. Дослідження структури фронту детонаційної хвилі

Основним процесом, від якого залежить подальший розвиток усього процесу, є утворення та розповсюдження фронту ДХ. Згідно класичної теорії фронт ДХ представляє собою гідродинамічний нормальний розрив з наявною областю високого тиску. Однак детальне дослідження детонації вказує на більш складну структуру фронту [6].

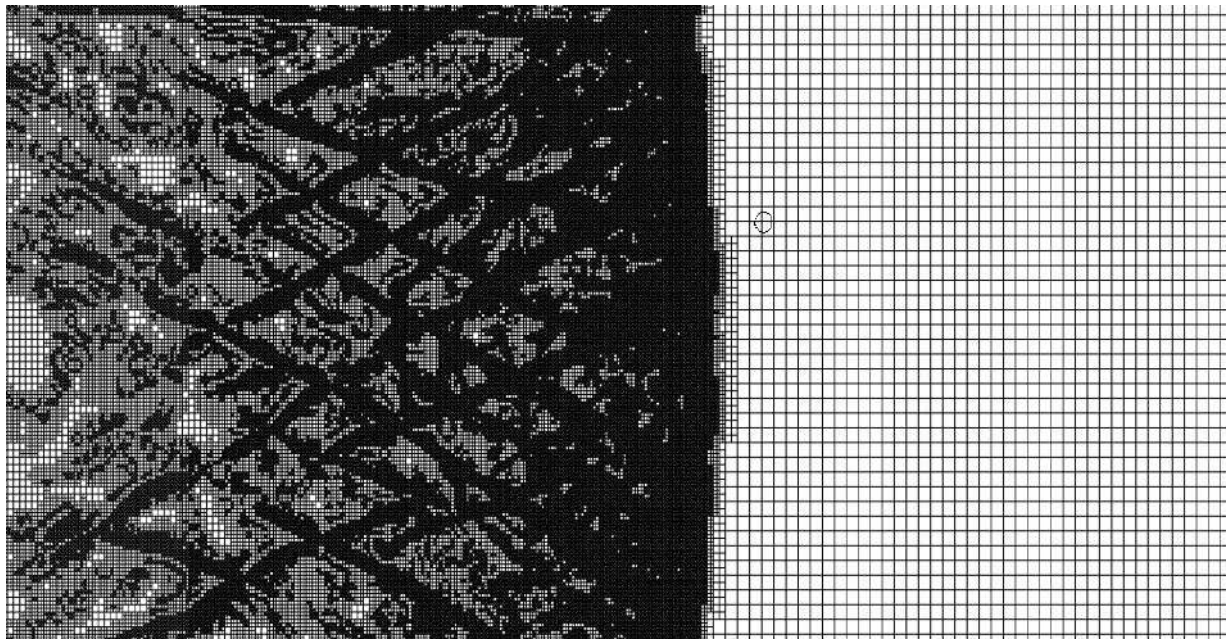
Аналіз отриманих результатів математичного моделювання показує, що фронт ДХ представляє собою комплекс постійно взаємодіючих ударних хвиль. У момент зустрічі двох та більше падаючих хвиль відбувається стиснення паливної суміші та різке збільшення тиску у малому об'ємі. Це спричиняє хімічну взаємодію компонентів палива (горіння), яка супроводжується швидким вивільненням великої кількості енергії за короткий проміжок часу. Завдяки такому мікрровибуху виділяється значна кількість енергії, що породжує нову ударну хвилю, яка починає взаємодіяти з вже існуючими. Цей процес продовжується до поки відбуватиметься хімічна взаємодія. Такі малі зони взаємодії хвиль отримали назву потрійних точок. Залишковий слід від взаємодії ударних хвиль на фронті ДХ утворює відому комірчасту структуру [5]. При моделюванні її можна побачити завдяки використанню адаптованої сітки (рис. 1, а), якщо відстежити переміщення зони взаємодії на певній ділянці фронту. На рисунку 1, б представлено зміну густини на фронті ДХ у часі, за якою видно утворення комірки. У проведеному дослідженні розміри детонаційної комірки змінювались у межах від 2 мм до 10 мм.

На рис. 2 представлено розподіл тиску у плоскому каналі детонаційної камери. Як видно, значення тиску у потрійних точках значно перевищують початкові.

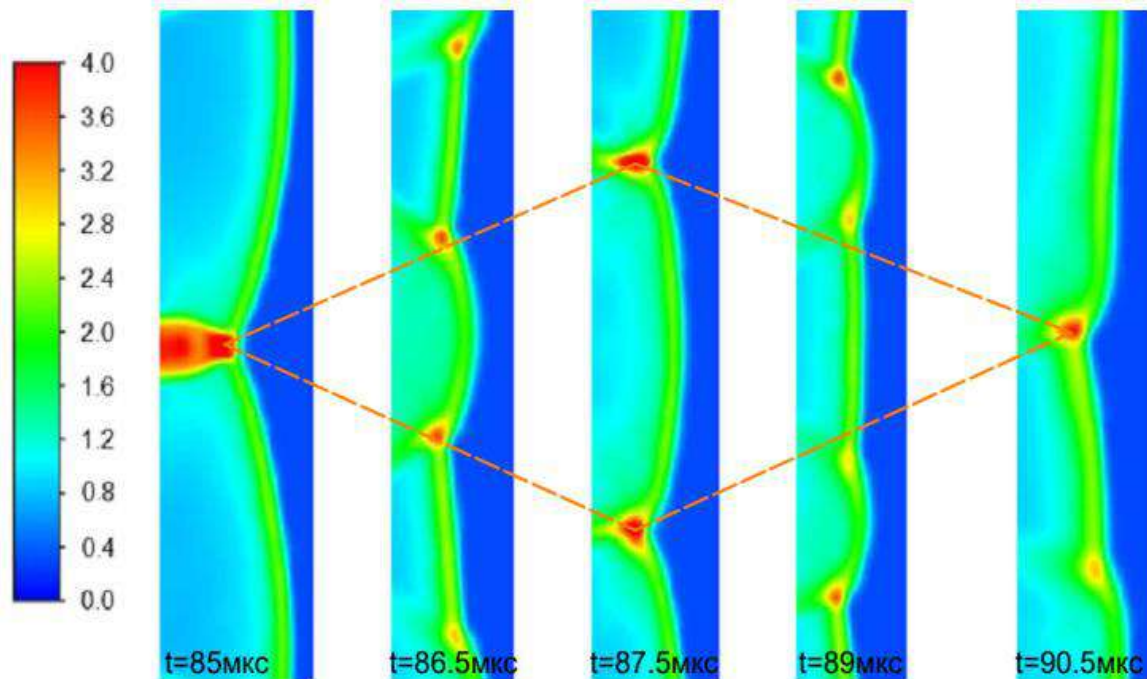
Експериментальні дослідження детонації з використанням сучасного високоточного вимірювального обладнання [12] підтверджують отримані результати чисельного моделювання.

Результати чисельного дослідження вказують на складний характер розподілу величини швидкості по перерізу потоку (рис. 3). Як видно з рисунку, значення швидкості у потрійних точках перевищують величину 3000 м/с. При детальному дослідженні структури фронту ДХ можна побачити, що пікові значення швидкості перевищують величину швидкості Чепмена-Жуге D_{CJ} , у той же час значення швидкості детонації в інших зонах (між піками) є меншими за величину D_{CJ} .

За межами зони хімічних реакцій швидкість розповсюдження ДХ також буде меншою від значення D_{CJ} , оскільки відсутнє додаткове виділення енергії, яка підтримує інтенсивність розповсюдження ДХ.



а)



б)

Рис. 1. Комірчаста структура детонації:
а) адаптована за градієнтом густини розрахункова сітка;
б) розподіл густини у розрахунковій області, $\text{кг}/\text{м}^3$

З аналізу отриманих даних можна зробити висновок, що фронт детонаційної хвилі представляє собою набір потрібних конфігурацій, які постійно змінюють у часі своє положення.

3.2. Дослідження зони сталих параметрів

За фронтом ДХ розташовується зона відносно сталих параметрів детонації, відома у літературі як

зона Тейлора. За класичною теорією детонації у цій зоні рух вважається відсутнім, а інші параметри зберігають постійні значення. Результати більш точного аналізу вказують на те, що особливості утворення та характер розповсюдження фронту детонації спричиняють виникнення залишкових коливальних явищ. Такі коливання призводять до утворення поперечних хвиль за фронтом ДХ. Поперечні хвилі рухаються

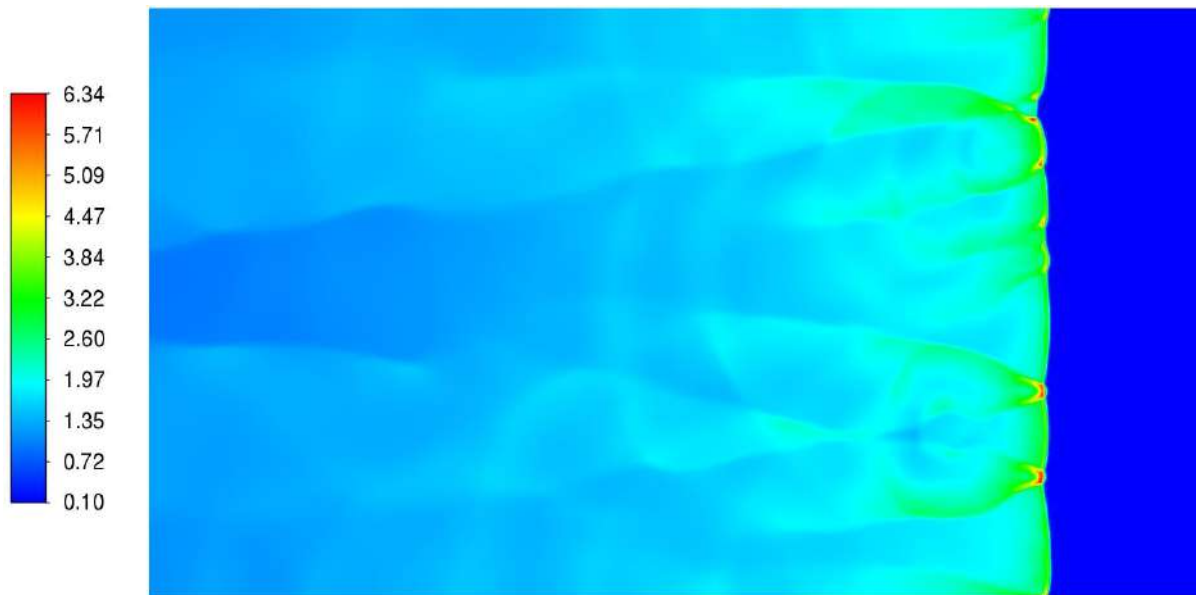


Рис. 2. Розподіл тиску в розрахунковій області моделі, МПа

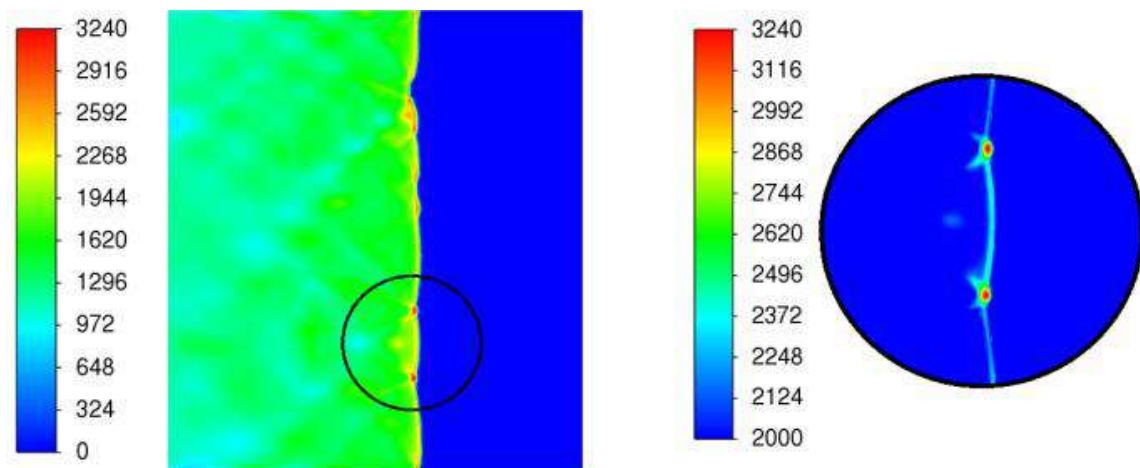


Рис. 3. Розподіл швидкості в розрахунковій області моделі, м/с

між стінками каналу з місцевою швидкістю звуку. Ці хвилі найкраще проявляють себе на ділянках адаптованої сітки (рис. 4): ліворуч показано розподіл градієнту густини потоку (видно, як змінюється розмір комірки розрахункової сітки), праворуч – абсолютні значення величини густини потоку. Коливальний процес триває до того моменту часу, коли продукти детонації не вийдуть з каналу до оточуючого середовища.

3.3. Дослідження процесу витікання продуктів детонації

Вважається, що на етапі спорожнення камери від продуктів детонації зміна параметрів починається у той момент часу, коли зворотна хвиля розрідження

досягає глухої стінки каналу. Отримані результати чисельного моделювання вказують на те, що зміна параметрів починається раніше, тобто вже на етапі, коли зворотна хвиля тільки прямує до глухої стінки каналу [10]. На рис. 5 зображено графік зміни тиску та швидкості у центральному перерізі камери. У момент часу, коли зворотна хвиля перетинає центральний переріз, починається поступове зменшення тиску та збільшення швидкості потоку. А у момент часу, коли зворотна хвиля розрідження, розвернувшись, рухається до виходу з каналу та відбувається вихід продуктів детонації до навколишнього простору, тиск та швидкість змінюються відповідно до відомої класичної моделі [13]. Причому у деякий момент часу швидкість зворотної хвилі досягає значення місцевої швидкості звуку.

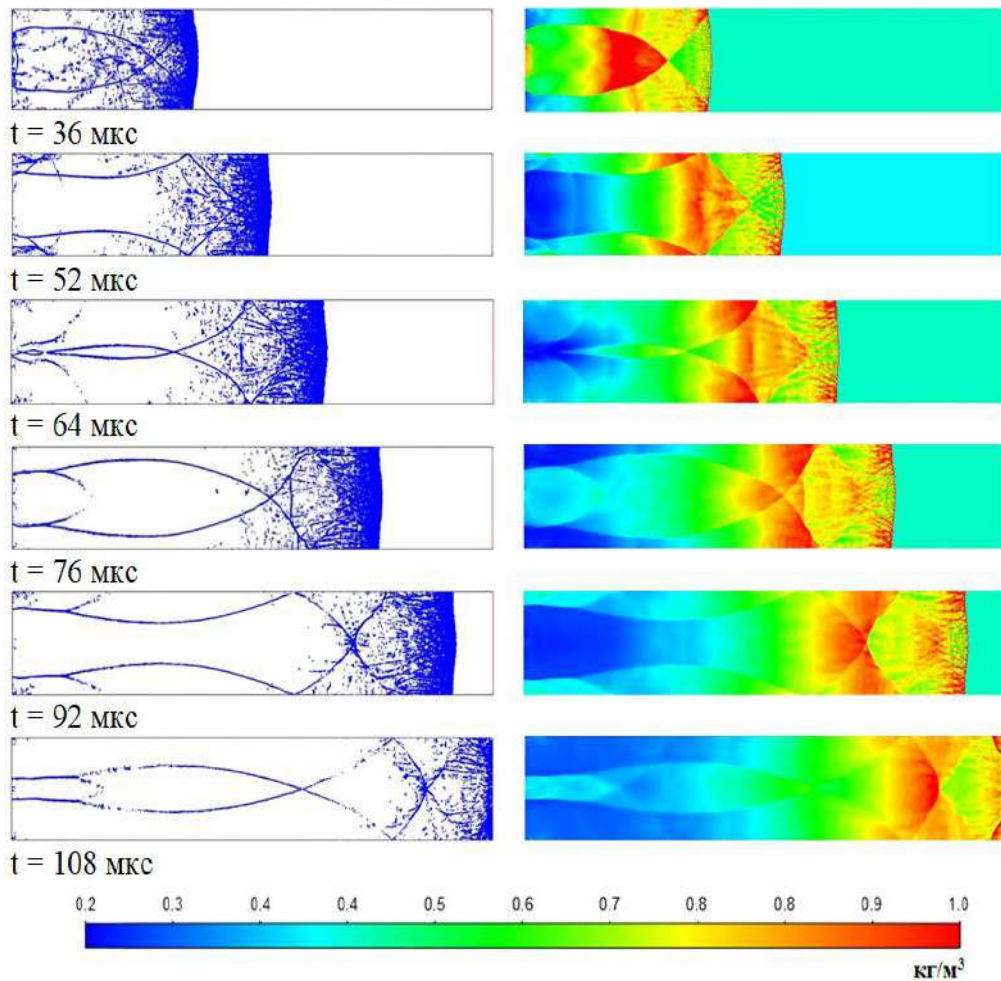


Рис. 4. Розповсюдження поперечних хвиль у плоскому каналі

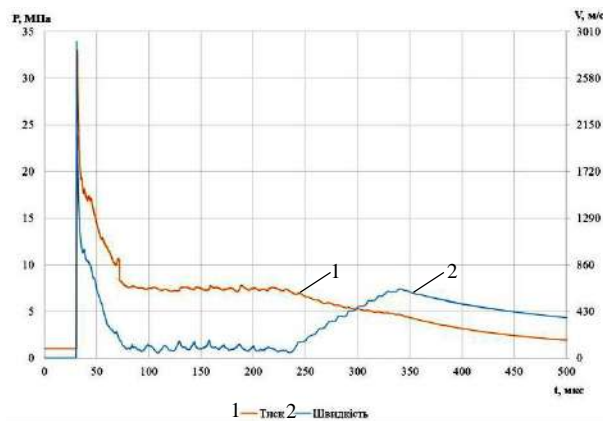


Рис. 5. Зміна тиску та швидкості в перерізі ДК за часом

4. Обговорення результатів дослідження та формулювання рекомендацій

Значення газодинамічних параметрів у потрійних точках вищі, ніж передбачають класичні теоре-

тичні моделі (табл. 1). Це підтверджується експериментальними результатами минулих років, заснованих на дослідженні сажових відбитків [5], сучасними дослідженнями структури фронту ДХ [11] та експериментами з використанням високоточної вимірювальної лазерної техніки [12, 14].

Таблиця 1

Основні параметри на фронті детонаційної хвилі

Параметр	Моделювання		ЗНД модель
	Потрійні точки	Середнє значення	
P, МПа	6.34	3.34	3.25
v, м/с	3240	2860	2835
T, К	2889	1964	1898
ρ , кг/м ³	4.669	3.618	3.658

За ЗНД моделлю тиск на фронті ДХ для стехіометричної киснево-водневої суміші повинен бути більшим від початкового приблизно у 32 рази.

А отримані дані (див. рис. 2) показують перевищення величини тиску більше, ніж у 60 разів. У деяких зонах спостерігалось ще більші підвищення тиску, але такі зони є дуже малими за розмірами та час їх існування незначний. При усередненні параметрів за перерізом каналу на фронті ДХ отримані значення тиску становлять 3.34 МПа, що відповідає розрахованій за ЗНД моделлю величині тиску у 3.25 МПа.

Враховуючи складну структуру та особливості формування фронту ДХ, величина швидкості розповсюдження детонації також підлягає осередненню. Згідно з теорією Чепмена-Жуге швидкість розповсюдження фронту ДХ D_{CJ} для розглянутої паливної композиції становить 2835 м/с, що підтверджено експериментально [4]. Осереднюючи значення швидкості потоку по всьому фронту ДХ отримуємо величину 2860 м/с, яка відповідає відомим експериментальним значенням D_{CJ} у межах похибки розрахунків (менше 2 %).

Наявність поперечних хвиль призводить до значної турбулізації потоку у пристінковому шарі біля стінок каналу (див. рис. 4). Поперечна хвиля ініціює перемішування між продуктами детонації в ядрі потоку, та продуктами, які знаходяться у пристінковому шарі. Турбулізація пристінкового шару поперечними хвилями сприяє інтенсифікації теплообміну від продуктів детонації до стінок каналу. Відбувається збільшення значення коефіцієнту тепловіддачі, що призводить до підвищення теплового навантаження на конструкцію. Це явище необхідно враховувати при проектуванні системи охолодження камер детонаційних двигунів.

Висновки

1. Узагальнені результати чисельного дослідження добре узгоджуються з результатами відомих експериментальних досліджень.

2. У ході чисельного дослідження отримана детальна картина утворення та розповсюдження фронту детонаційної хвилі. Аналіз отриманих результатів показав, що фронт детонаційної хвилі представляє собою набір потрійних конфігурацій, які постійно змінюють своє положення у часі та у просторі. Утворюється складна неоднорідна структура фронту детонаційної хвилі.

3. Величини тиску та швидкості у потрійних точках перевищують відомі з теорії значення величини тиску та швидкості у піку Неймана. При осередненні параметрів по всьому поперечному перерізі фронту детонації значення величин тиску та швидкості стають близькими до значень, передбачених теорією.

4. Результати математичного моделювання показали, що зменшення параметрів потоку під час виходу продуктів детонації з каналу починається у момент часу, коли зворотна хвиля знаходиться на шляху до глухої стінки. У цей час тиск починає знижуватись, а швидкість, навпаки, збільшуватись. У момент часу, коли зворотна хвиля вдруге проходить той самий переріз камери, рухаючись до виходу, швидкість має максимальне значення, яке відповідає місцевій швидкості звуку.

5. Однією з головних особливостей, виявлених при моделюванні, є наявність поперечних хвиль за фронтом ДХ, які сприяють значній турбулізації пристінкового шару. Турбулізація призводить до інтенсифікації теплообміну між продуктами детонації та стінками каналу. Зазначену особливість слід враховувати при проектуванні системи охолодження камери детонаційного двигуна.

Подальші дослідження процесу детонації обумовлені необхідністю визначення характеру впливу режимних факторів на тягові та теплові характеристики імпульсних детонаційних ракетних двигунів.

Внесок авторів: огляд та аналіз інформаційних джерел – **О. С. Аксьонов**; формулювання мети і постановка задач дослідження – **О. Є. Золотько, О. С. Аксьонов**; вибір та використання програмно-технічних засобів для моделювання та представлення результатів – **О. С. Аксьонов**; аналіз результатів дослідження та формулювання рекомендацій – **О. С. Аксьонов**; формулювання висновків – **О. Є. Золотько, О. С. Аксьонов**.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Chapman, D. L. VI. On the rate of explosion in gases [Text] / D. L. Chapman // *The Philosophical Magazine: A Journal of Theoretical Experimental and Applied Physics: Series 5.* – 1899. – Vol. 47, iss. 284. – P. 90-104. DOI: 10.1080/14786449908621243.

2. Jouguet, E. Sur la propagation des reactions chimiques dans les gaz [Text] / E. Jouguet // *Journal des Mathematiques Pures et Appliquees.* – 1905. – Vol. 1. – P. 347-425. – Available at: <https://eudml.org/doc/234706> – 12.12.2022.

3. Зельдович, Я. Б. К теории распространения детонации в газообразных системах [Текст] / Я. Б. Зельдович // *Журнал экспериментальной и теоретической физики.* – 1940. – Т. 10, вып. 5. – С. 542-568.

4. Soloukhin, R. I. Detonation waves in gases [Text] / R. I. Soloukhin // *Soviet Physics Uspekhi.* – 1964.

Vol. 6, no. 4. – Article no. 523. DOI: 10.1070/PU1964v006n04ABEH003586.

5. Shchelkin, K. I. *Instability of combustion and detonation of gases* [Text] / K. I. Shchelkin // *Soviet Physics Uspekhi*. – 1966. – Vol. 8, no. 5. – Article no. 280. DOI: 10.1070/PU1966v008n05ABEH003038.

6. Shepherd, J. E. *Detonation in Gases* [Text] / J. E. Shepherd // *Proceedings of the Combustion Institute*. – 2009. – Vol. 32, no. 1. – P. 83-98. DOI: 10.1016/j.proci.2008.08.006.

7. Dai, J. *Numerical Investigation on Detonation Initiation and Propagation with a Symmetric-Jet in Supersonic Combustible Gas* [Text] / J. Dai, L. Peng // *Aerospace*. – 2022. – Vol. 9, Iss. 9. – Article No. 501. – P. 1-19. DOI: 10.3390/aerospace9090501.

8. *Statistical analysis of detonation wave structure in a Narrow Channel* [Electronic resource] / M. D. Frederick, R. M. Gejji, J. E. Shepherd, C. D. Slabaugh // *Conference AIAA Scitech 2021 Forum. AIAA 2021-0800. Session: Detonation Physics I*. – 2022. – P. 1-9. DOI: 10.2514/6.2021-0800.

9. *ANSYS Fluent Theory Guide 2019. Release 2019 R1* [Electronic resource]. – Available at: <https://ru.scribd.com/document/491750032/ANSYS-Fluent-Tutorial-Guide-2019#>. – 10.09.2022.

10. Аксьонов, О. С. *Методика проведення чисельного дослідження камери імпульсного детонаційного двигуна* [Текст] / О. С. Аксьонов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – №1 (185). – С. 47-54. DOI: 10.32620/akt.2023.1.05.

11. Кучинский, В. В. *Оценка размера детонационной ячейки в газах* [Текст] / В. В. Кучинский, И. И. Оносов // *Журнал технической физики*. – 2011. – Т. 81, № 6. – С. 14-19. – Режим доступа: <http://journals.ioffe.ru/articles/10325>. – 10.09.2022.

12. Mahmoudi, Y. *Triple point collision and hot spots in detonation with regular structure* [Text] / Y. Mahmoudi, K. Mazaheri // *Combustion Science and Technology*. – 2012. – Vol. 184, no. 7-8. – P. 1135-1151. DOI: 10.1080/00102202.2012.664004.

13. *Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine* [Text] / T. Endo, J. Kasahara, A. Matsuo, K. Inaba, S. Sato, T. Fujiwara // *AIAA Journal*. – 2004. – Vol. 42, Iss. 9. – P. 1921-1930. DOI: 10.2514/1.976.

14. Huang, X. *Research on Optical Diagnostic Method of PDE Working Status Based on Visible and Near-Infrared Radiation Characteristics* [Text] / X. Huang, N. Li, Y. Kang // *Energies*. – 2021. – Vol. 14, no. 18. – Article No. 5703. – P. 1-14. DOI: 10.3390/en14185703.

References

1. Chapman, D. L. On the rate of explosion in gases. *The Philosophical Magazine: A Journal of Theoretical Experimental and Applied Physics: Series 5*, 1899, vol. 47, iss. 284, pp. 90-104. DOI: 10.1080/14786449908621243.

2. Jouguet, E. Sur la propagation des reactions chimiques dans les gaz. *Journal des Mathematiques Pures et Appliquees*, 1905, vol. 1, pp. 347-425. Available at: <https://eudml.org/doc/234706> (accessed 12.12.2022).

3. Zel'dovich, Ya. B. К теории распространения детонации в газообразных системах [On the theory of detonation propagation in gaseous systems]. *Zhurnal eksperimental'noy i teoreticheskoy fiziki – Journal of Experimental and Theoretical Physics*, 1940, vol. 10, iss. 5, pp. 542-568.

4. Soloukhin, R. I. Detonation waves in gases. *Soviet Physics Uspekhi*, 1964, vol. 6, no. 4, article no. 523. DOI: 10.1070/PU1964v006n04ABEH003586.

5. Shchelkin, K. I. Instability of combustion and detonation of gases. *Soviet Physics Uspekhi*, 1966, vol. 8, no. 5, article no. 280. DOI: 10.1070/PU1966v008n05ABEH003038.

6. Shepherd, J. E. *Detonation in Gases. Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, vol. 32, no. 1, pp. 83-98. DOI: 10.1016/j.proci.2008.08.006.

7. Dai, J., Peng, L. *Numerical Investigation on Detonation Initiation and Propagation with a Symmetric-Jet in Supersonic Combustible Gas. Aerospace*, 2022, vol. 9, iss. 9, article no. 501, pp. 1-19. DOI: 10.3390/aerospace9090501.

8. Frederick, M. D., Gejji, R. M., Shepherd, J. E. & Slabaugh, C. D. *Statistical analysis of detonation wave structure in a Narrow Channel. Conference AIAA Scitech 2021 Forum. AIAA 2021-0800. Session: Detonation Physics I*, 2022, pp. 1-9. DOI: 10.2514/6.2021-0800.

9. *ANSYS Fluent Theory Guide 2019. Release 2019 R1*. Available at: <https://ru.scribd.com/document/491750032/ANSYS-Fluent-Tutorial-Guide-2019#>. (accessed 10.09.2022).

10. Аксон, О. С. *Методика проведення чисельного дослідження камери імпульсного детонаційного двигуна* [Numerical experiment methodology for the chamber of a pulse detonation engine]. *Авіаційно-космічна техніка і технологія – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 1, pp. 47-54. DOI: 10.32620/akt.2023.1.05.

11. Кучинский, В. В. & Оносов, И. И. *Оценка размера детонационной ячейки в газах* [Detonation cell size estimation in gases]. *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki - Journal of Technical Physics*, 2011, vol. 81, no. 6, pp. 14-19. Available at: <http://journals.ioffe.ru/articles/10325> (accessed 10.09.2022).

12. Mahmoudi, Y. & Mazaheri, K. Triple point collision and hot spots in detonation with regular structure. *Combustion Science and Technology*, 2012, vol. 184, no. 7-8, pp. 1135-1151. DOI: 10.1080/00102202.2012.664004.

13. Endo, T., Kasahara, J., Matsuo, A., Inaba, K., Sato, S. & Fujiwara, T. Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine. *AIAA Journal*, 2004, vol. 42, iss. 9, pp. 1921-1930. DOI: 10.2514/1.976.

14. Huang, X., Li, N. & Kang, Y. Research on Optical Diagnostic Method of PDE Working Status Based on Visible and Near-Infrared Radiation Characteristics. *Energies*, 2021, vol. 14, no. 18, article no. 5703, pp. 1-14. DOI: 10.3390/en14185703.

Надійшла до редакції 08.05.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023

STRUCTURAL FEATURES OF THE DETONATION FLOW

Oleksandr Aksonov, Oleksandr Zolotko

The **subject** of this research is the processes that occur during the formation and propagation of a detonation wave in a flat channel. The **goal** of this work is to study the features of the complex multiform structure of the detonation wave and its influence on the integral parameters of the detonation flow. The **task** of the research was to identify regularities during the formation process and propagation of the detonation wavefront, establish the nature of the influence of the detonation front structure on the processes that occur in the zone of stable flow parameters, and analyze the gas-dynamic parameters of the flow at the final stage of the process - at the stage of propagation of rarefaction waves. The main research **method** is mathematical simulation using CFD technologies (ANSYS Fluent package). The main **results** of the study: it was established that the values of gas-dynamic parameters at the triple points of shock waves are significantly greater than the corresponding values at the Neumann peak, and in the areas between the triple points are significantly smaller; the values of the parameters averaged over the cross-section of the detonation wave front almost do not differ from the values of the parameters at the Neumann peak; the propagation velocity of the detonation wave averaged over the cross-section of the flow also corresponds to the calculated velocity according to the Chapman-Jouguet model; outside the zone of chemical reaction, the formation of triple configurations is impossible, therefore the speed of the detonation wave front will be lower than the values of Chapman-Jouguet, which will affect the further processes of propagation of the detonation; the processes of formation and propagation of the detonation wave front in a certain way influence the distribution of steady flow parameters, while the wave processes spread to the Taylor zone, which leads to significant turbulence of the wall layer; due to the turbulence of the wall layer, the intensity of convective heat fluxes into the channel wall increases. **Conclusion:** the obtained results are in good agreement with the results of known experimental studies and can be used in the calculation of the integral impulse characteristics of the detonation engine chamber and in the design of its cooling system.

Keywords: detonation; mathematical simulation; structure of the detonation wave front.

Аксьонов Олександр Сергійович – асп. каф. двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна; інженер I категорії, Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»», Дніпро, Україна.

Золотко Олександр Євгенович – канд. техн. наук, доц. каф. двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Oleksandr Aksonov – PhD student of Engines Construction Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine; engineer of the first category, State Enterprise «Design office «Yuzhnoye»», Dnipro, Ukraine,
e-mail: aksyonov.olexander@gmail.com, ORCID: 0000-0002-5399-7292.

Oleksandr Zolotko – Candidate of Technical Science (PhD), Associate Professor of Department of Engine Construction, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,
e-mail: alexaur61@gmail.com.

UDC 532.526. 2

doi: 10.32620/aktt.2023.3.06

Pavlo LUKIANOV, Lin SONG

*National Aviation University, Kyiv, Ukraine***UNSTEADY INCOMPRESSIBLE LAMINAR BOUNDARY LAYER:
TIME AND SPACE VARIABLE MOLECULAR VISCOSITY**

*The subject of this work is two approaches to describe the laminar unsteady flow of an incompressible fluid in the boundary layer. In the first approach, the viscosity of the fluid and the acceleration with which the plane is set in motion are considered constant. In essence, this is Rayleigh's problem. The solution obtained on the basis of these assumptions asymptotically converges to the well-known self-similar Stokes solution. It is important that the solutions of Stokes and Rayleigh asymptotically at large values of time correspond to the disappearance of shear stresses between the liquid and moving plane after acceleration. A paradox emerges the equations derived by Stokes to describe internal friction indicate the absence of the same friction between a moving body and fluid. Since research using the calculus of variation methods revealed that the molecular viscosity inside the stationary boundary layer should depend on the distance to the moving surface, the corresponding non-steady problem was considered. As a result, as before for the steady case, solutions describing both non-gradient and gradient flows of incompressible fluid in the boundary layer are obtained. The asymptotic analysis of the transition to steady flow testifies the consistency of these solutions. For the case of non-gradient flow, a comparison of the classical solution with the solution corresponding to the extreme fluid flow rate carried by the moving surface is made. It is shown that according to the solution obtained on the basis of the calculus of variation approach, the shear stress on the surface does not disappear anywhere after the motion becomes steady but, as expected, acquires a constant value. **The research methods** are purely theoretical and the results are analyzed by comparison with available theoretical and experimental data and compliance with the fundamental laws of physics, in particular the law of conservation of energy. These methods are based on the construction of analytical mathematical models, which are differential equations in partial derivatives supplemented with appropriate physical initial and boundary conditions. In addition, Euler's differential equations for the extreme of functional theory are used (in this paper, this is the extreme of fluid flow rate across the cross-section of the boundary layer). When solving these equations, the well-known Fourier method of variable separation is used. Arbitrary functions of time arising during partial integration (by one of the variables – the spatial coordinate) are determined from the conditions of asymptotic convergence of the solutions of non-steady problems to the corresponding solutions of steady problems. **Conclusions.** The presented results are of fundamental importance for understanding the physics of the flow around aircraft parts, as they indicate the contradiction of the existing idea of the reversibility of direct and inverse problems: the motion of a body in a still fluid and the flow of a fluid around an immobile body.*

Keywords: aircraft; laminar boundary layer; unsteady incompressible flow; variable molecular viscosity.

Introduction

Regardless of whether the motion of a body in a fluid is steady or unsteady, it is always affected by the force of friction. This, of course, also applies to the motion of aircraft. The frictional force of the fluid on the surface of the aircraft is created in a rather thin boundary layer - in the immediate vicinity of the streamlined surface [1].

The boundary layer is an important component of optimizing the aerodynamic characteristics of the wing profile [2], improving the flow around the blade and increasing its non-skid properties [3]. The flow in the boundary layer is also related to the formation of vortex tracks, which is very important for flight safety, especially in non-stationary regimes - during take-off and landing [4].

In the middle of the 19th century, one of the new problems at that time was the study of the influence of the resistance of the environment on the motion of the pendulum. Scientists did not abandon the idea of creating a so-called "eternal engine". Ideas, as you know, do not arise from nothing. They (these ideas) are the result of certain theories. One of these theories is the Stokes model of viscous fluid motion [5]. According to this model, in case of non-steady flow, under the assumption of constant molecular viscosity, a false conclusion is reached about the possibility of the existence of a perpetual motion machine. To point out the shortcomings of Stokes' theory, this paper considers two problems: the main problem deals with acceleration and subsequent steady motion, and the second, auxiliary problem, deals with unsteady fluid flow along a fixed plane.

Despite the fact that today almost all the efforts of researchers are directed to the study of turbulent flows, nevertheless, the theory of the non-steady laminar boundary layer has not yet been completed. This becomes clear after studying the works of Stokes [5, 6]. Only recently, it was possible, from unified position, to obtain an analytical description of steady gradient and non-gradient incompressible flows in the boundary layer [7].

As for the non-steady boundary layer, various problems were considered. First of all, we should mention the general solution for an arbitrary law of acceleration of a plane to a finite speed, obtained by Stokes (see [6], (185)) and its special case for instantaneous motion of a plane with a constant speed (see [6], (186)). Apparently, aware of the physical impossibility of instantaneous acceleration of a plane, like any other body of finite mass, to a finite speed, Rayleigh considered the case of uniformly accelerating an infinite plane from a state of rest into motion at a constant speed [8]. The Stokes solution obtained on the basis of the constancy of viscosity (the Navier-Stokes equation) and its special case considered by Rayleigh (see [8], formulas (17), (18)) indicate a discrepancy with physics. Thus, in the work of Rayleigh [8] it is indicated (see the last formula of the third paragraph of the cited work) that the velocity gradient, and with it, taking into account the constancy of the molecular viscosity, the shear stress τ asymptotically decrease in time according to the law

$$\mu \frac{\partial V_x}{\partial y} \Big|_{y=0} = \tau(t \gg t_b) t^{-1/2} \rightarrow 0, \quad t \rightarrow \infty. \quad (1)$$

In (1) t_b is the acceleration time,

V_x is the speed of the plane,

μ is a molecular viscosity,

t, y are time and coordinate normal to the plane in accordance.

It immediately follows from (1) that with steady motion, the motion resistance is zero. In other words, we accelerate the body, and it continues to move, without supplying energy from the outside, at a constant speed. Of course, this is completely wrong, as is trying to create a perpetual motion machine.

The following considerations will help us, firstly, to make sure that in the problem of the motion of a plane in space, the velocity cannot be constant or increase anywhere, and, secondly, they will indicate the unphysical correspondence of (1). It is clear that when a plane moves, the product of the velocity and the viscous shear stress on the surface of this plane is nothing but the power that the plane transmits to the surrounding space. If the motion is steady, then the mentioned power should dis-

appear somewhere every time moment. So it is: it disappears due to viscous dissipation (heating of the liquid is not taken into account):

$$\begin{aligned} & V_x(y=0) \cdot \tau(y=0) = \\ & = - \int_0^\infty \mu \frac{dV_x}{dy} \frac{dV_x}{dy} dy = -\tau(0) \int_0^\infty \frac{dV_x}{dy} dy = \quad (2) \\ & = -\tau(y=0)(V_x(y=\infty) - V_x(y=0)). \end{aligned}$$

When deriving (2), it was taken into account that $\mu(dV_x/dy) = \tau(y=0) = \text{Const}$, which corresponds to a non-gradient flow. Therefore, the balance of these capacities is possible under the condition that $V_x(y=\infty) = 0$.

This is an important fact because it prevents the velocity field from having a constant value at infinity and everywhere. On the other hand, the shear stress is constant in time (and in the case of acceleration of the body, it asymptotically approaches a constant value). Therefore, expression (1), being absolutely correct mathematically, has nothing to do with the real physics of the problem, since energy dissipation occurs at every moment of time.

These contradictions disappear when, in the generalized Navier-Stokes equations, the viscosity in the boundary layer is considered, in the general case, as a variable: in steady motion, the viscosity is a function of the distance to the boundary of the solid body (wall) (see [7]), and for non-steady motion is a function of time and distance (see below).

The development of this topic can be found in subsequent works by Gohrtler [9], Howards [10], Sowersby [11, 12], and Watson [13], in which the growth of the boundary layer and the boundary layer in a semi-infinite region of various shapes are considered. Flows in the Stokes boundary layer in the form of harmonic oscillations are still used now when considering various non-steady problems [14].

For a better understanding of the further presentation, let's briefly review the article [7], devoted to the steady boundary layer. The starting point of the study is Schlichting's monograph [15], where the reader can find a summary of the problem (at the time of publication of this book). An important role is assigned to experimental work on measuring the boundary layer [16]. The theory of the boundary layer, which is currently used, was developed by Prandtl [17] almost sixty years after the publication of the work of Stokes [5]. Isn't this a paradox? The Stokes theory [5] of the motion of a viscous fluid already exists, but its purpose, which is primarily related to the description of internal friction in the boundary layer, finds its implementation only in the work of Prandtl [17]. The answer to this question can be found

in [7]. The theory of the steady boundary layer of an incompressible flow was further developed in the works of Blasius [18] (as well as a generalization of his problem [19]) and Boltze [20], as well as in the works of Karman [21] and Pohlhausen [22]. Van Drist's work [23], which is somewhat separated in time, although formally dedicated to the turbulent boundary layer, uses an exponential multiplier that is characteristic of the laminar boundary layer [6]. Successes in the study of the boundary layer before 1970 are described in Loitsianskyi's review [24]. Modern works on the laminar boundary layer include the formally mathematical works of Wyburn [25, 26], the work of Sohrab [27], based on a statistical description of the flow physics in both laminar and turbulent boundary layers. And, perhaps, the work of Abdulah Grafor [28], in which the ideas of the Polhausen method [22] are developed, also deserves attention.

1. Formulation of the problem

In this paper, we consider unsteady incompressible flows in laminar boundary layers:

- a non-gradient non-steady boundary layer formed during the acceleration motion of an infinite plane;
- a gradient non-steady boundary layer, which is formed when a fluid flows around along fixed plane at a constant speed.

The purpose of the work is to obtain, based on the calculus of variation approach, analytical distributions for the velocity field in gradient and non-gradient laminar unsteady boundary layers of an incompressible fluid and compare them with the classical ones, pointing out the shortcomings of the latter.

2. Laminar unsteady incompressible fluid flow due to uniform acceleration of the plane

It is impossible to instantly accelerate the body to a finite speed: an infinitely large power is required. Therefore, no matter how small the acceleration time of a rocket or projectile is, it is still finite. The plane accelerates or decelerates within the time limit. This tells us that the problem of a laminar boundary layer that is constantly changing over a finite time is quite real. Apparently, that is why Rayleigh, as stated in the introduction, solved the problem of uniform acceleration of a plane to a constant speed [8]. What follows in this section cannot be considered entirely original. It is rather a bridge between the classical (old) presentation and the modern one, which is becoming more and more difficult to understand every day. Although the formal mathematical notation and representation differ from the works of Stokes [6] and Rayleigh [8], it is essentially the same physical problem. In

this work, the problem of braking will not be considered: only acceleration.

The speed of uniform acceleration of the aircraft for finite time τ_b and subsequent steady motion ($y = 0$) is described by law [29]

$$V_{x|y=0} = U_0 \left[\frac{t}{\tau_b} H(t) - \frac{t-\tau_b}{\tau_b} H(t-\tau_b) \right]. \quad (3)$$

In (3) $H(t)$ is the Heaviside function. The second boundary condition was already mentioned above:

$$V_x(y=\infty) = 0.$$

Solution of the Navier-Stokes equation

$$\frac{\partial V_x}{\partial t} = \nu \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2}$$

with the listed boundary conditions and the initial condition (which is automatically fulfilled in (3)) has the form (compare with the solutions of Stokes [6], (formulas 185, 186) and Rayleigh [8], formulas 17, 18):

$$V_x(y,t) = \frac{U_0 y}{2\sqrt{\nu\pi}} \int_0^t \frac{\exp[-y^2/(4\nu(t-\tau_b))]}{(t-\tau)^{3/2}} \times \left(\frac{\tau}{\tau_b} H(\tau) - \frac{\tau-\tau_b}{\tau_b} H(\tau-\tau_b) \right) d\tau. \quad (4)$$

The integral of the right-hand side of (4) can be conveniently expanded into the sum of the following two integrals:

$$I_1(y,t) = \frac{U_0 y}{2\sqrt{\nu\pi}} \int_0^{\tau_b} \frac{\exp[-y^2/(4\nu(t-\tau_b))]}{(t-\tau)^{3/2}} \frac{\tau}{\tau_b} d\tau,$$

$$I_2(y,t) = \frac{U_0 y}{2\sqrt{\nu\pi}} \int_{\tau_b}^t \frac{\exp[-y^2/(4\nu(t-\tau_b))]}{(t-\tau)^{3/2}} d\tau.$$

These integrals are respectively equal to $I_1(y,\tau_p) - I_1(y,0)$ and $I_2(y,t) - I_2(y,\tau_p)$, where

$$I_1(y,t) = \frac{U_0 y}{\tau_b 2\sqrt{\nu\pi}} \left\{ 2\sqrt{t-\tau_b} \exp\left[-\frac{1}{4} \frac{y^2}{(t-\tau_b)}\right] + \left(y\sqrt{\pi} + \frac{2t\sqrt{\pi\nu}}{y} \right) \operatorname{erf}\left[\frac{1}{2} \frac{y}{\sqrt{\nu(t-\tau_b)}}\right] \right\},$$

$$I_2(y,t) = \frac{U_0}{\tau_b \sqrt{v}} \operatorname{erf} \left[\frac{1}{2} \frac{y}{\sqrt{v(t-\tau_b)}} \right]. \quad (5)$$

It is easy to see that the solution (4) – (5) under the condition of instantaneous ($\tau_b = 0$) setting of immobile plane to motion coincides with the Stokes solution [6, 8] – the second integral (5). But, as is obvious, in the absence of the second, immobile plane, which is at a finite distance from the moving one, the solution (5) will not have a linear distribution [16]. We also do not take into account the constant due to relation (2) (the finite power in the presence of dissipation cannot set the entire infinite space in motion at a constant speed). Information available on the Internet on laminar boundary layer research [7] indicates that all theories, starting with Blasius' work [18] on the flow around a flat plate, are nothing more than a good approximation of the parabolic law that corresponds to the motion of a fluid under the action of a longitudinal pressure gradient and, of course, does not correspond to the motion of a body in a fluid.

As mentioned above, the classical approach leads to unphysical results: after acceleration of the plane, with time (see (1)) the gradient of the velocity of the fluid in contact with the surface of the plane inexorably asymptotically tends to zero. It turns out that having accelerated the plane to a finite speed, we no longer need to make further efforts to maintain the motion at a constant speed. But, excuse us, where does viscous scattering go? Of course, it does not disappear. The boldness of these statements is confirmed by the results of work [7], where it is proved that in the boundary layer of an incompressible laminar fluid flow, the viscosity cannot remain constant in the absence of a longitudinal pressure gradient: it must be a function of the distance to the solid surface to ensure the constancy of the shear stress in the flow (see [7] for details). To avoid the physical inconsistency associated with the violation of the basic law of physics on the conservation of energy, we apply the ideas of a new approach initiated in [7].

3. Unsteady laminar non-gradient flow in the boundary layer: calculus of variation approach

Now it is appropriate to note that the approach used in [3] corresponds to the first ever calculus of variation principle of mechanics by Pierre's Maupertuis [30].

Unsteady non-gradient flow of incompressible fluid in the boundary layer is described by the generalized Navier-Stokes equation

$$\frac{\partial V_x}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial V_x}{\partial y} \right), \quad (6)$$

taking into account the variable viscosity coefficient $\mu(y,t)$ and also the following initial and two boundary conditions (hereafter all values have dimensionless form [7])

$$V_x(t \rightarrow \infty) = 1; \quad V_x(y=0) = f(t), \quad V_x(y \rightarrow \infty) \rightarrow 0. \quad (7)$$

Therefore, the fluid flow functional can now be represented in the form

$$J = \int_0^\infty V_x \left(\frac{\partial V_x}{\partial t}, \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) dy. \quad (8)$$

The Euler equation of the extreme of the functional (8) has the following form

$$-\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial V_x}{\partial V_x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial V_x}{\partial V_x} \right) = 0.$$

Since this equation must hold for any instant of time, from the asymptotic coincidence at large values of time (see also the gradient flow case below) we obtain

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial V_x}{\partial V_x} \right) = \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial V_x}{\partial V_x} \right) = 0.$$

As in [7], let's transform the previous equation into the form

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial V_x}{\partial t} \frac{1}{\frac{\partial^2 V_x}{\partial t^2}} \right) = \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial V_x}{\partial y} \frac{1}{\frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2}} \right) = 0. \quad (9)$$

If we solve the problem directly, that is, using known approaches, something incomprehensible comes out. Let's try to use the method of variables separation by Fourier. According to this method,

$$V_x = V_x(t,y) = T(t) \cdot Y(y). \quad (10)$$

After substituting (10) into (9), (9) turns into

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dT}{dt} \frac{1}{\frac{d^2 T}{dt^2}} \right) = 0, \quad \frac{d}{dy} \left(\frac{dY}{dy} \frac{1}{\frac{d^2 Y}{dy^2}} \right) = 0. \quad (11)$$

It follows from (11)

$$\frac{dT}{dt} = C_1^t \frac{d^2T}{dt^2}, \quad \frac{dY}{dy} = C_1^y \frac{d^2Y}{dy^2} \quad (12)$$

with solutions in the form

$$\begin{aligned} T(t) &= A_t + B_t \exp\left(\frac{t}{C_{1t}}\right), \\ Y(y) &= A_y + B_y \exp\left(\frac{y}{C_{1y}}\right). \end{aligned} \quad (13)$$

In (12), (13) C_1^t , C_1^y , A_t , B_t , A_y , B_y are integration constants. Some of them are found from the following initial and boundary conditions

$$T(0)=0, \quad T(\infty)=1; \quad Y(0)=1, \quad Y(\infty)=0. \quad (14)$$

As a result, the sought solution takes the form:

$$V_x(t,y) = \left(1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right)\right) \exp(-y). \quad (15)$$

In the solution (15), the constant $C_1^y = -1$ is the same as for the case of steady flow [7]. The constant C_1^t will be defined later. It follows from (15) that

$$V_x(t,y) \rightarrow \exp(-y), \quad t \rightarrow \infty,$$

and this is consistent with the results (flows with small Reynolds numbers) of modern works [31, 32] (see [3] for more details).

4. Unsteady laminar gradient flow in the boundary layer: calculus of variation approach

The motion is described by the generalized Navier-Stokes equation with variable viscosity inside the boundary layer

$$\rho \frac{\partial V_x}{\partial t} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial V_x}{\partial y} \right),$$

initial and boundary conditions (7). It also follows from the conditions of the problem that

$$-\frac{\partial p}{\partial x} = \text{Const}.$$

Further, taking into account the physics of the boundary layer (viscosity force of the same order as inertial force and pressure gradient), in dimensionless quantities $\text{Const} = 1$. To use the calculus of variation approach, let us assume, as it was already done for the steady flow [7], that now

$$J = \int_0^\infty V_x \left(V_x, \frac{\partial V_x}{\partial t}, \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) dy. \quad (16)$$

The corresponding Euler equation for the extremum of the functional now has the following form

$$1 - \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial V_x}{\partial V_x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial V_x}{\partial V_x} \right) = 0. \quad (17)$$

We use the method of separation of variables again and obtain

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dT}{dt} \frac{1}{d^2T} \right) = 1 - \frac{d}{dy} \left(\frac{dY}{dy} \frac{1}{d^2Y} \right) = \text{Const}. \quad (18)$$

So far, we do not know the value of the constant in equations (18). Therefore, we will find their general solution. For this, as above, we find the first integrals (18). We have

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dt} &= \left(\text{Const} \cdot t + C_1^t \right) \frac{d^2T}{dt^2}, \\ \frac{dY}{dy} &= \left((1 - \text{Const}) \cdot y + C_1^y \right) \frac{d^2Y}{dy^2}. \end{aligned} \quad (19)$$

The general solution corresponding to (19) is

$$\begin{aligned} V_x(y,t) &= \left[A_y + B_y \left(y - \frac{C_1^y}{-1 + \text{Const}} \right)^{\frac{-2 + \text{Const}}{-1 + \text{Const}}} \right] \times \\ &\times \left[A_t + B_t \left(t + \frac{C_1^t}{\text{Const}} \right)^{\frac{1 + \text{Const}}{\text{Const}}} \right]. \end{aligned} \quad (20)$$

The solution (20) asymptotically, when $\text{Const} \rightarrow 0$, turns into a solution of the steady problem:

$$\lim_{\text{Const} \rightarrow 0} V_x(y,t) = \left[A_y + B_y \left(y + C_1^y \right)^2 \right] \times \left[A_t + B_t \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right]. \quad (21)$$

So, let's set Const=0. After meeting all the boundary conditions (by spatial coordinate and by time), we get the following solution

$$V_x(y,t) = \left(1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right) \cdot y(2-y). \quad (22)$$

As one can see, at $C_1^t < 0$

$$V_x(y,t) \rightarrow y(2-y), \quad t \rightarrow \infty. \quad (23)$$

Expression (23) completely coincides with the solution of the problem in the case of steady flow [7].

5. Functions of viscosity, shear stress and power of friction force

Unlike steady motion, as follows from the solutions obtained above, now the viscosity is a function of time and spatial coordinate (in the case of a non-gradient boundary layer):

$$\mu = \mu(t,y). \quad (24)$$

For a non-gradient boundary layer, substituting solution (15) into equation (5) leads to the relation:

$$\begin{aligned} & -\frac{1}{C_1^t} \cdot \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \exp(-y) + \varphi(t) = \\ & = \mu(t,y) \left[1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right] \exp(-y), \end{aligned}$$

from which it follows that

$$\mu(t,y) = \frac{\exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \exp(-y) + \varphi(t)}{C_1^t \left[1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right] \exp(-y)}, \quad (25)$$

with $\varphi(t)$ to be some function of time arising from partial integration. Since the steady flow can be considered as the limiting case of the non-steady one for $t \rightarrow \infty$, then, comparing with the solution for steady problem, we

obtain that for any $t > 0$

$$\mu(t,y) = \frac{-\frac{1}{C_1^t} \cdot \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \exp(-y) + 1}{\left[1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right] \exp(-y)} \rightarrow \exp(y), \quad t \rightarrow \infty.$$

For a gradient flow, according to solution (22) and equation (5), we obtain

$$\begin{aligned} & -\frac{1}{C_1^t} \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) y(2-y) = \\ & = 1 + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu(2-2y) \left(1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right) \right). \end{aligned}$$

Whence, after integration over y , we obtain:

$$\mu(t,y) = \frac{\psi(t) - \frac{1}{C_1^t} \cdot \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \cdot \left(y^2 - \frac{y^3}{3} \right) - y}{2(1-y) \left(1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right)}. \quad (26)$$

For $t \rightarrow \infty$ the flow becomes stationary. Then, from the condition of agreement with the steady flow, we obtain $\psi(t) = 1$. Finally, the viscosity function has the following form

$$\mu(t,y) = \frac{1-y - \frac{1}{C_1^t} \cdot \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \cdot \left(y^2 - \frac{y^3}{3} \right)}{2(1-y) \left(1 - \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \right)} \rightarrow \frac{1}{2}, \quad t \rightarrow \infty.$$

The viscous stress functions are found by the formula

$$\tau_{xy} = \mu \frac{\partial V_x}{\partial y}. \quad (27)$$

For a non-gradient boundary layer, according to (25) and (27), we obtain

$$\tau_{xy} = - \left(1 - \frac{1}{C_1^t} \cdot \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \exp(-y) \right) \rightarrow -1, \quad t \rightarrow \infty. \quad (28)$$

For the case of a gradient boundary layer, it is obtained similarly from (26) and (27),

$$\tau_{xy} = 1 - y - \frac{1}{C_1^t} \exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right) \left(y^2 - \frac{y^3}{3} \right) \rightarrow 1 - y, \quad t \rightarrow \infty. \quad (29)$$

It is important to note that when a fluid flows along an immobile body (gradient boundary layer), the surface shear stress acting from the side of the fluid on the plane

$$\tau_{xy}=1, \quad y=0, \quad t \geq 0$$

always constant and, of course, directed along the flow of the fluid, since it is the motion of the fluid that causes the appearance of stresses.

In practice, it is important to know at each moment of time the power of the frictional force, which is determined by the formula

$$P=\tau_{xy} \cdot V_x. \quad (30)$$

According to (30), for a gradient-free boundary layer, taking into account the expressions for velocity (15) and shear stress (28), we obtain

$$P(t,y)=\left(1-\exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right)\right)\exp(-y) \times \left(-1+\frac{1}{C_1^t}\exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right)\exp(-y)\right). \quad (31)$$

For the gradient boundary layer, after substituting expressions (22), (29) into (30), we obtain

$$P(t,y)=\left(1-\exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right)\right) \cdot y(2-y) \times \left(1-y-\frac{1}{C_1^t}\exp\left(\frac{t}{C_1^t}\right)\left(y^2-\frac{y^3}{3}\right)\right). \quad (32)$$

If we compare expressions (28) – (30) with (1), the meaning of the above considerations will become clear: relation (24) is the cornerstone of this entire theory. Due to the possibility of changing the molecular viscosity through the boundary layer, physically appropriate solutions of non-steady problems are obtained. These solutions, on the one hand, do not contradict the law of conservation of energy (the tangential stresses on the surface of the plane do not disappear during the transition from non-steady to steady motion), and on the other hand, they are completely asymptotically consistent with their analogues for steady problems. Finally, these analogues, most importantly, are consistent with the relevant results of existing experiments and theories [7].

To obtain explicit graphical dependencies, it is also necessary to determine the constant C_1^t in solutions (15), (22). Here it is appropriate to use the recent work of

Schreas Mandre [33], where a calculus of variation problem on the method of acceleration of a flat plate of finite length with a limitation on the available power is considered. For the acceleration function, the following relation was obtained there ([33], formula (3.27a))

$$f(t')=\left(1-\exp(-2.62t')\right)^{1/4}. \quad (33)$$

If we try to find C_1^t in the solution (15) for $y=0$ from the condition of equality to (33), then we obtain

$$C_1^t \approx -0.25.$$

However, the analysis of graphic data, as well as the absolute analysis of the tendency of the velocity to zero (further decline does not exceed 1%), indicates in favor of the fact that

$$C_1^t \approx -0.2. \quad (34)$$

Figure 1 shows the time evolution of the velocity distribution. It is clearly visible that the obtained solution (15) reaches an asymptote (see Fig. 1, b), that is, a steady solution, which is consistent with the exponential decrease of the amplitude (see [6, 7]). Moreover, immediately after acceleration (dimensionless time is equal to one), the curves practically coincide at the following moments of time. What cannot be said about the self-similar solution: over time, this solution approaches a constant value in physical coordinates (see Fig. 1, a). And this cannot be achieved due to the presence of viscous dissipation. If we consider the uppermost curve in Fig. 1, as an asymptote for a steady flow, we will not find experimental data on such a velocity distributions [16].

Figure 2 shows a comparison of shear stress functions on the surface of the moving plane. These are the solution (28) and the Rayleigh solution (see [8], (17), (18)). Since the Navier-Stokes equations are equations of stress dynamics, the focus is on the stress function, and especially on the surface. According to Rayleigh's solution, the shear stress only increases during acceleration and then, for unknown reasons, decreases to zero, allowing, as mentioned above, the existence of a perpetual motion without further external energy input. As for the time dependence of the shear stress in the obtained solution, this dependence indicates a constant value, which corresponds to a steady (constant – in this problem) value, which is consistent with the existing ideas about this type of motion. The fact that the shear stress at the initial moment of time is maximum is fully consistent with such a concept as friction of rest: this phenomenon occurs precisely during the imparting of momentum to the body, in

fact, accelerating it to a constant speed. From a technical, as well as an energy point of view, the time dependence of the power spent on acceleration, and then on maintaining steady motion, is of interest.

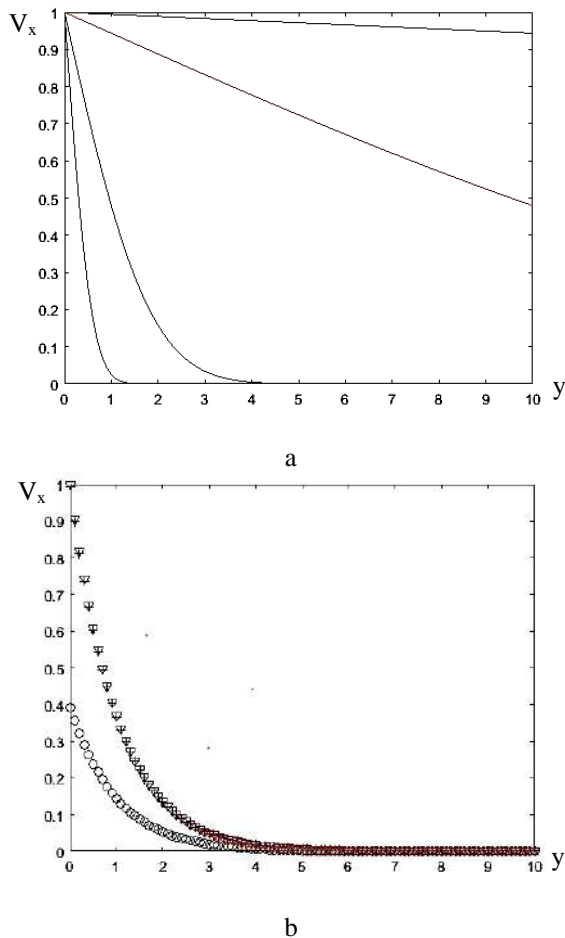


Fig. 1. Time evolution of the Stokes solution (Fig. a)) and solution (15) (Fig. b). In fig. a and moments of dimensionless time 0.1, 1, 10, 100, 10000 are given; in fig. b are equal to 0.1, 1 and 2, respectively

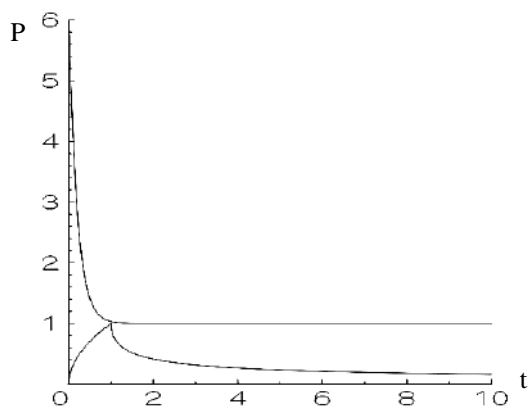


Fig. 2. Dependence of shear stress on time on a flat surface (dimensionless values): upper curve – solution (28), lower one is Rayleigh solution, [4], shapes (17), (18)

Figure 3 shows the dependences for the power of the friction force on the surface of the moving plane. It is clearly visible that the power required for acceleration of the plane increases both during acceleration with constant acceleration (Rayleigh [8]) and according to relations (15) and (28). However, if the specified growth for the model presented in this article is replaced by a constant value that is reached (asymptotes), then, according to Rayleigh's solution, the power required to maintain steady motion decreases in time to zero.

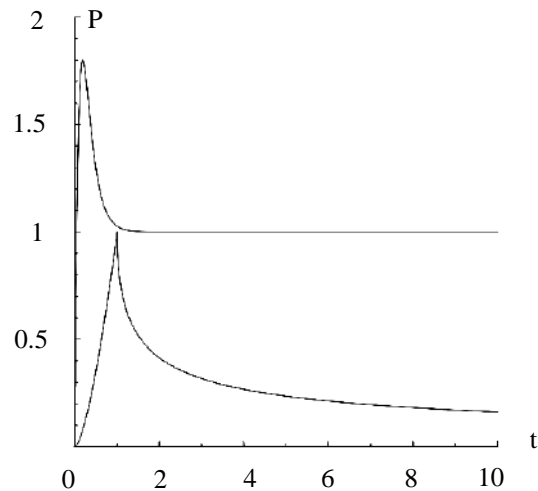


Fig. 3. Dependence of the power of the force of friction against a flat surface on time (dimensionless values): the upper curve is the solution (31), the lower one is the Rayleigh solution, [4], formulas (17), (18)

Discussion

Of course, it is not entirely correct to use the results of the problem of the motion of an infinite plane for bodies with finite dimensions, at least in the direction of motion. But, you see, viscous dissipation does not disappear anywhere even in the case of an infinite region (formula (2)), and therefore, at each moment of time after reaching a steady mode of motion, a finite power is needed to maintain this motion. On the other hand, it is known that when calculating friction, both for an external problem and for an internal one, resistance exists on the entire surface of a solid body. For example, when calculating the resistance of the pipeline, the length is of significant importance: the longer the pipe, the more powerful the pump is needed to pump the liquid. There is no such phenomenon when the resistance does not increase after a certain region of the pipe. Such a conclusion, if it is assumed as a consequence of the constancy of molecular viscosity, contradicts reality.

In addition, if the plane is semi-infinite, then when flowing along it, there is a region of establishment of the current, beyond which the same motion as for an infinite plane takes place. The existing modern theory has many

shortcomings, which are gaps in our knowledge. In order to eliminate these gaps, as it turns out, it is necessary to develop new approaches to setting and solving mathematical problems – also new ones. As for the approach presented in this work, it has proven itself well in the problem of steady flow [7]. In particular, the results obtained in [7] agree well with the experimental data.

Conclusions

As shown in this paper, at speeds not exceeding the order of the Mach number $Ma = 0.2$ (that is, up to 70 m/s), which is characteristic of the take-off mode and from a mathematical point of view corresponds to an incompressible flow, in the approximation of the laminar boundary layer, the molecular viscosity is variable depending on the distance to the body surface and time. The currently used Stokes model, based on the constancy of molecular viscosity for an incompressible flow, leads to deliberately erroneous results: after the acceleration of a body in a viscous fluid over time, the possibility of the existence of a perpetual motion is revealed.

In steady flow around an immobile body with a fluid flow uniform at infinity, the molecular viscosity can be considered constant, and for the simplest geometry, which is an infinite plane, the boundary layer is described by a parabolic law for the distribution of velocity. What cannot be said about the motion of a body in a still fluid. Here, on the example of an infinite plane, the flow uniform at infinity, the molecular viscosity can be considered constant, and for the simplest geometry, which is an infinite plane, the boundary layer is described by a parabolic law for the distribution of velocity. What cannot be said about the motion of a body in a still fluid. Here, on the example of an infinite plane, the condition of constancy of shear stress across the boundary layer (due to the absence of a longitudinal pressure gradient) inexorably leads to the requirement of variable character of molecular viscosity. The approach outlined in this article made it possible to obtain a physically consistent description of the boundary layer of an incompressible laminar flow, which is expressed in the presence at any time of the frictional stress of a moving body against a still fluid – or vice versa.

Finally, in order to answer the question of the practical use of the above results, we point out the need to rethink the conduct of experiments in wind tunnels. Although the main component of the lift force associated with the redirection of the air flow by the wing remains unchanged, in the conditions of the wind tunnel it is not possible to obtain the structure of the non-gradient boundary layer, the same as in the conditions of flight. Therefore, as a recommendation, we suggest rethinking the very technology of the experiment and think about how to create the motion of the test sample in laboratory

conditions and thus bring the experiment as close as possible to a real flight.

As a further study, it is possible to consider the variations of the change in acceleration during acceleration of the aircraft and its effect on the characteristics of the set motion.

Contribution of authors: conceptualization – **Pavlo Lukianov, Lin Song**; formulation of task – **Pavlo Lukianov**; analysis – **Pavlo Lukianov, Lin Song**; software – **Lin Song**; development of mathematical model – **Pavlo Lukianov**; analysis of results – **Pavlo Lukianov, Lin Song**.

All the authors have read and agreed to the published version of the manuscript.

References

1. Pavlyuchenko, A. M. & Shyyko, O. M. Kompleksnyy metod rozrakhunku oporu tertya i teploobminu na poverkhni l'otnykh osesymetrychnykh ob'yektiv pry pol'oti po trayektoriyi z nayavnistyuu v prystinnomu prykordonnomu shari neizotermichnosti, styslyvosti, laminarno-turbulentnoho perekhodu ta relaminarizatsiyi [Complex method for calculating the friction resistance and thermal refraction on the surface of flight axisymmetric objects on flight by trajectory with availability in the wall boundary layer non-isothermal, compressive, laminar-turbulent transition and relaminarization]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2018, no. 1(145), pp. 4-28. DOI: DOI: 10.32620/akt.2018.1.01.
2. Komarov, B. H., Zinchenko, D. M. & Andryeyev, O. M. Vplyv formy kryla na kharakterystyky pry vykorystanni intehrovanoyi rotornoyi sylovoyi ustanovky litaka [Influence of wing shape on characteristics of fan-wing aircraft power plant]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 2(186), pp. 17-26. DOI: 10.32620/akt.2023.2.02.
3. Usenko, V. Yu., Balalayeva, K. V. and Mitrakhovych, M. M. Modelyuvannya techiyi v spivvisnomu hvyntoventylyatori z upravlinnyam prymezhevym sharom [Flow simulation in a coaxial fan with boundary layer control]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 4sup1(173), pp. 35-40. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.05.
4. Solovyov, O. V., Prusak, N. V. & Korbina, N. V. *Struktura vikhrevykh sledov i ikh vozdeystviye na letatel'nyye apparaty* [Wakes structure and their impact on aircraft]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2015, no. 3(120), pp. 41-49.
5. Stokes, G. G. On the theories of the internal friction of fluids in motion, and the equilibrium and motion

of elastic solids. *Trans. Cambridge Philos. Soc.*, 1845, vol. 8, pp. 287-305.

6. Stokes, G. G. On the effect of the internal friction of fluids on the motion of pendulums. *Trans. Cambridge Philos. Soc.*, 1851, vol. 9, pp. 1-86.

7. Lukianov, P. V. and Song, L. Optimal character and different nature of flows in laminar boundary layers of incompressible fluid flow. *Problems of friction and wear*, 2022, no. 4(97), pp. 52-60. DOI: 10.18372/0370-2197.4(97).16959.

8. Lord Rayleigh. On the motion of solid bodies through viscous liquids. *Phil. Mag.*, 1911, vol. 21, no. 6, pp. 697-711.

9. Gohrtler, H. Verdrängungswirkung der laminaren Grenzwiderstand. *Ingen. Arch.*, 1944, vol. 14, pp. 286-305.

10. Howarth, L. Rayleigh's problem for semi-infinite plate. *Proc. Camb. Phil. Soc.* 1950, vol. 46, pp. 127-140. DOI: 10.1017/S030500410002555x.

11. Sowersby, L. The unsteady motion of a solid of a viscous fluid inside an infinite channel. *Phil. Mag.*, 1951, vol. 42 (7), pp. 176-187.

12. Sowersby, L. & Cooke, J. C. The flow of fluids along corners and edges. *Quart. J. Mech. Appl. Math.*, 1953, vol. 6, iss. 1, pp. 50-70. DOI: 10.1093/QJMAM/6.1.50.

13. Watson, E. J. Boundary-layer growth. *Proc. R. Soc. Lond. A*, 1955, vol. 231, iss. 1184, pp. 104-116. DOI: 10.1098/rspa.1955.0159.

14. Van Overveld, T. J. J. M., Breugem, W. P., Clerx, H. J. H. & Duran-Matute, M. Effect of the Stokes boundary layer on the dynamics of particle pairs in an oscillating flow. *Physics of Fluids*, 2022, vol. 34, iss. 11, article no. 113306. DOI: 10.1063/5.0115487.

15. Schlichting, H. & Gersten, K. *Boundary-Layer Theory*, 9th ed. Springer-Verlag Publ., 2017. 805 p.

16. Dhawan, S. *Direct Measurements of Skin Friction*. Diss. (Ph.D.), California Institute of Technology. 1951. 76 p. DOI: 10.7907/1S03-8631.

17. Prandtl, L. Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. *Verhandlung d. III. Intern. Math. Kongr.* Heidelberg, Germany, 1904, pp. 484-491.

18. Blasius, H. Grenzschichten in Flüssigkeiten mit kleiner Reibung. *Z. Math. Phys.*, 1908, vol. 56, pp. 1-37.

19. Anuar, I., Roslinda, N. & Ioan, P. Dual Solutions of the Extended Blasius Problem. *Mathematics*, 2009, vol. 25, no. 2, pp. 107-111.

20. Boltze, E. *Grenzschichten an Rotationskörpern in Flüssigkeiten mit kleiner Reibung*. Göttingen, 1908. 60 p. Available at: <http://books.google.com/books?id=1icFAAAAMAAJ&oe=UTF-8> (accessed 12.02.2023)

21. Von Kármán, Th. V. Über laminare und turbulente Reibung. *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, 1921, vol. 1, pp. 233-252. DOI: 10.1002/zamm.19210010401.

22. Pohlhausen, K. Zur Wäherungsweisen Integration der Laminaren. Reibungsschicht *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, 1921, vol. 1, iss. 4, pp. 252-290. DOI: 10.1002/zamm.19210010402.

23. Van Driest, E. R. On Turbulent Flow Near a Wall. *Journal of Aeronautical Science*, 1956, vol. 23, iss. 11, pp. 1007-1011. DOI: 10.2514/8.3713.

24. Loitsianski, L. G. The development of boundary layer theory in the USSR. *Ann. Rev. fluid. Mech.* 1970, vol. 2, pp. 1-15.

25. Weyburne, D. W. A mathematical description of the fluid boundary layer. *Applied Mathematics and Computation*, 2006, vol. 175, iss. 2, pp. 1675-1684. DOI: 10.1016/j.amc.2005.09.012.

26. Weyburne, D. W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, vol. 54, pp. 22-28. DOI: 10.1016/j.expthermflusci.2014.01.008.

27. Sohrab, S. H. A Modified Theory of Turbulent Flow over a Flat Plate. *Proc. Of the 5th IASME/WSEAS Conference of Fluid Mechanics and Aerodynamics*. Athens, Greece, August 25-27, 2007. 10 p.

28. Abdul-Ghafour, Q. A. A general velocity profile for a laminar boundary layer over a flat plate with zero incidence. *Journal of Engineering*, 2011, vol. 17, iss. 6, pp. 1614-1621.

29. Zhariy, O. Yu. & Ulytko, A. F. *Vvedeniye v mekhaniku nestatsyonarnykh kolebaniy y voln* [Introduction to the mechanics of non-stationary oscillations and waves]. Kyiv, Vyscha shkola, Publ., 1989. 184 p.

30. Maupertuis, P. L. M. Accord de differentes loix de la nature qui avoient jusqu'ici couple impomptables. *Memoires de l'Academie Royale des Sciences de Paris*, 1744, April 15, pp. 417-426.

31. Brethim, J. U., Meneveau, C. & Gayme, D. F. Standard logarithmic mean velocity distribution in a band-limited restricted model of turbulent flow in a half-channel. *Phys. Fluids*, 2015, vol. 27, iss. 1, article no. 011702. DOI: 10.1063/1.4906987.

32. Mofakham, A. A. & Ahmadi, G. Particles dispersion and deposition in homogeneous turbulent flows using continuous random walk models. *Phys. Fluids*, 2019, vol. 31, iss. 8, article no. 083301. DOI: 10.1063/1.5095629.

33. Mandre, S. Brachistochronous motion of a flat plate parallel to its surface immersed in a fluid. *J. Fluid Mech.*, 2022, vol. 939, article no. A27. DOI: 10.1017/jfm.2022.217.

НЕСТАЦІОНАРНИЙ НЕСТИСЛИВИЙ ЛАМІНАРНИЙ ПРИМЕЖОВИЙ ШАР: ЗМІННА У ЧАСІ ТА ПРОСТОРІ МОЛЕКУЛЯРНА В'ЯЗКІСТЬ

Павло Лук'янов, Лінь Сун

Предметом даної роботи є два підходи до опису ламінарної нестационарної течії нестисливої рідини в примежового шарі. У першому підході в'язкість рідини і прискорення, з яким приводиться в рух площина, вважають сталими. По суті, це задача Релея. Розв'язок, отриманий на основі цих припущень, асимптотично збігається до відомого автомодельного розв'язку Стокса. Важливо, що розв'язки Стокса і Релея асимптотично при великих значеннях часу відповідають зникненню напружень зсуву між рідиною і рухомою площиною після прискорення. Виходить парадокс: виведені Стоксом рівняння для опису внутрішнього тертя свідчать про відсутність того самого тертя між рухомим тілом і рідиною. Оскільки при дослідженні методами варіаційного числення виявилось, що всередині стаціонарного примежового шару молекулярна в'язкість повинна залежати від відстані до рухомої поверхні, була розглянута відповідна нестационарна задача. У результаті, як і раніше для стаціонарного випадку, отримані розв'язки, що описують як безградієнтні, так і градієнтні течії нестисливої рідини в примежовому шарі. Асимптотичний аналіз переходу до стаціонарної течії свідчить про узгодженість цих розв'язків. Для випадку безградієнтної течії проведено порівняння класичного розв'язку з розв'язком, що відповідає екстремуму втрати рідини, що переноситься рухомою поверхнею. Показано, що згідно з розв'язком, отриманим на основі варіаційного підходу, напруження зсуву на поверхні після встановлення руху нікуди не зникає, а, як і очікувалося, набуває сталого значення. **Методи дослідження** є суто теоретичними, а результати аналізуються шляхом порівняння з наявними теоретичними та експериментальними даними та відповідністю до фундаментальних законів фізики, зокрема закону збереження енергії. Ці методи базуються на побудові аналітичних математичних моделей, що представляють собою диференціальні рівняння в частинних похідних, доповнених відповідними фізичними початковими та граничними умовами. Крім того, використовуються диференціальні рівняння Ейлера теорії екстремуму функціонала (в даній роботі це екстремум втрати рідини поперек перерізу примежового шару). При розв'язуванні цих рівнянь використовується відомий метод розділення змінних Фур'є. Довільні функції часу, що виникають при частинному інтегруванні (за однією зі змінних – просторовою координатою), визначаються з умов асимптотичної прямування розв'язків нестационарних задач до відповідних до них розв'язків стаціонарних задач. **Висновки.** Представлені результати мають принципове значення для розуміння фізики обтікання частин літака, оскільки вказують на суперечливість існуючого уявлення про оборотність прямої та оберненої задач: руху тіла в нерухомій рідині та обтікання рідиною нерухомого тіла.

Ключові слова: літак; ламінарний примежовий шар; нестационарна нестислива течія; змінна молекулярна в'язкість.

Павло Лук'янов – канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб., доц. каф. гідрогазових систем, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Лінь Сун – магістр, асп. каф. гідрогазових систем, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Pavlo Lukianov – Candidate of Physics and Mathematics Sciences, Senior Researcher, Associate Professor of the Department the Hydro-Gas Systems, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: Pavlo.Lukianov@npp.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-5043-6182.

Lin Song – Master of Technical Sciences, PhD student of the Department of Hydro-Gas Systems, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: 592123500@qq.com, ORCID: 0000-0001-6328-4889.

Д. М. КРИЦЬКИЙ, Н. І. ШКУРЕНКО, О. В. ПОПОВ, О. О. КРАВЦОВА

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

РОЗРОБЛЕННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ СЕГМЕНТАЦІЇ ДАНИХ ПО ФОТО ТА ВІДЕО ІНФОРМАЦІЇ

Об'єктом дослідження є процес сприйняття окремих об'єктів на фото та відео для подальшого аналізу ситуації у місті. *Предметом* дослідження є обробка зображень з метою виділення, класифікації та подальшого використання отриманої інформації про об'єкти на фото. *Мета* – створення інформаційної технології для сегментації окремих сегментів на фото та відео, які були отримані за допомогою безпілотних літальних апаратів (зокрема дронів) у міських сценах. *Основні задачі*: проведення аналізу існуючих методів сегментації даних; реалізація алгоритму, який би виконував сегментацію даних за різними об'єктами місцевості; проведення тестування програмного забезпечення; формування результатів дослідження. Отримані такі *результати*: розглянуто вже існуючі моделі сегментації зображень на предмет обмежень та недоліків. На основі виявлених недоліків сформовано вимоги до розроблюваної системи. Під час проведення аналізу предметної галузі виявлено та описано основні проблеми та визначено задачу, що підлягає автоматизації. У ході проектування алгоритмів вирішення задач було визначено послідовність виконання кожного з процесів. Конструювання програмного забезпечення включало у себе опис інформаційного простору системи та інтерфейсу користувача. Інтерфейс користувача було обрано після аналізу основних видів користувацьких інтерфейсів. Для оцінки якості проведеної обробки даних було використано існуючі метрики – IoU, піксельна точність та матриця невідповідності. У ході тестування було визначено помилки, що виникають під час виконання сегментації даних та причини їх виникнення, після їх усунення був показаний коректний результат сегментації зображень. **Висновки.** Наукова новизна отриманих результатів полягає у тому, що хоча для аналізу категорії зображень, отриманих за допомогою дронів, до сих пір немає методу сегментації, який повністю задовольняє всі потреби, розроблене програмне забезпечення дозволяє завантажувати зображення та шаблони до них, як еталони для штучного інтелекту, проводити сегментацію та перевіряти правильність цієї сегментації візуально та з використанням метрики IoU, матриці невідповідності. Програмне забезпечення можливо вдосконалити, автоматизувавши процес створення еталонного шаблону, провести навчання моделі на більшій кількості даних та інтегрувати створене програмне забезпечення у більшу систему, яка працювала би з дроном напряду.

Ключові слова: сегментація; алгоритм; метрика; БПЛА; шаблон; матриця невідповідності; програмне забезпечення.

Вступ

В останні роки сегментація стала одним із головних напрямків досліджень у галузі комп'ютерного зору. Це основа сприйняття в багатьох галузях, таких як робототехніка та автономне водіння. Багато успішних проєктів базуються на методах глибокого навчання. Вони здатні точно обробляти дані та отримувати високоточні результати. Досягти такого рівня – навчити штучний інтелект, можливо за умови надання великої кількості навчальних зразків і щільно позначених зображень. Це особливо важливо для реальних програм, де потребується точність отриманих даних. Семантична сегментація, як частина розуміння сцени, передбачає призначення міток кожному пікселю зображення.

Рішенням цієї проблеми може бути використання загальнодоступних наборів даних семантичної сегментації, які зосереджуються лише на ознаках об'єктів. Кілька таких наборів сегментації вже використовуються для розпізнавання контурів у більш складних міських сценах. Це набори даних Cityscapes [1] і CamVid [2], де за допомогою фіксованої камери, встановленої на автомобілі за кермом, можна отримати зображення об'єктів збоку. Зокрема набори даних CamVid і Highway Driving [3] надають безперервно позначені кадри водіння, що використовуються для семантичної сегментації відео з оцінкою тимчасової узгодженості.

Існують також набори даних семантичного маркування для супутникових та аерофотознімків, де фіксуються види об'єктів з висоти пташиного

польоту. Але наразі можна відмітити лише декілька наборів даних, що можуть зафіксувати сцени міського типу з точки зору безпілотного літального апарату, які можна було б спостерігати як зверху, так і збоку об'єктів. Безперечно, це надає більше інформації для розпізнавання об'єктів.

Можливість автоматичного отримання інформації про об'єкти на зображеннях може бути корисною у галузях, де важлива насамперед швидкість аналізування фото та відеоматеріалів.

Сьогодні такий інструмент як сегментація є одним із лідерів серед найпотужніших і перспективних інструментів попередньої обробки для інтерпретації зображень, представлених у цифровому вигляді та отриманих різноманітними методами.

1. Проблематика та аналіз досліджень та публікацій

Основна сфера використання БПЛА – збір фото та відео інформації. Коли ж ці дані отримані, то вони потребують аналізування та класифікування об'єктів, що знаходяться на цих матеріалах. Аналіз досить часто зводиться до відбору окремих фрагментів за заданими характеристиками і ознаками, це і є сегментацією. Наразі є безліч методів, що автоматизують даний процес аналізу на простих зображеннях, але вони не дають таких самих вдалих та власне коректних результатів для складніших зображень, де на фото присутні міські вулиці або ж лісні пейзажі. З плином часу було необхідно, щоб з'явився якийсь алгоритм чи метод, який би вирішив цю проблему.

Класичні методи сегментації виконують пошук однорідних областей, тобто схожих ділянок, які б можна було виділити окремо. На сьогоднішній момент їх самостійне використання вважається неефективним. Все більш популярними стають комбіновані методи, частиною яких є використання вже визначених наборів даних – шаблонів, що включають знання про характеристики того чи іншого об'єкта, розуміють його форму, текстуру, розташування, площу тощо. Існуючі методи не завжди дають коректні результати. Це пояснюється фактором унікальності фото та відео за рахунок кута зйомки, висоти, якості освітлення тієї чи іншої сцени. Тож підтверджується потреба у більш продуманому, в якійсь мірі «гнучкому» алгоритмі.

Штучний інтелект доволі часто використовується системами, що сегментують зображення. Штучна нейронна мережа, тобто штучний інтелект – є спрощеною моделлю біологічної нейронної мережі, яка являє собою сукупність штучних нейронів, взаємодіючих між собою. Наразі нейронні мережі є

корисними у багатьох областях машинного навчання, тим самим вирішуючи завдання різної складності [4].

Кожне зображення має дефекти, у тій чи іншій мірі. У роботі «Алгоритмічно-програмний метод колоризації зображень» [5] проаналізовані види недоліків та дефектів на зображеннях, серед них розповсюдженими є: хроматична аберация – явище викликане дисперсією світла (розкладання променя світла на складові), що проходить через об'єктив, дисторсія – геометричне спотворення прямих ліній. Дисторсія спостерігається у зум-об'єктивів при крайніх значеннях [6]. Виньетування – це падіння яскравості від центру до країв зображення. Також існують інші проблеми: розмиття, поява кольорового відтінку, шумів тощо.

У статті «Інтелектуальна система фотореалістичного перенесення стилів між зображеннями» [7] були розглянуті деякі цікаві алгоритми, що можуть бути у нагоді, наприклад, семантична сегментація – задача встановлення до якого класу об'єктів належить кожний піксель зображення, це один з кроків розуміння сцени. Також тема семантичної сегментації піднята у роботі «Новий підхід до семантичної сегментації автоматичних виймань дорожньої мережі з зображень дистанційного зондування модифікованим UNet» [8]. У цій дослідницькій статті пропонується алгоритм на основі глибокого навчання для сегментації дорожніх мереж із зображень дистанційного зондування. Цей алгоритм семантичної сегментації був розроблений з використанням модифікованого UNet. Результати показують, що модифікований UNet може ефективно сегментувати дорожні мережі за зображеннями дистанційного зондування з однаковим фоном.

У роботі «Метод автоматичної кластеризації даних дистанційного зондування» [9] був розроблений метод, що дозволяє автоматично виділяти на зображенні області зі статистично однорідними властивостями класифікаційних ознак. Цей метод заснований на поданні багатомодального емпіричного розподілу спостережень у вигляді суміші ненормованих функцій Гауса. Уточнення списку класів виконується шляхом виключення свідомо нерозрізнених об'єктів на підставі оцінок ймовірностей помилок розпізнавання; процедура виключення класів зводиться до аналізу безлічі порогів прийняття рішення, визначальних меж між класами.

2. Аналіз існуючих алгоритмів та методів сегментації

Порогова сегментація зображення являє собою попиксельне порівняння значень яскравості із заданим пороговим значенням для зміни вхідних

даних. Методи порогової обробки не можуть змінювати значення порогу відповідно до отриманого зображення. В основному даний метод використовується, коли існують стабільні умови – це, наприклад, обробка світлин інтернет-магазинів, задля яких зазвичай використовують штучне освітлення у спеціальних студіях. Порогові методи можуть використовувати складні та прості методи сегментації, але ключовим моментом залишається вибір порогового значення. Недоліком таких методів є те, що бувають випадки, коли через складні умови майже неможливо точно визначити поріг. У таких ситуаціях правильне значення можна вибрати лише після детального аналізу вхідних даних. Порогові методи мають перевагу над іншими, оскільки вони швидкі, не трудомісткі [10] та дають задовільні результати для простих зображень.

Методи розбиття зображення на області групують пікселі, що належать до певного об'єкта та виконують їх класифікацію по створеним областям. Визначено такі методи серед алгоритмів розбиття: центроїдне зв'язування, виділення меж та контурів, злиття-розщеплювання, нарощування. Алгоритм нарощування групує сусідні елементи за приблизними рівнями яскравості. Якщо ж значення мають наближений характер, то вони об'єднуються у однорідні області. Нарощування є корисним та ефективним, коли існують стійкі зв'язки всередині контурів окремих об'єктів.

Методи виділення меж являють собою процес визначення точок, що лежать на межах областей. Ці області можна відзначити за умови різкої зміни яскравості на зображенні.

Центроїдне зв'язування – це генерація точок, позначених як такі, що належать до множини, де кількість точок визначається інформацією про об'єкт. Якщо вхідне зображення складне, ці мітки можна визначити ітеративно.

Сегментація зображень за допомогою злиття-розщеплювання розділяє вхідну інформацію на окремі області. Однорідність кожної ділянки постійно перевіряється алгоритмом, він порівнює сусідні ділянки на можливість злиття. Якщо ділянка неоднорідна, то вона поділяється на чотири області. Якщо сусідні області схожі, вони об'єднуються.

Метод виділення контурів має можливість використовувати алгоритм, що порівнює сегмент зображення з еталонами об'єктів, а також диференційно-градієнтний метод. Ці алгоритми виконують аналіз коливань градієнтів яскравості, тим самим знаходячи контури цих об'єктів. Методи виділення контурів несуть менші витрати пам'яті, отримують правильні та інтуїтивно зрозумілі результати. Недоліком цього методу можна назвати велику обчислювану складність, що унеможливує

використання цього алгоритму у системах реального часу.

Крім перерахованих методів, можна також відзначити семантичну сегментацію, що в свою чергу являє собою поділ зображення на окремі ділянки інформації, що належать до того чи іншого класу об'єктів. Попередні методи створюють угруповання пікселів за загальними ознаками окремих об'єктів. Тому несемантичні методи не можуть бути точно визначеними, оскільки на зображенні можна знайти декілька сегментів. Екземпляри одного й того самого об'єкта повинні бути визначеними за допомогою методів виділення об'єктів. До недоліку можна віднести те, що сусідні пікселі одного класу можуть належати до різних екземплярів об'єктів, а непов'язані області – одному екземпляру об'єкта. До таких ситуацій належить приклад, коли дерево, що розміщене перед автомобілем, візуально поділяє його на дві частини.

Семантична сегментація є частиною задач класифікації, саме тому класи, що навчають штучний інтелект, є основною складовою. Більшість алгоритмів працюють з фіксованими наборами класів. Також існують бінарні класи, що часто можуть бути використаними у випадках, де дозволена більш груба класифікація об'єктів на зображеннях.

Необроблені піксельні дані подаються на вхід типового алгоритму семантичної сегментації. Потім виконуються такі процеси, як масштабування та вилучення функцій. Для навчання можна використовувати інші необхідні методи нарощування даних (наприклад, обернення зображення). Кожному об'єкту присвоюється окрема область зображення. Після того, як вікно вибрано, воно класифікується. Для уточнення результатів семантичної сегментації можна використати морфологічні операції або складніші підходи, наприклад, марковські випадкові поля.

Алгоритми семантичної сегментації можуть приймати такі вхідні дані: відтінки сірого у порівнянні з кольоровими зображеннями, виключення або включення даних про глибину, одиночні та стереозображення, 2D та 3D. Велика кількість методів використовуються для вирішення задачі семантичної сегментації. Порівнюючи класичні методи сегментації з алгоритмами, що засновані на згорткових нейронних мережах з використанням різноманітних наборів обробки зображень до та після сегментації, перевага надається останнім. Такий висновок можна зробити через точніші результати.

Семантична сегментація та штучний інтелект дуже тісно пов'язані між собою. На сьогоднішній день сам штучний інтелект є однією з популярних

галузей науки та техніки. Це пояснюється тим, що при вирішенні більшості задач алгоритми невідомі заздалегідь. Тому і є системи, які власне займаються розробкою ефективних алгоритмів для вирішення поставлених задач. Отримані дані можуть бути оброблені, застосовані або ж вдосконалені самим штучним інтелектом. Але для отримання початкових даних, він потребує навчання.

Наразі є перелік методів, спрямованих на навчання цього штучного інтелекту. Нижче описаний один з них – навчання з учителем, воно є основним методом, що використовується для побудови системи, яка проводить сегментацію зображень.

Графічне відображення процесу навчання з учителем зображено на рисунку 1.

Вчителем у даному методі виступають знання про середовище. Штучний інтелект про них нічого не знає. Тож вчитель та мережа, що повинна навчатися, отримують вектор навчання з навколишнього середовища. На основі вбудованих знань вчитель може сформулювати бажаний відгук та його передати нейронній мережі, що навчається.

Штучний інтелект у свою чергу повинен виконати цей бажаний результат, що є оптимальними діями. На основі вектору навчання та сигналу помилки і відбувається налаштування параметрів мережі. Сигнал помилки являє собою різницю між бажаним результатом та поточною реакцією нейронної мережі. Щоб імітувати поведінку вчителя, параметри налаштовуються поетапно. Ця емуляція повинна бути оптимальною у певному статистичному сенсі. Тож у процесі навчання знання вчителя повністю передаються в мережу. Після завершення навчання зв'язок з вчителем можна розірвати та дати можливість нейромережі самостійно працювати із середовищем.

Припустимо, що навчальні приклади генеруються певною функцією. Маючи скінченну кількість навчальних прикладів, можна побудувати систему з нульовою помилкою навчання. Для цього необхідно взяти мережу з більшою кількістю ваг, ніж кількість прикладів. Для відтворення кожного прикладу, є рівняння для невідомих. У разі якщо кількість невідомих менша за кількість рівнянь, то така система є недостатньо визначеною. Вона допускає нескінченну кількість рішень. Це і є головною проблемою – не вистачає інформації, щоб вибрати єдине правильне рішення, функцію-вчителя. У результаті випадково вибрана функція буде робити неадекватні прогнози для нових прикладів, яких немає в навчальній вибірці. Замість того, щоб узагальнювати відомі приклади, мережа запам'ятовує їх. Цей ефект відомий як перенавчання.

Після отримання результатів сегментації необхідно визначити якість проведеної обробки. Для цього і був створений показник якості семантичної сегментації – метрика IoU (Intersection over Union) або індекс Жаккара.

Метрика IoU визначає якість сегментації за допомогою наступної формули:

$$IoU = \frac{TP}{TP + FP + FN}, \quad (1)$$

де TP (true positives) – кількість саме правильно розпізнаних пікселів;

FP (false positives) – кількість пікселів, не відносяться до класу, але вони включені до нього;

FN (false negatives) – кількість пікселів, які, навпаки, належать до класу, але не були розпізнані такими.

Приклад використання метрики IoU при порівнянні фігур показаний на рисунку 2.

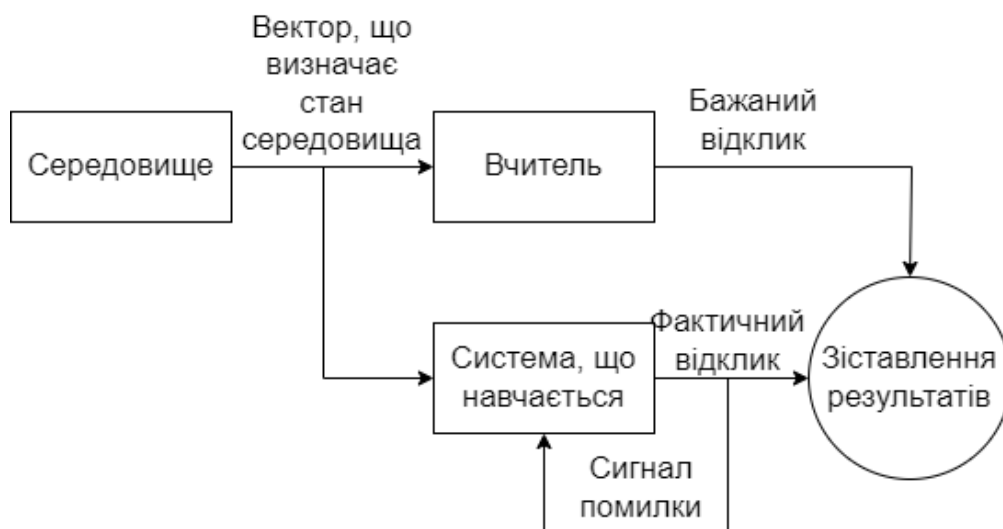


Рис. 1. Графічне відображення процесу навчання штучного інтелекту з учителем

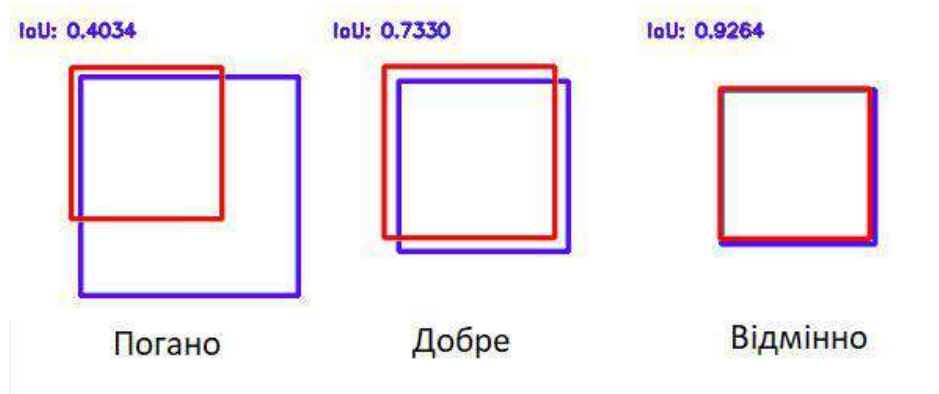


Рис. 2. Приклад використання метрики IoU

Модель FCN підходить для розв'язання задачі сегментації зображень, зроблених безпілотними літальними апаратами. Відрізняється гнучкістю зі сторони вхідних зображень та надає коректні результати. Інші методи не можуть надати таких переваг.

Лише правильно навчивши модель за певних умов, є можливість забезпечити її коректну поведінку. Створюючи навчальні набори даних для кожного конкретного випадку, можна отримати більше контролю над навчальною системою. Це значно спрощує процес розбиття інформації на частини в різних умовах.

Проаналізувавши існуючі методи сегментації даних, можна зробити висновок, що людський контроль необхідний навіть під час використання готових наборів даних. Це означає, що існує необхідність створення розділення на класи та задання їм відповідних ознак. Також слід мати на увазі, що обробка зображень може призвести до помилок, які можуть виникнути через недостатню освітленість, фоновий безлад та неможливість співвіднести шаблон з отриманими даними через розташування будь-якої перешкоди попереду об'єкта.

3. Етапи роботи програмного забезпечення

Програмне забезпечення для сегментації зображень виконується за допомогою мови програмування Python. Вона містить в собі пакети `сіру`, `pandas`, `scikit-learn`, `numpy`, які є корисними для аналізування даних. Також у якості IDE було обрано `PyCharm`. Додаток, що був розроблений, використовується за допомогою комп'ютера, який може зберігати і обробляти великі обсяги інформації, включаючи проміжні дані, та виконувати поставлені задачі з високою швидкістю. Умови використання застосунку дозволяють використовувати його в операційних системах Windows та Unix-подібних

через можливість у них виконання додатків, написаних на Python.

Головним завданням є автоматизація процесу сегментації фото та відео інформації. Збір даних здійснюється за допомогою БПЛА. У результаті обробки отриманої інформації необхідно ідентифікувати об'єкти, які присутні на фото. Далі ця інформація може застосовуватися у різних галузях.

Деталізуючи основну задачу вдалося виділити три основні етапи роботи програмного забезпечення: отримання даних, обробку інформації, виведення результату. В свою чергу деякі з них розділені на підзадачі.

Що стосується першого етапу: основна проблема полягає у тому, що на знімках високої роздільної здатності, зроблених за допомогою дронів під кутом, можлива достатньо сильна відмінність розмірів об'єктів на різних відстанях. Масштабні зміни зображення у свою чергу можуть вплинути на точність прогнозування. У мережі кожен вихідний піксель на кінцевому рівні прогнозування має фіксоване поле сприйняття, сформоване вихідними пікселями зображення, що може вплинути на кінцеве передбачення цього вихідного пікселя. Саме тому необхідно обробити шаблон, який міг би допомогти відрізнити об'єкти на зображенні.

На цьому етапі є дві підзадачі. «Конвертація в одноканальне зображення»: на вхід задачі подається шлях до папки, де знаходяться шаблони. Перед підготовкою даних перевіряється наявність каталогів. У випадку, коли вони відсутні, на екрані з'являється повідомлення, що дані не знайдені, і програма завершує роботу. В іншому випадку, програма продовжує своє виконання.

Після перевірки наявності даних створюються нові каталоги для збереження проміжних результатів. Необхідно забезпечити перевірку для створених директорій задля коректної роботи програми та адекватного виконання алгоритму. У тому разі, якщо вони не були створені, з'являється повідомлення про помилку та завершується виконання процесу.

Перетворення в одноканальне зображення досягається шляхом трансформації кольорових сегментів шаблону у чорний колір – колір безладу. Іншими словами, на зображення шаблону накладається маска. Після створення директорії, проводиться конвертація шаблонів в одноканальні зображення та відбувається збереження у створені раніше папки.

Підзадача «Зворотна конвертація» має такий порядок дій: на вхід подається шлях до даних, що були створені на попередньому етапі. Створюється директорія для збереження проміжних даних. Після цього відбувається перевірка чи були вони створені. За їх наявності процес продовжує своє виконання. Інакше, процес завершується.

Після створення директорії, починається обробка даних, що були передані. Одноканальні зображення перетворюються у триканальні, потім вони зберігаються у раніше створеному каталозі. Трансформація в триканальне зображення досягається шляхом ідентифікації кольорових сегментів на шаблоні, отриманому на попередньому кроці. Іншими словами, накладається маска з відповідними до класів об'єктів кольорів на зображення шаблону. Перелік класів та відповідних кольорів показані на рисунку 3. Дане розбиття важливе для визначення приналежності об'єкта до класу.

Другий етап – це етап обробки інформації, тут відбувається сегментація даних. Вхідними даними є фото, що було передано на етапі отримання даних, та шаблони, що були оброблені раніше. На початку виконання підзадачі створюються директорії для зберігання оброблених даних. Потім перевіряється, чи були вони створені. Якщо папки було створено, процес продовжується, якщо ні – завершується. Починається обробка даних, що було передано, далі відбувається збереження у раніше створені директорії. Зіставлення зображення з шаблоном виконується шляхом призначення ваги кожному з зображень та ваги, що буде застосовано до кожного пікселя зображення. Нижче приведена формула, що забезпечує змішування двох зображень:

$$\text{dst} = \text{src1} * \alpha + \text{src2} * \beta + \gamma, \quad (2)$$

де dst – результат виконання (зображення);

src1 – перше зображення для «змішування»;

α – вага першого зображення;

src2 – друге зображення;

β – вага другого зображення;

γ – вага кожного з пікселів.

Третій етап – отримання результатів. Для отримання результатів потрібно передати на вхід

початкові дані, отримані на першому етапі, та зображення після обробки.



Рис. 3. Розбиття на кольори

Аналіз виконаної сегментації починається зі створення матриці невідповідності. Це дає уявлення про ефективність створеного алгоритму. Кожен з рядків цієї матриці представляє зразки прогнозованого класу, тоді як кожен стовпець – зразки справжнього класу. Матриця невідповідності показана на рисунку 4.

		Справжній клас			
		А	Б	В	Г
Прогнозований клас	А	50	3	0	0
	Б	26	8	0	1
	В	20	2	4	0
	Г	12	0	0	1

Рис. 4. Матриця невідповідності

Матриця невідповідності містить:

– істинно-позитивні результати (визначає кількість правильних розпізнавань певного класу);

– хибно-позитивні результати (визначає кількість розпізнавань певного класу для об'єктів, які не належать до класу);

– хибно-негативні результати (визначає кількість випадків, коли об'єкт було розпізнано неправильно та було віднесено до іншого класу).

Загальну точність проведеної класифікації можна визначити за допомогою значень з матриці невідповідності. Вона проводиться за допомогою формули 3:

$$OvAc = \frac{aA + bB + cC}{N}, \quad (3)$$

де $OvAc$ – загальна точність класифікації;

aA , bB та cC – перетин справжніх та прогнозованих класів (на рисунку 4 вони позначені зелено-блакитним кольором);

N – загальна кількість класів.

Після отримання матриці невідповідності необхідно використати метрики якості для визначення коректності виконаної сегментації. Для початку розраховується значення IOU для кожного класу об'єктів окремо та отримується його середнє значення. Розрахунок IOU для кожного з класів проводиться за допомогою формули 1.

Ще одна метрика якості проведеної обробки даних має назву піксельна точність. Точність пікселів (PA) являє собою показник семантичної сегментації, який показує відсоток правильно класифікованих пікселів. Ця метрика обчислюється співвідношенням між кількістю адекватно класифікованих пікселів і загальною кількістю пікселів у зображенні (4):

$$PA = \frac{\sum_{j=1}^k n_{jj}}{\sum_{j=1}^k t_j}, \quad (4)$$

де n_{jj} – загальна кількість пікселів, класифікованих і позначених як клас j ;

t_j – загальна кількість пікселів, позначених як клас j .

Оскільки в семантичній сегментації присутні декілька класів, середня точність пікселів (mPA) представляє середню точність класу як (5):

$$mPA = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \frac{n_{jj}}{t_j}, \quad (5)$$

де k – загальна кількість класів.

PA та mPA є інтуїтивно зрозумілими і інтерпретованими показниками. Однак високий PA не є прямим показником кращої продуктивності сегментації, особливо, коли є незбалансовані набори даних класів. У цьому випадку, коли один клас домінує в зображенні, а деякі інші класи складають лише невелику частину зображення, лише правильна класифікація домінантного класу призведе до високого показника PA.

Визначення піксельної точності і є наступним кроком виконання процесу аналізування результатів.

Результати, що були отримані при аналізі виконаної сегментації даних, у будь-якому випадку будуть записані у командний рядок, а окрема візуалізація результатів виконується лише за бажанням користувача. Тому після виведення результатів перевіряється чи потрібно додатково візуалізувати дані аналізу. Якщо так, то в окремих вікнах відтворюються зображення матриці невідповідності та середні значення IOU для кожного класу.

4. Інформаційний простір системи

При конструюванні програмного забезпечення було створено діаграму варіантів використання (рис. 5).

Проаналізувавши поставлене завдання, можна виділити трьох акторів: дрон, оператор системи та система, що використовує оброблені зображення. Система починає свою роботу після отримання фото або відео інформації з дрона. Можливі два типи роботи: з оператором, який контролює вхідні дані та ініціює їх обробку, або без нього. Для даного програмного забезпечення був обраний перший варіант взаємодії. Результати сегментації зображень можливо передати до іншої системи, де це необхідно.

Актор «Дрон» виконує лише «Внесення інформації». Розглядаючи цей прецедент з точки зору дрона, на цій фазі використання інформація зі знятих фото та відео надсилається до системи, яка її обробляє. На цьому взаємодія між актором і системою завершується. Актор «Оператор» має найбільшу кількість варіантів взаємодії з системою. У варіанті використання «Внесення інформації» оператор перевіряє отримані від дрона дані. Якщо вони підлягають та потребують обробки, він вносить їх у систему. Для здійснення обробки даних оператор повинен ініціювати виконання «Сегментація зображення». Цей процес включає в себе функціонал прецедентів «Підготовка зображення», «Зіставлення з шаблоном» та «Аналіз результатів». Це необхідно для коректної роботи алгоритму сегментації даних. Оператор також повинен активувати «Отримання результату» після коректного завершення сегментації для отримання актором «Система з використанням оброблених зображень» результатів. У ході виконання «Отримання результату» обов'язково необхідно зберігати результат. Саме тому прецедент «Отримання результату» використовує також функціонал «Збереження результату».

Також була створена діаграма послідовності для розроблюваного застосунку, вона зображена на рисунку 6.

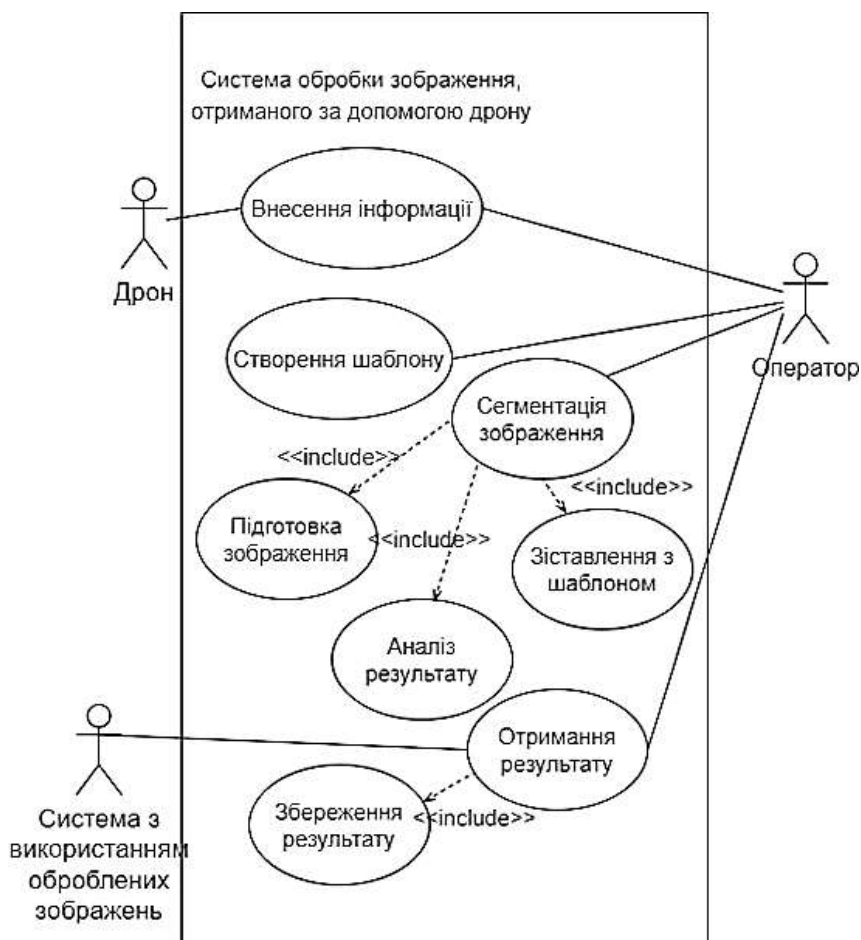


Рис. 5. Діаграма прецедентів

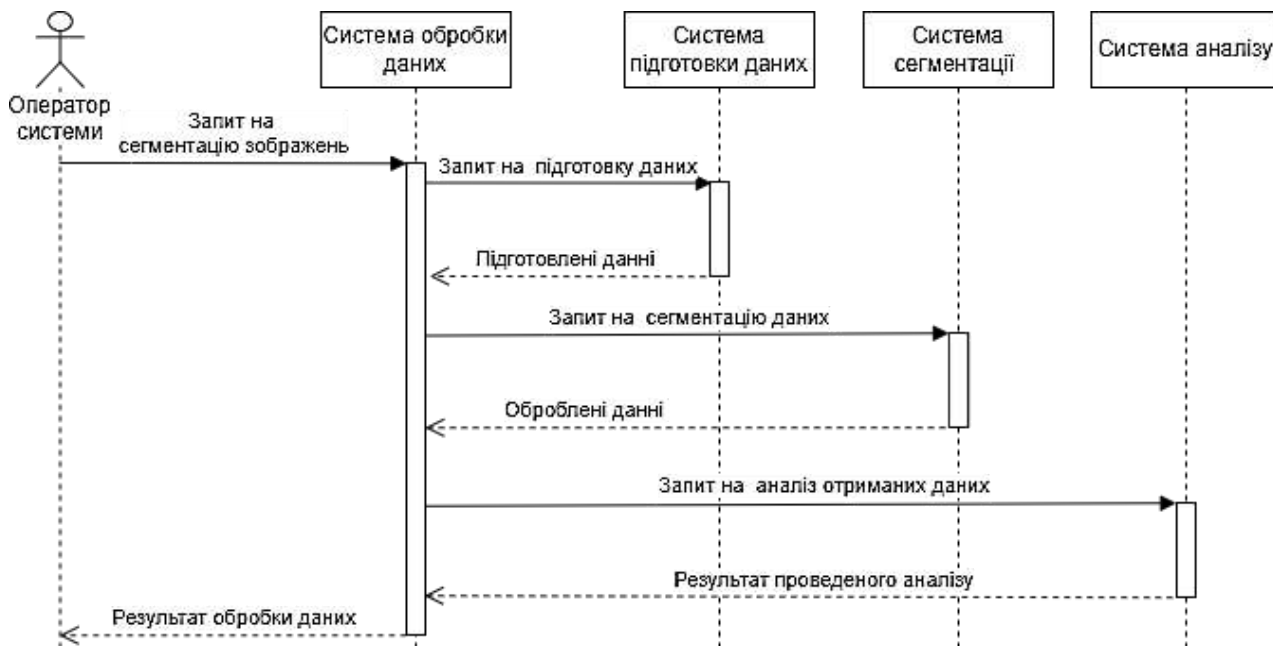


Рис. 6. Діаграма послідовності

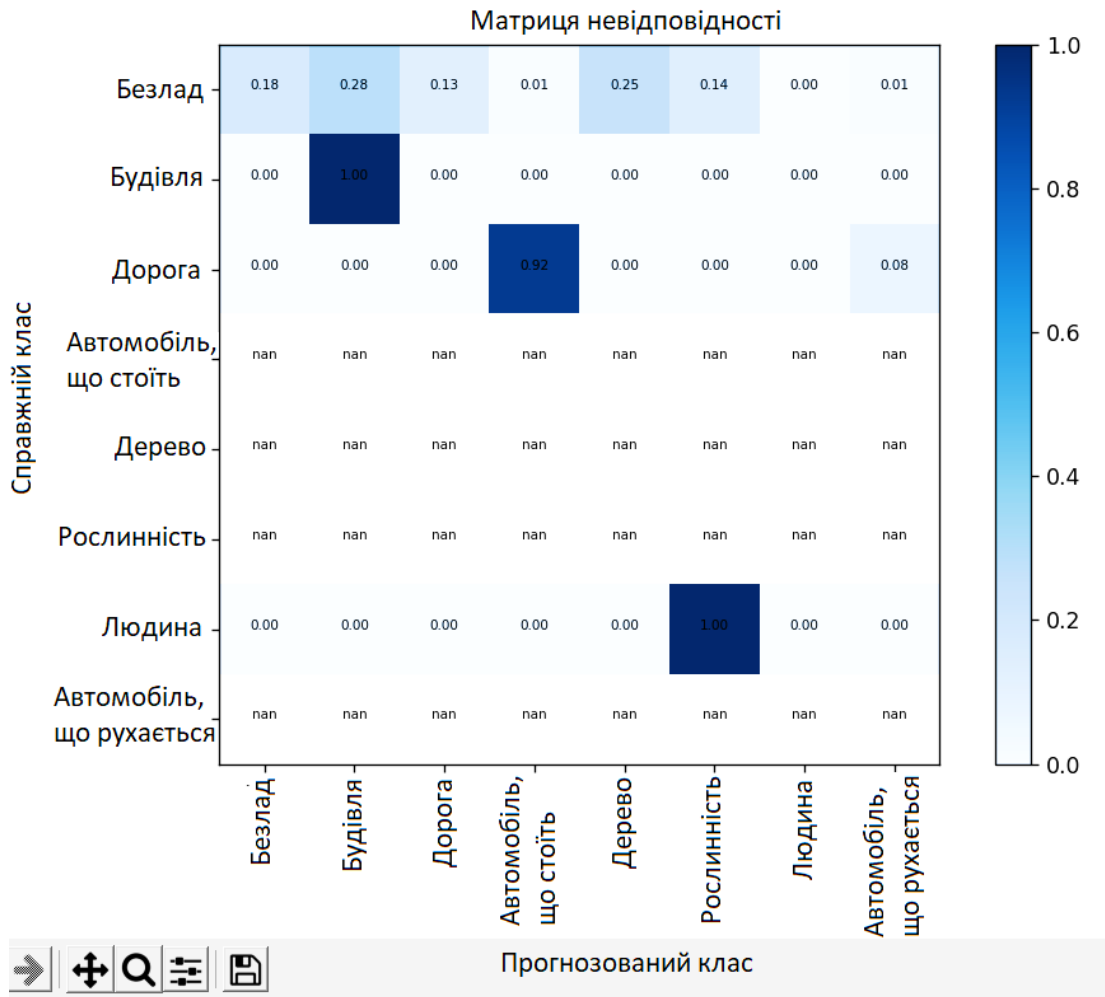


Рис. 9. Матриця невідповідності

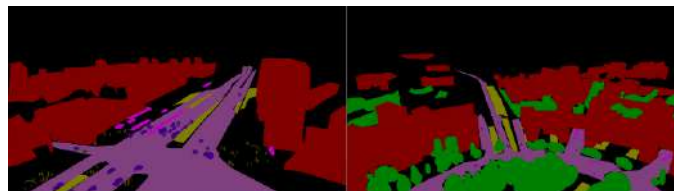
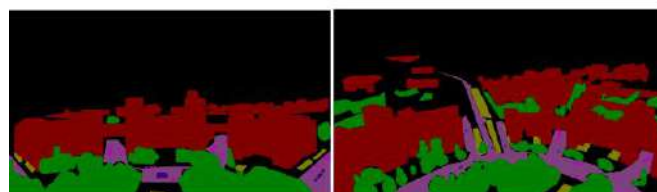


Рис. 10. Приклад створених шаблонів

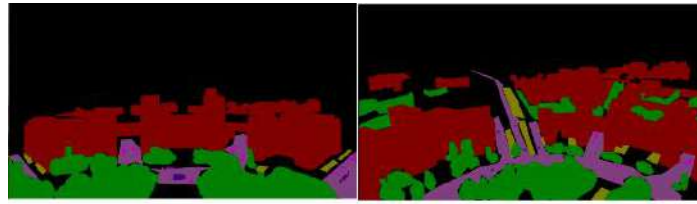


Вхідні зображення



Вхідні шаблони

Рис. 11. Процес обробки даних

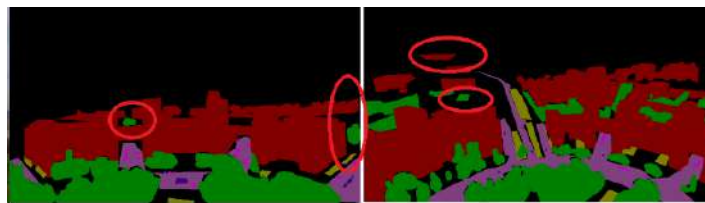


Шаблони, створені програмним забезпеченням



Оброблені зображення

Рис. 12. Результат обробки даних



Вхідні шаблони



Шаблони, створені програмним забезпеченням

Рис. 13. Виділені помилки системи

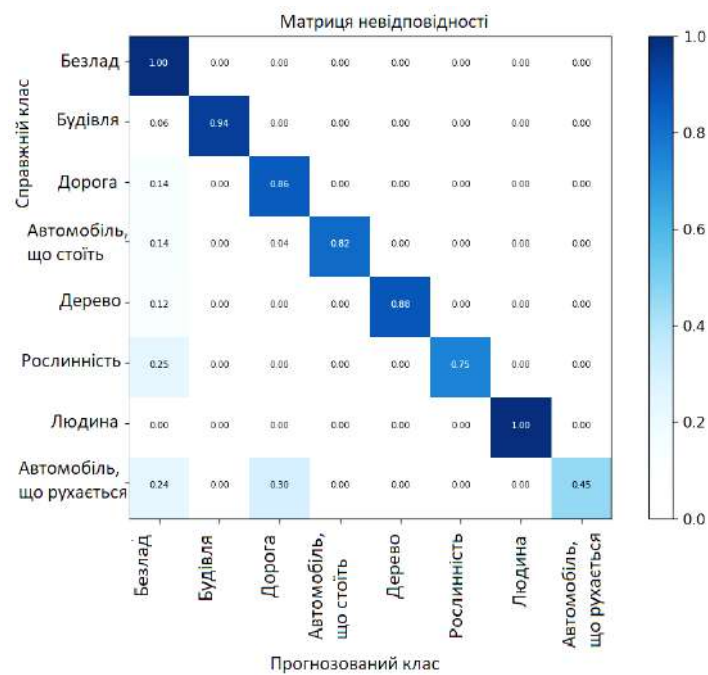


Рис. 14. Матриця невідповідності

```
IOUs: {'Clutter': 0.926536719365698,
'Building': 0.9418007905483611,
'Road': 0.8544821212767469,
'Static_Car': 0.8238462919734243,
'Tree': 0.8776153610544882,
'Vegetation': 0.7515258094548464,
'Human': 1.0,
'Moving_Car': 0.4534565366187543}
mIOU: 0.82865795378654
acc: 0.9573936631944444
```

Рис. 15. Значення IoU та піксельної точності

Якщо переглянути результат аналізу, то можна зробити висновок про виникнення помилок під час обробки інформації.

Помилки можуть бути спричинені такими факторами:

- недостатньо навчальних даних;
- присутні артефакти освітлення;
- погана якість зображення;
- невідомий кут розпізнавання для моделі.

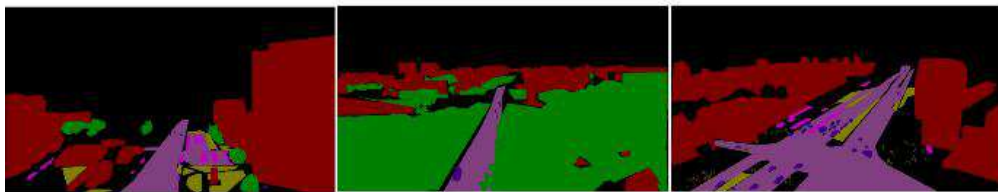
Позбувшись цих чинників, було проведено обробку даних на інших зображеннях. На рисунку 16 зображено вхідні зображення та відповідні їм шаблони.

Підтвердити правильно виконану обробку даних можна виконавши аналіз отриманого результату (рис. 17).

Перевірка якості проведеної сегментації за допомогою IoU та піксельної точності показана на рисунку 18.

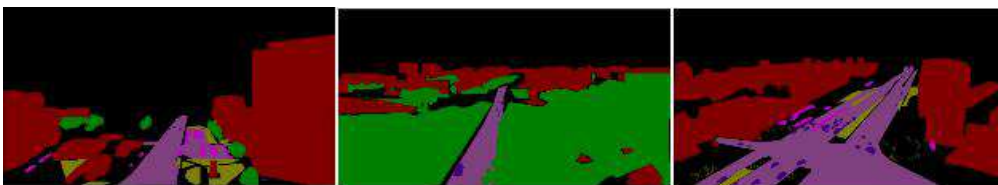


Вхідні зображення



Вхідні шаблони

Рис. 16. Вхідні зображення та відповідні шаблони



Шаблони, створені програмним забезпеченням



Оброблені зображення

Рис. 17 Результат після усунення помилок

```
IOUs: {'Clutter': 1.0, 'Building': 1.0, 'Road': 1.0,
'Static_Car': 1.0, 'Tree': 1.0, 'Vegetation': 1.0,
'Human': 1.0, 'Moving_Car': 1.0}
mIOU: 1.0
acc: 1.0
```

Рис. 18. Перевірка якості за допомогою IoU та піксельної точності

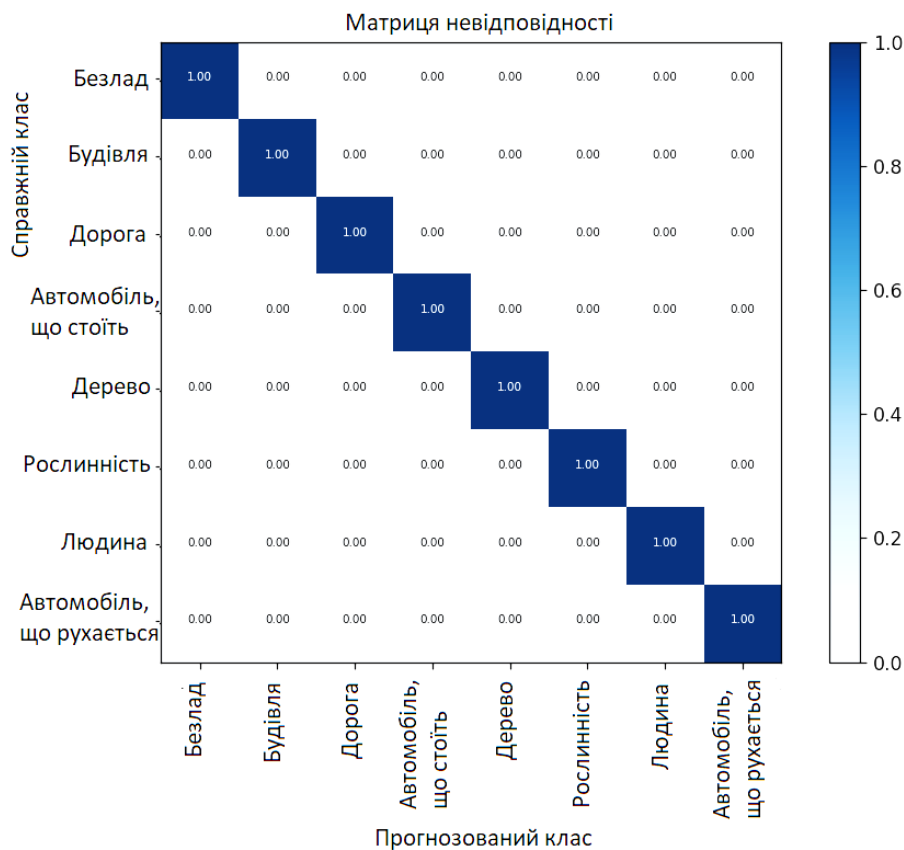


Рис. 19. Матриця невідповідності

Розрахована для отриманих результатів матриця невідповідності зображена на рисунку 19.

Порівнявши отриманий результат з вхідними зображеннями, можна зробити висновок про правильно виконану обробку даних. Іншими словами, кожен з класів визначено вірно та шаблони є ідентичними.

Висновок

Безпілотні літальні апарати зараз є найбільш досліджуваною темою. Вони стають невід'ємною частиною багатьох сфер діяльності. Цьому сприяло зменшення обчислюваної техніки, камер та поява систем глобального позиціонування. Основною сферою використання безпілотних літаючих апаратів є збір фото та відео інформації. Ці дані потребують обробки, тому з розвитком технологій виникли методи, що вирішують проблеми аналізу складних зображень. У кожній з галузей, де необхідна обробка та аналіз фото та відео інформації, використовуються різні алгоритми. Їх вибір залежить від конкретних умов та потреб у цій галузі, бо наразі не існує єдиного універсального рішення.

В ході роботи було проведено аналіз предметної області, розглянуто вже існуючі моделі сегментації зображень, їх недоліки та обмеження. На основі виявлених недоліків та нюансів сформовані вимоги

до системи. Під час проведення аналізу предметної галузі виявлено та описано основні проблеми та визначено задачу, що підлягає автоматизації. В результаті основні процеси були декомпозовані на підзадачі.

Після того як програмне забезпечення було розроблене, воно було протестоване на якість виконання сегментації фото та відеоінформації. Для оцінки якості проведеної обробки даних були використані метрики – IoU, піксельна точність та матриця невідповідності. У ході тестування було визначено помилки, що виникають під час виконання сегментації даних та пояснені можливі причини їх виникнення.

Виходячи з отриманих результатів можна зробити висновок про коректність проведеної сегментації даних, класи розпізнані правильно.

Вдосконалити програмне забезпечення можна шляхом автоматизації процесу створення еталонних шаблонів, провести навчання моделі на більшій кількості даних та інтегрувати створене програмне забезпечення у більшу систему, яка могла б працювати з дроном напряму.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Д. М. Крицький; огляд та аналіз інформаційних джерел – О. В. Попов, О. О. Кравцова; реалізація програмного забезпечення – Н. І. Шкуренко; аналіз

результатів – Д. М. Крицький, О. В. Попов;
верифікація результатів – Д. М. Крицький,
О. О. Кравцова.

Усі автори прочитали та погодилися з
опублікованою версією рукопису.

Література

1. *The Cityscapes Dataset for Semantic Urban Scene Understanding [Text]* / M. Cordts, M. Omran, S. Ramos, T. Rehfeld, R. Benenson, U. Franke, S. Roth, B. Shiele // *arXiv*. – 2016. – Article No. 1604.01685. – P. 1-29. DOI: 10.48550/arXiv.1604.01685.

2. *Segmentation and Recognition Using Structure from Motion Point Clouds [Text]* / J. G. Brostow, J. Shotton, J. Fauqueur, R. Cipolla // *Computer Vision – ECCV 2008. ECCV 2008. Lecture Notes in Computer Science*. – Springer, Berlin, Heidelberg, 2008. – Vol. 5302. – P. 44-57. DOI: 10.1007/978-3-540-88682-2_5.

3. Junmo, K. *Highway driving dataset for semantic video segmentation [Text]* / K. Byungju, Y. Junho, K. Junmo // *arXiv*. – 2011. – Article No. 2011.00674. – P. 1-12. DOI: 10.48550/arXiv.2011.00674.

4. *Method for Identifying and Counting Objects [Text]* / O. Pohudina, D. Kritskiy, A. Bykov, T. Szalay // *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Advances in Intelligent Systems and Computing*. – Springer, Cham, 2020. – Vol. 1113. – P. 161-172. DOI: 10.1007/978-3-030-37618-5_15.

5. *Топчієв, Б. С. Алгоритмічно-програмний метод колоризації зображень [Електронний ресурс] : магістерська дис. : 121 Інженерія програмного забезпечення / Топчієв Борис Сергійович. – Київ, 2020. – 148 с. – Режим доступу: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/33832>. – 29.03.2023.*

6. *Чиж, І. Г. Трикомпонентні лінзові зум-афокальні системи трансфокаторів [Текст] / І. Г. Чиж, І. Г. Лісняк // Наукові вісті КІП. – 2019. – №3. – С. 73-79.*

7. *Піпко, А. С. Інтелектуальна система фотореалістичного перенесення стилів між зображеннями [Електронний ресурс] : магістерська дис. : 124 Системний аналіз / Піпко Анна Сергіївна. – Київ, 2018. – 72 с. – Режим доступу: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/23756>. – 29.03.2023.*

8. Patel, M. J. *A novel approach for semantic segmentation of automatic road network extractions from remote sensing images by modified UNet [Text]* / M. J. Patel, A. M. Kothari, H. P. Koringa // *Radioelectronic and computer systems*. – 2022. – No. 3. – P. 161-173. DOI: 10.32620/reks.2022.3.12.

9. *Васильєва, І. К. Метод автоматической кластеризации данных дистанционного зондирования [Текст] / И. К. Васильева, А. В. Попов // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2019. – № 3. – С. 64-75. DOI: 10.32620/akt.2019.3.08.*

10. *Microsoft COCO: Common Objects in Context [Text]* / Ts. Lin, M. Marie, S. Belongie, L. Bourdev,

R. Girshick // *arXiv*. – 2015. – Article No. 1405.0312. – P. 1-15. DOI: 10.48550/arXiv.1405.0312.

References

1. Cordts, M., Omran, M., Ramos, S., Rehfeld, T., Benenson, R., Franke, U., Roth, S. & Shiele, B. The cityscapes dataset for semantic urban scene understanding. *arXiv*, 2016, article no. 1604.01685, pp. 1-29. DOI: 10.48550/arXiv.1604.01685.

2. Brostow, G. J., Shotton, J., Fauqueur, J. & Cipolla, R. Segmentation and recognition using structure from motion point clouds. *Computer Vision – ECCV 2008. ECCV 2008. Lecture Notes in Computer Science*, Springer, Berlin, Heidelberg, 2008, vol. 5302, pp. 44-57. DOI: 10.1007/978-3-540-88682-2_5.

3. Byungju, K., Junho, Y. & Junmo, K. Highway driving dataset for semantic video segmentation. *arXiv*, 2011, article no. 2011.00674, pp. 1-12. DOI: 10.48550/arXiv.2011.00674.

4. Pohudina, O., Kritskiy, D., Bykov, A. N. & Szalay, T. Method for Identifying and Counting Objects. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Advances in Intelligent Systems and Computing*, Springer, Cham, 2020, vol. 1113, pp. 161-172. DOI: 10.1007/978-3-030-37618-5_15.

5. *Топчієв, Б. С. Алгоритмічно-програмний метод колоризації зображень. Магістерська дис. [Algorithmic-program method of image colorization. Master's thesis].* Kiyv, 2020. 148 p. Available at: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/33832> (accessed March 29, 2023).

6. Chyzh, I. H. & Lisnyak, I. H. Trykomponentni lizovi zum-afokal'ni systemy transfokatoriv [Three-component lens zoom-afocal zoom systems]. *Naukovi visti KPI – Scientific news of KPI*, 2019, no. 3, pp. 73-79.

7. *Піпко, А. С. Інтелектуальна система фотореалістичного перенесення стилів між зображеннями. Магістерська дис. [Intelligent system of photorealistic transfer of styles between images. Master's thesis].* Kiyv, 2018. 72 p. Available at: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/23756> (accessed March 29, 2023).

8. Patel, M. J., Kothari, A. M. & Koringa, H. P. A novel approach for semantic segmentation of automatic road network extractions from remote sensing images by modified UNet. *Radioelektronni i komp'uterni sistemi – Radioelectronic and computer systems*, 2022, no. 3, pp. 161-173. DOI: 10.32620/reks.2022.3.12.

9. *Васильєва, І. К. & Попов, А. В. Метод автоматической кластеризации данных дистанционного зондирования [Remote sensing data automatic clustering method].* *Авіаційно-космічна техніка і технологія – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 3 (155), pp. 64-75. DOI: 10.32620/akt.2019.3.08.

10. Lin, Ts., Marie, M., Belongie, S., Bourdev, L. & Girshick, R. *Microsoft COCO: Common Objects in Context. arXiv*, 2015, article No. 1405.0312, pp. 1-15. DOI: 10.48550/arXiv.1405.0312.

Надійшла до редакції 19.12.2022, розглянута на редколегії 12.06.2023

DEVELOPMENT OF SOFTWARE FOR DATA SEGMENTATION BY PHOTO AND VIDEO INFORMATION

*Dmytro Kritskiy, Nadiya Shkurenko, Oleksii Popov,
Olexandra Kravtsova*

The object of this research is the process of perception of individual objects in photos and videos for further analysis of the situation in the city. The subject of the research is image processing for selection, classification, and further use of the obtained information about the objects in the photo. The goal is to create information technology for the segmentation of individual segments in photos and videos obtained with the help of unmanned aerial vehicles (in particular, drones) in urban scenes. Main tasks: analysis of existing methods of data segmentation; implementation of an algorithm that would perform segmentation of data by various terrain objects; software testing; and formation of research results. The following results were obtained: existing models of image segmentation were examined for limitations and shortcomings. On the basis of identified shortcomings, the requirements for the developed system were formed. During the analysis of the subject area, the main problems were identified and described and the task to be automated was determined. During the design of algorithms for solving problems, the sequence of the execution of each process was determined. The design of the software included a description of the information space of the system and the user interface. The user interface was chosen after analyzing the main types of user interfaces. To assess the quality of the data processing, existing metrics were used – IoU, pixel accuracy, and the discrepancy matrix. During testing, errors that occur during data segmentation and their causes were determined, after their elimination, the correct result of image segmentation was shown. Conclusions. The scientific novelty of the obtained results is that although there is still no segmentation method that fully satisfies all needs for the analysis of the category of images obtained by drones, the developed software allows uploading images and templates to them as benchmarks for artificial intelligence. perform segmentation and verify the correctness of this segmentation visually and using the IoU metric, the mismatch matrix. The software can be improved by automating the process of creating a reference pattern, training the model on more data, and integrating the created software into a larger system that would work directly with the drone.

Keywords: semantic segmentation; algorithm; metric; UAV; template; mismatch matrix; software.

Крицький Дмитро Миколайович – канд. техн. наук, доцент каф. інформаційних технологій проектування, декан факультету літакобудування, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Шкurenko Надія Іванівна – бакалавр каф. «Інформаційні технології проектування», Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Попов Олександр Вікторович – аспірант каф. інформаційних технологій проектування, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Кравцова Олександра Олександрівна – студ. каф. «Інформаційні технології проектування», Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Dmytro Kritskiy – PhD, associate professor of the Department “Information Technology of Design”, Dean of Aircraft Design Faculty, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: d.krickiy@khai.edu, ORCID: 0000-0003-4919-0194, Scopus Author ID: 57195913632, Researcher ID: W-8092-2019, <https://scholar.google.com.ua/citations?user=a4aQ-UQAAAAJ&hl=ru>.

Nadiya Shkurenko – bachelor of the Department "Information design technologies", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: n.i.chupryna@student.khai.edu, ORCID: 0000-0001-6824-0148.

Oleksii Popov – PhD student of the Department “Information Technology of Design”, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.v.popov@khai.edu, ORCID: 0000-0002-2526-9140.

Olexandra Kravtsova – student of the Department "Information design technologies", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.o.kravtsova@student.khai.edu, ORCID: 0000-0003-1729-9582.

UDC 159.944: 378.145

doi: 10.32620/akt.2023.3.08

Serhii BORSUK¹, Oleksii REVA¹, Larysa SAHANOVSKA²¹ Ukrainian Institute of Scientific and Technical Expertise and Information, Kyiv, Ukraine² Flight academy of National Aviation University, Kropivnitsky, Ukraine**AIR TRAFFIC CONTROL STUDENTS' ASPIRATION LEVELS DISTRIBUTIONS**

This paper proposes an analysis of an air traffic control students' survey describing self-assessment of their workload levels. The workload is defined as the number of aircraft simultaneously under control. The survey is performed over the grid with axes represented with aircraft number, their correspondent, and utility/satisfaction levels. The aspiration level values are calculated using workload differences. The safety background of risks in aviation activities is described. Risk and aspiration level links are highlighted. The aspiration level notion for the proposed research is inferred. Survey details and conditions are explained. The differences in four quarters at the workload charts specified by respondents are explained. The aspiration level parameters and basic statistics calculated for respondents are presented. Appropriate goodness-of-fit tests are performed with different sets of initially received answers. Whole samples and subsamples are considered. It is shown that for the full sample considered, the outlet removal provides significant increase of p-value, thus allowing to change the hypothesis approval status. Sub-samples list includes the whole sample without outlets and the whole sample aspiration level calculated for only positive values according to y-axis. Additionally, other values were considered. Namely regret values, i.e., the values on the descending half of the charts and a mixture of regret and aspiration level values in regard that is higher. Normal and exponential distribution significances are proven for the different options mentioned above. It is shown that the general chi-squared method provides the latter mixture to be insignificantly exponential, whereas specific Fisher's test approves the significance of the data. The role of air traffic control students' aspiration level in their estimation and possible education strategy personalization is described. The importance of human factor consideration during similar survey performance is once again proven. The connection of regret with aspiration level in a mixture is discussed. The conclusions on the results are provided. Further research directions are proposed.

Keywords: flight safety; human factors; workload; aspiration level; education.

Introduction

The problem statement. Safety support is important issue in aviation industry. International Civil Aviation Organization (ICAO) [1] claims that "safety is the state, in which risks associated with aviation activities, related to, or in direct support of the operation of aircraft, are reduced and controlled to an acceptable level". One of safety achievement approach lays in risks reduction. The risks in their turn can be generalized as [2] "possibility of undesirable situation with harmful consequences occurrence". For complex "flight crew – aircraft – environment – air traffic control authority" system risks might be assessed with help of operator's self-estimation. Risk reduction comes from the personnel efforts directed to the desired safety state attainment. This allows to talk about aspiration level (AL) as one of key risk mitigation components.

The AL determination and measurement is crucial in regard to all aspects of safety where operator is involved. This is caused by the fact that human behavior is still one of the most important part in risk management. Despite tendencies of robotization and automation of the complex

technological processes it is clear that application of new AL management methods is a task of high importance.

1. Analysis of recent studies and publications

AL can be addressed as representation of maximal increment of utility or satisfaction gained by person performing certain task. Here utility/satisfaction is estimated with biased achievements scale. AL takes important place in self-assessment researches. Aviation operators with high AL are claimed to have high confidence level, persistence, efficiency, and trustworthy criticism of their own achievements [16]. Severe link of self-assessment with AL is also proven by James formula. Firstly, it was presented in the following form:

$$\text{Self-esteem} = \text{Success} / \text{Pretensions}; \quad (1)$$

sometimes [17] being interpreted as:

$$\text{Satisfaction} = \text{Achievement} / \text{Aspiration}. \quad (2)$$

Hence original formula can be inferred in the following statement:

$$\text{Self-esteem} = \text{Success (result)} / \text{Aspiration level. (3)}$$

Air traffic controllers (ATCOs) are dealing with certain number of aircraft under control. Such number can be considered as ongoing workload. Workload research importance and urgency is proven by various proceedings [18-22]. The change of workload can be taken as AL value by definition.

Despite AL concept implementation in various areas there are not many studies dedicated to the aviation operators. The vast majority of aspiration researches are considering the general students of even scholars as a respondents. Moreover, the methods used in various surveys are often simplified down to the aspirations statement. Those methods that actually perform indirect measurements have other flaws. Another issue is that aspiration calculated by majority of the methods doesn't consider the difference in aspiration itself and desire for getting out of unpleasant state. Addressing the Atkinson [23] we can clearly define four different sections on the final aspiration plain. Each of those sections has its own features in regard to the desired overall state. Thus, it is not quite clear whether the consideration of such detail would influence the results. Finally, the general distribution of the data is commonly taken as normal. However, it might be not valid for the particular case. Now we can formulate the tasks for the proceeding.

The research goals

On the base of all aforementioned there were formulated the goals of this proceeding:

- 1) to perform the research related to the ATCO students' self-assessment of the workload with further AL determination;
- 2) to describe calculation of some basic distribution parameters and determination of various probability distributions and verify whether we can consider AL of the participants to be normally distributed;
- 3) to compare general results of unmixed AL with other particular results of the same participants combined in different variations.

2. Research methods

Described survey involves 132 ATCO students of 4th and 5th grades who studies "Air traffic control" academic major. The survey took place in National aviation university (Kyiv, Ukraine) and Flight Academy of the National Aviation University (Kropyvnytskyi, Ukraine). Each participating student had no prior experience of real ATC and at least 100 hours within simulation training. The polling was anonymous. Respondents were notified that survey results not to influence their academic performance. Survey's chart example is shown on figure 1.

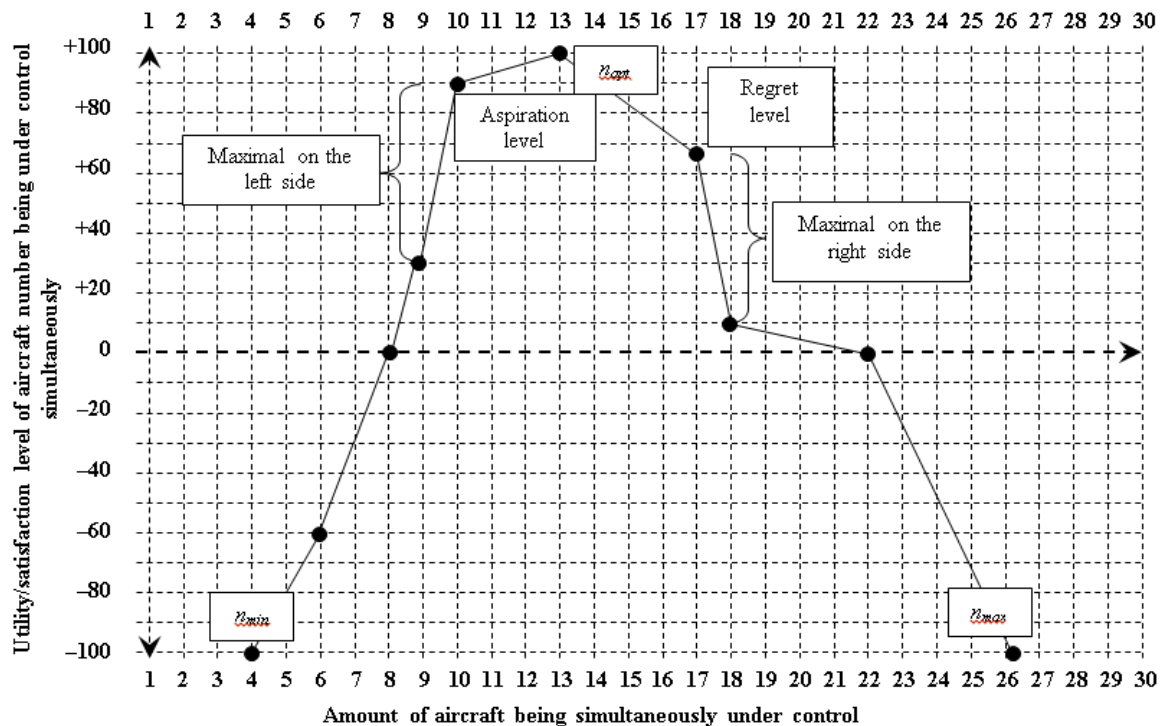


Figure 1. Example of survey chart with key points specifies

According to the survey's task the respondents were asked to specify several key points:

- maximal number of aircraft under control that is considered as boring and provides no utility/satisfaction (n_{\min} point);
- minimal number of aircraft under control with highest strain and workload possible that provides absolute lack of utility/satisfaction (n_{\max} point);
- such number of aircraft under control which provides maximal utility/satisfaction level (n_{opt} point).

On the base of these three points the utility/satisfaction function was plot on the proposed grid. All respondents estimated their level of utility/satisfaction during the task fulfillment. Having decrease of boredom and increase of workload they shown their attitude to risk of mistakes commitment with numerically expressed levels. These levels are numbers of aircraft being under control simultaneously. In line with previous researches the AL values were calculated for pairs of points representing neighboring aircraft numbers (e.g. 5 and 6, 11 and 12 etc.). The pair with maximum increment of utility/satisfaction in respondent's opinion was taken as AL. Such numbers show what does particular respondent thinks of its own professional capabilities. Thus, the satisfaction proposed to the respondent as a measure can be considered as their indirect efficiency self-evaluation.

Of all 132 people involved in the survey process there were 7 who gave no response. This leaves 125 available results. One participant misunderstood the task and gave totally wrong answer (with constantly rising utility/satisfaction function). It was removed from the analyzed sample. All other 124 cases were accepted for subsequent analysis.

In the context of current research AL is considered as workload increase that brings maximal utility/satisfaction change. Important detail here is that sufficient level of flight safety support is implied. Such value is present on the increasing (left side) part of a chart on figure 1. The decreasing part (right side) of the chart also holds maximal utility/satisfaction difference value. However, it corresponds to the decrease of utility/satisfaction and thus cannot be considered as AL. It is referred as "regret" or "penalty" value caused by losing optimal workload preferred by respondent. Really, left side of the chart indicates respondent desire for best performance achievement whilst losing boredom. On the right side of the chart any respondent has stress increase caused by performance loss which makes him regretting.

For all cases the H_0 hypothesis is simple right-sided and formulated as goodness of fit test: whether the sample distribution significantly corresponds to the reference one. In different cases referred distributions are normal or exponential. The alternative H_1 hypothesis is always simple and directly opposed to the H_0 .

Main goal of the survey is to define if various answers sets (for whole sample and sub-samples) belongs to the most common probability distribution functions. In some cases, the sample is taken as a whole. In other cases, a certain part of the initial sample is taken in order to test proper hypothesis. Two distributions were initially taken: normal and exponential. In order to test normality, the χ^2 method was used by default. Those cases when this is not true will be specified in text.

There are many responses with less than 5 votes in the initial sample. The whole sample was regrouped with Sturges formula in order to reduce number of intervals as χ^2 method requires:

$$h = \frac{D}{1 + 3.322 \ln n}, \quad (4)$$

where H – is a new intervals number; D – is sample values range; n – is sample size.

3. Results and discussion

Only single maximal increment value is initially taken as an AL. For several equal increments only the first one is taken. For initially accepted results $n=124$ the following key values are calculated: expected value $\bar{x} = 7.702$, variance $V=10.76$, standard deviation $s=3.28$, skew $A=0.98$, kurtosis $E=1.902$. The distribution is show on figure 2.

3.1. Case I. Normal distribution test. Aspiration level

For this case all $n = 124$ responses were used with $D = 20$. Eventually $h = 2.51$ which brings 9 new intervals. Degree of freedom in this case is equal to 6. Calculated statistics is $K = 44.34$ ($p\text{-value} < 0.001$). This means that observed χ^2 criterion value reaches rejection region and hypothesis H_0 is not statistically significant. Both theoretical and empirical frequencies plots are shown on the figure 3.

3.2. Case II. Normal distribution test. Aspiration level adjusted

Previous results can be considered a bit detailed. After data regroup empiric frequencies are compared to the theoretic ones according to formula 5.

$$K = \sum \frac{O - E}{E}, \quad (5)$$

where K – is referential statistic; E – is expected frequency, O – is observed frequency.

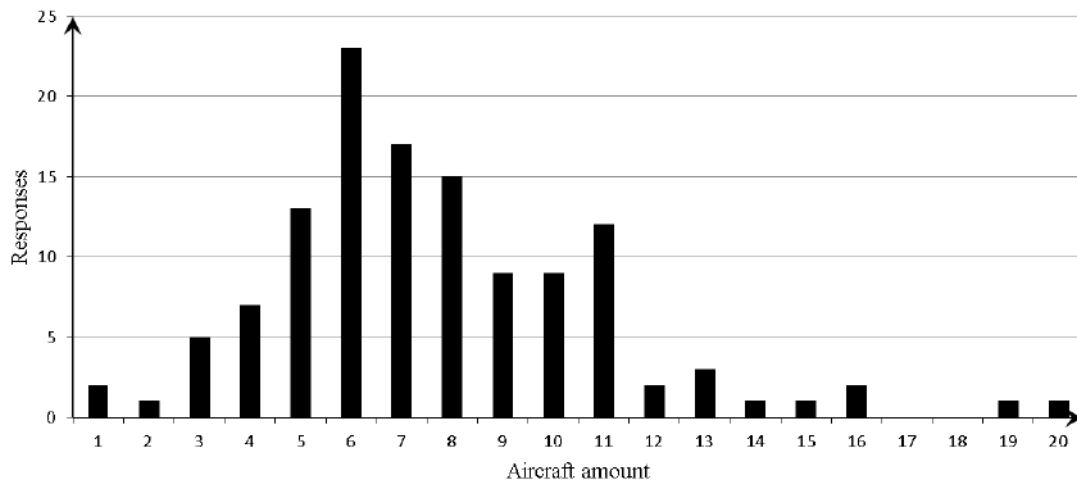


Figure 2. Initial frequencies for utility/satisfaction maximal increment

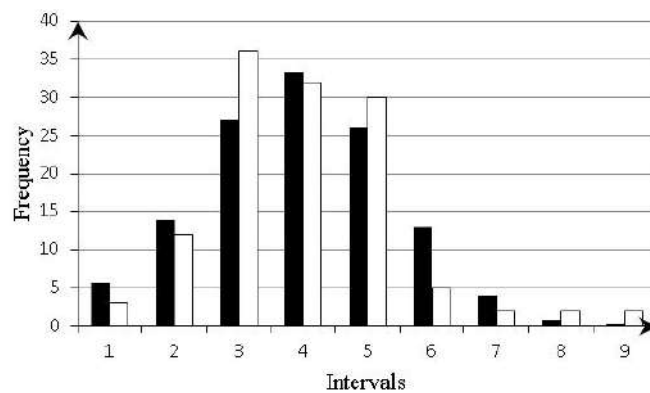


Figure 3. Theoretical (black) and empirical (white) frequencies

The K statistic determines the final conclusion. In “Case I” test these components are equal to:

$$K=(1.245+0.271+2.97+0.051+0.593+4.891+1.07+1.699+31.55)=44.34$$

The latest component here contributes the most. Denominator for the last component is equal to $O_9 = 0.1$ which leads to the extremely high impact. By removing this contribution $K = 12.79$ is received which makes H_0 statistically significant for $\alpha = 0.01$ (p-value=0.046). Since data pruning was not performed after regroup stage such approach is seen as reasonable and valid.

**3.3. Case III. Normal distribution test.
The sample with utility/satisfaction increment above 0 level**

As it is presented on the figure 1 the left semi-plane is divided into two halves by horizontal line. They are: $-100; 0$ negative utility range where satisfaction growth might be considered as attempt to get rid of the boredom; $0; +100$ positive range where satisfaction

growth might be considered as attempt to achieve the best performance. At that point some respondents show no utility/satisfaction values more than 0 levels at all. Such answers don't fit the very idea of “aspiration” as of a desire for some goal achievement. They might be considered as marginal and spare. For instance, an explanation of such attitude can be found in Atkinson's paper. Thus, such responses were removed as unfit ones. As a result, 116 answers have left to be analyzed in this case.

Sample statistics are following: $n = 116$, $D = 18$, Sturges coefficient is $h = 2.29$, which gives 9 intervals. Method χ^2 is used as well with degree of freedom equal to 6 and $K = 15.07$ (p-value=0.019). This means that observed χ^2 criterion value is in acceptance region and hypothesis H_0 is statistically significant for $\alpha = 0.01$. Both theoretical and empirical frequencies plots are shown on the figure 4.

**3.4. Case IV. Normal distribution test.
Regret/penalty values**

In order to check maximal decrement level at the right part of the chart the decrease values were taken.

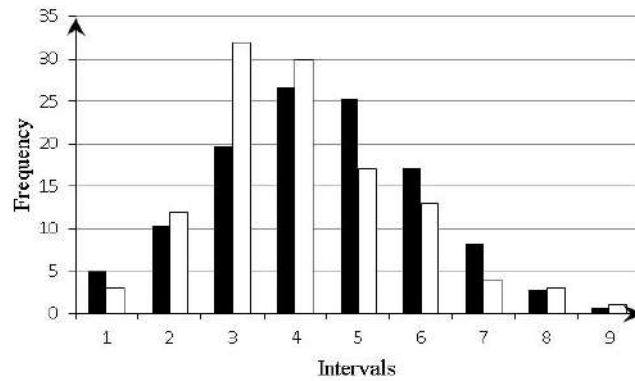


Figure 4. Theoretical (black) and empirical (white) frequencies

They are mentioned above as “regret/penalty” values. Sample parameters are following: $h = 124$, $D = 25$, Sturges coefficient is $h = 3.14$, which gives 9 intervals. Method χ^2 is used as well with degree of freedom equal to 6 and $K = 12.89$ ($p\text{-value} = 0.044$). This means that observed χ^2 criterion value is in acceptance region and hypothesis H_0 is statistically significant for $\alpha = 0.01$. Both theoretical and empirical frequencies plots are shown on the figure 5.

3.5. Case V. Normal distribution. AL united with regret/penalty values

For this case the one greater value (either AL or regret/penalty) is taken for a single respondent. Sample parameters are following: $n = 124$, $D = 30$, Sturges coefficient is $h = 3.77$, which gives 9 intervals. Method χ^2 is used as well with degree of freedom equal to 6 and $K = 39.75$ ($p\text{-value} < .001$). This means that observed χ^2 criterion value reaches rejection region and hypothesis H_0 is not statistically significant. Both theoretical and empirical frequencies plots are shown on the figure 6.

3.6. Case VI. Exponential distribution test. AL united with regret/penalty values

Exponential distribution hypothesis H_0 for mixed set of AL and regret/penalty values is also tested with χ^2 criterion. New probabilities are calculated as $p_i = e^{-\lambda x_i} - e^{-\lambda x_{i+1}}$ given intervals amount and boundary points from the first test. Here $\lambda = \frac{1}{\bar{x}_i} = 0.085$. Finally, $K = 55.13$ ($p\text{-value} = 0.009$). This means that observed χ^2 criterion value reaches rejection region and hypothesis H_0 is not statistically significant. Frequencies plots are shown on the figure 7.

Disregard the absence of significance it is clear that $p\text{-value}$ is close to acceptance region. Thus, it is reasonable to apply specific test in attempt for more precise verification. For this purpose, the Fisher's method was chosen to test the same sample for exponential goodness of fit case.

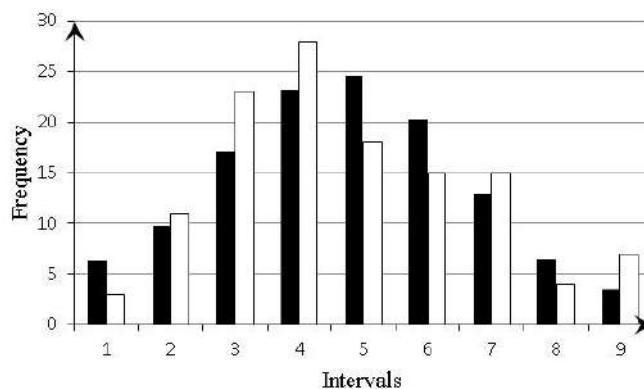


Figure 5. Theoretical (black) and empirical (white) frequencies

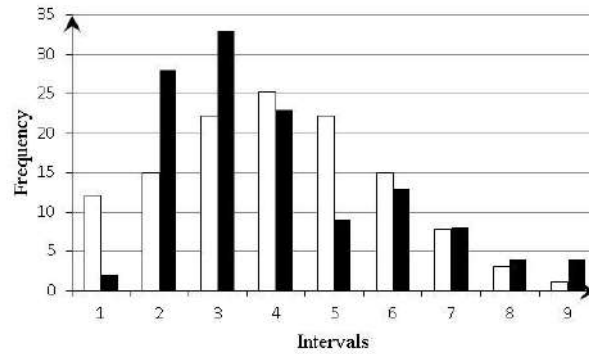


Figure 6. Theoretical (black) and empirical (white) frequencies

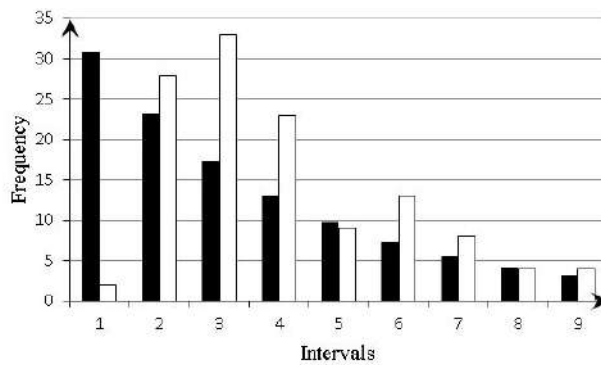


Figure 7. Theoretical (black) and empirical (white) frequencies

3.7. Case VII. Exponential distribution test. Fisher’s method. Full sample

Specific Fisher’s method is used to test again H_0 hypothesis about exponential probability distributions for mixed set of AL and regret/penalty. In order to do this Fisher’s coefficient is found for arranged votes with

$$F = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n-1 x_i}, \quad (6)$$

where x_1 – is the least value in the sample arranged incrementally.

After that it is compared with tabulated values having parameters $\alpha=0.05, F_{\alpha}(2n-2,2)$. With original parameters $x_{i=1}, n=124, \sum x = 1476, F_{\alpha}(244,2)=19.5$ being used, $F=7.2 < F_{\alpha}$ statistics is received. Thus the H_0 hypothesis is statistically significant for $\alpha = 0.05$. Overall hypotheses testing results are gathered in table 1.

Table 1

Hypotheses tests results

Case	Distribution	Test details	The method	Accepted/rejected	Details if accepted
I	Normal	AL, n = 124	χ^2	Rejected	-
II	Normal	AL corrected n = 120	χ^2	Accepted	$\alpha = 0.01$
III	Normal	AL above 0 n = 116	χ^2	Accepted	$\alpha = 0.01$
IV	Normal	Regret n = 124	χ^2	Accepted	$\alpha = 0.01$
V	Normal	AL + regret n = 124	χ^2	Rejected	-
VI	Exponential	AL + regret n = 124	χ^2	Rejected	-
VII	Exponential	AL + regret n = 124	Fisher	Accepted	$\alpha = 0.05$ $F = 7.2 < F_{\alpha} = 19.5$

3.8. Discussion

Obtained results clearly define ATCO students' AL distribution properties received via workload self-assessment. They are important in study of complex transport system operators' behavior. Normal distribution tests are crucial due to several reasons. Even taking into account deviation caused by human factors it is proven that AL related indexes are normally distributed. The trend of maximal workload efficiency difference being normally distributed is true for several options (NB: not for all though). This general information can be used during professional training and initial work process involvement. Calculated statistics allows evaluating the part of students who might reach the AL of professional ATCOs beforehand. Thus, they can be treated as such at the time of training. Also, it might be used as dropout parameter in order to avoid unnecessary resources waste. For students with such AL values that gives no definite information it is possible to change the training process in order to nudge them in either definite state. Other results refer to particular distribution.

The difference in "Case I" and "Case II" sampling approach vividly shows the importance of human factor consideration. Slight change in sampling formation (outlier drop) leads to large change of statistical significance. Such strong significance change indicates essential role of humanistic nature in the researched area. What is more important is that "Case III" results partially support chosen method. Indeed, removing votes that belong to less inherent behavior (according to AL definition) should result in better outcome. This phenomenon is exactly what occurs. As "avoiding" participants were removed the data converged better and meet significance requirements for normal distribution.

Case IV on its own shows the distribution of regret/penalty values. This is interesting in perspective of utility/satisfaction difference research on the whole examined range. The facts that both incrementing and decrementing differences samples are significant for normal distribution allows performing further data processing with regard to normality. Such step from single to double independent variable requires standalone research though.

The very idea of "Case V", "Case VI" and "Case VII" is that since utility/satisfaction difference is present at both left and right parts of every chart their combination might be distributed in different or similar way. Having these values researched allows switching from the separate "aspiration level"–"regret/penalty" couple observation into a single indicator. Such indicator shows the sole distribution of the most significant impacts.

Final united AL and regret/penalty values distribution is of great interest. Commonly the final distribution of united samples is the normal one. However, the ex-

ponential distribution comes into action with rather solid significance levels. Such results witness that given normal distribution for separate indicators of utility/satisfaction can't be treated as such united together. Furthermore, additional analysis of utility/satisfaction differences is required as the predominance of decrementing difference might badly influence flight safety. Further researches in that area should be performed to explain this phenomenon and its details.

4. Conclusions and prospects for further research

We can conclude that all three goals of the research stated in the beginning are achieved. The research related to the ATCO students' self-assessment of the workload with further AL determination was performed with taking into account peculiarities of their professional activity. Basic distribution parameters were calculated and discussed. Probability distributions were tested. Participants AL can be considered as normally distributed in cases show in the table 1. Unmixed AL results were successfully compared with alternatively combined results for the same participants.

It is statistically proven that utility/satisfaction rates difference values are distributed normally with significance level $\alpha = 0.01$ for: AL values with outlier removed; AL values boredom avoidance removed; regret/penalty indicators for the efficiency loss. Indicators of AL united with "penalty/regret" having single top-most selected for each respondent are exponentially distributed with significance level $\alpha = 0.01$. Results received during analysis can be implemented for ATCO student's readiness evaluation. Further research should be held in comparison of the received results with indicators of real ATCO with professional experience, overall utility/satisfaction differences analysis and multidimensional significance testing.

Authors contribution: problem statement and research goal definition – **Oleksii Reva**; literature and publications research – **Serhii Borsuk, Larysa Sahanovska**; research methods selection – **Oleksii Reva, Serhii Borsuk**; survey performing, results collection and analysis – **Serhii Borsuk**; conclusions and further researches directions – **Larysa Sahanovska, Serhii Borsuk**.

All authors have read and agreed on the published version of the manuscript.

References

1. ICAO. *Safety management manual (SMM): Doc. 9859, AN/474*. Fourth edition, 2018. 182 p.
2. *Safety regulatory requirement. ESARR 4. Risk*

assessment and mitigation in ATM. EUROCONTROL, 2001. 46 p.

3. Hoppe, F. Untersuchungen zur Handlungs- und Affektpsychologie. IX. Erfolg und Misserfolg Studies on the psychology of action and emotion. IX. Success and failure. *Psychologische Forschung*, 1931, no. 14, pp. 1-62.

4. Frank, D. Individual Differences in Certain Aspects of the Level of Aspiration. *Amer. J. Psych.*, 1935, no. XXXXVIII, pp. 119-129.

5. Lewin, K. et al. *Level of Aspiration, Personality and the Behavior Disorders*. New York, 1944. 48 p.

6. Becker, J. A *Comparative and Factor Analytic Study of the Level of Aspiration in Industry*, PhD thesis. Loyola University, Chicago, USA, 1960. 110 p.

7. Simon, H. Invariants of human behavior. *Annu. Rev. Psychology*, 1990, no. 41, pp. 1-19.

8. Goodrich, M., Stirling, W. & Boer, E. Satisficing Revisited. *Minds and Machines, Journal for Artificial Intelligence Philosophy and Cognitive Science*, 2000, vol. 10, no. 1, pp. 79-109.

9. Fessel, F. Increasing Level of Aspiration by Matching Construal Level and Temporal Distance. *Social Psychological and Personality Science*, 2011, vol. 2, no. 1, pp. 103-111. DOI: 10.1177/1948550610381788.

10. Mishra, S. & Fiddick, L. Beyond gains and losses: The effect of need on risky choice in framed decisions. *Journal of Personality and Social Psychology*, 2012, no. 102(6), pp. 1136-1147.

11. Chraif, M., Mitrofan, L., Golu, F. & Gâtej, E. The Influence of Progressive Rock Music on Motivation Regarding Personal Goals, Motivation Regarding Competition and Level of Aspiration on Young Students in Psychology. *Procedia - Social and Behavioral Sciences*, 2014, vol. 127, pp. 847-851.

12. Anîtei, M., Chraif, M. & Minea, L. Influence of Fatigue on Impulsiveness, Aspiration Level, Performance Motivation and Frustration Tolerance Among Young Romanian Psychology Students. *Procedia - Social and Behavioral Sciences*, 2013, vol. 78, pp. 630-634.

13. Kozeletsky, Y. *Psihologicheskaja teorija resh-enij* [Psychological decision theory]. Moscow, Progress Publ., 1979. 504 p.

14. Gardner, W. The relation of certain personality variables of level of aspiration. *The Journal of psychology : Interdisciplinary and applied*, 1940, vol. 9, iss. 1, pp. 191-206.

15. Golman, W. & Loewenstein, G. *Expectations and aspirations: Explaining ambitious goal-setting and nonconvex preferences*, 2012. 37 p.

16. Reva, O. & Borsuk, S. Air traffic control students tendencies of desirability levels during flight norms violations. *6th International Conference on Applied Human Factors and Ergonomics*, Las Vegas, 2015, pp. 3049-3053.

17. Newton, K. Politics, Personality and Social Science in the Twentieth Century: Essays in Honour of Harold D. Lasswell. *Sociology*, 1970, vol. 4(3), pp. 430-431.

18. Zhang, J. et al. Genetic Algorithm-based BP Neural Network Method for Operational Performance Assessment of ATC Sector. *PROMET - Traffic&Transportation*, 2016, vol. 28, pp. 563-574.

19. Andraš, P., Radišić, T., Novak, D. & Juricic, B. Subjective Air Traffic Complexity Estimation Using Artificial Neural Networks. *PROMET - Traffic&Transportation*, 2019, vol. 31, pp. 377-386.

20. Braarud, P. An efficient screening technique for acceptable mental workload based on the NASA Task Load Index-development and application to control room validation. *International Journal of Industrial Ergonomics*, 2020, vol. 76, article no. 102904.

21. Yan, S., Wei, Y. & Trana, C. Evaluation and prediction mental workload in user interface of maritime operations using eye response. *International Journal of Industrial Ergonomics*, 2019, vol. 71, pp. 117-127.

22. Zeier, H. Workload and psychophysiological stress reactions in air traffic controllers. *Ergonomics*, 1994, vol. 37, no. 3, pp. 525-539.

23. Atkinson, J. Motivational determinants of risk-taking behavior. *Psychological Review*, 1957, vol. 64 (6, Pt.1), pp. 359-372.

Надійшла до редакції 19.01.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023

РОЗПОДІЛ РІВНІВ ДОМАГАНЬ У СТУДЕНТІВ АВІАЦІЙНИХ ДИСПЕТЧЕРІВ

Сергій Борсук, Олексій Рева, Лариса Сагановська

Роботу присвячено аналізу опитування, проведеного зі студентами авіаційними диспетчерами, яке описує самооцінку їх рівня робочого навантаження. Робоче навантаження визначено, як кількість повітряних суден, що знаходяться під керуванням одночасно. Опитування проведено над сіткою із осями, на яких які представлено кількості повітряних суден та відповідні їм рівня корисності/задоволення. Значення рівнів домагань обчислено із різниць у робочому навантаженні. Описано засади безпеки для ризиків у авіаційних

процесах. Висвітлено зв'язок між ризиками та рівнем домагань. Виведено дефініцію рівня домагань для розглянутого дослідження. Пояснені умови та деталі опитування. Роз'яснено різницю між чотирма чвертями графіків робочого навантаження, наведених респондентами. Обраховано та наведено параметри рівня домагань та базові статистичні показники респондентів. Проведено відповідні тести щодо узгодженості для різних множин початково отриманих відповідей. Розглянуті як уся вибірка, так і її підмножини. Показано, що для повної вибірки усунування викидів призводить до значного покращення значення p -value, що дозволяє змінити статус прийняття початкової гіпотези. Список підмножин включає усю вибірку без викидів та рівні домагань, обраховані виключно для позитивної півплощини відповідей згідно осі ординат. Додатково, інші значення було взято для обчислень, а саме: значення жалю (тобто значення на спадаючій половині графіку) та змішані значення рівня домагань та жалю в залежності від того, яке більше за модулем. Значущість нормального та експонентного розподілу доведено для різних варіантів із тих, які наведено вище. Показано, що загальний метод хі-квадрат визнає статистично незначущим експоненційність об'єднання, наведеного останнім. В той же час спеціальний метод Фішера доводить статистичну значущість даних. Описано роль рівня домагань студентів авіаційних диспетчерів у їх оцінюванні та можливій персоналізації освітньої стратегії. Підтверджено важливість урахування людського чинника під час проведення подібних опитувань. Обговорено зв'язок між рівнем домагань та жалем у запропонованій комбінації. Наведено висновки за отриманими результатами. Запропоновано напрямки подальших досліджень.

Ключові слова: безпека польотів; людський чинник; робоче навантаження; рівень домагань; освіта.

Борсук Сергій – д-р техн. наук, доц., голов. наук. співроб., Український інститут науково-технічної експертизи та інформації, Київ, Україна.

Рева Олексій – д-р техн. наук, проф., голов. наук. співроб., Український інститут науково-технічної експертизи та інформації, Київ, Україна.

Сагановська Лариса – старш. викл., Льотна академія Національного авіаційного університету, Кропивницький, Україна.

Serhii Borsuk – Engineering Sciences Doctor, Associate professor, Head researcher Ukrainian Institute of Scientific and Technical Expertise and Information, Kyiv, Ukraine,
e-mail: greyone.ff@gmail.com, ORCID: 0000-0002-7034-7857.

Oleksii Reva – Engineering Sciences Doctor, Full Professor; Head researcher Ukrainian Institute of Scientific and Technical Expertise and Information; Kyiv, Ukraine,
e-mail: ran54@meta.ua, ORCID: 0000-0002-5954-290X.

Larysa Sahanovska – Senior Lecturer Flight academy of National Aviation University, Kropivnitsky, Ukraine,
e-mail: Lora-sag@ukr.net, ORCID: 0000-0002-2560-4383.

АЛФАВІТНИЙ ПОКАЖЧИК

<i>Автор</i>	<i>Стор.</i>
<i>Аксьонов О. С. (Aksonov Oleksandr)</i>	42
<i>Барахов К. П. (Barakhov Kostiantyn)</i>	12
<i>Борсук Сергій (Borsuk Serhii)</i>	67
<i>Гальона І. І. (Halona Inesa)</i>	4
<i>Єпіфанов С. В. (Yerifanov Sergiy)</i>	33
<i>Золотько О. Є. (Zolotko Oleksandr)</i>	42
<i>Клімов С. В. (Klimov Stanislav)</i>	22
<i>Кравцова О. О. (Kravtsova Olexandra)</i>	61
<i>Крицький Д. М. (Kritskiy Dmytro)</i>	61
<i>Куреннов С. С. (Kurennov Sergiy)</i>	12
<i>Лінь Сун (Lin Song)</i>	50
<i>Лук'янов П. (Lukianov Pavlo)</i>	50
<i>Лук'янченко О. Ю. (Lukianchenko Oleksandr)</i>	4
<i>Павловський М. В. (Pavlovskiy Maksym)</i>	4
<i>Подгорський К. М. (Podgors'ky Kostiantyn)</i>	33
<i>Попов О. В. (Popov Oleksii)</i>	61
<i>Потильчак О. П. (Potylchak Oleksii)</i>	22
<i>Рева Олексій (Reva Oleksii)</i>	67
<i>Сагановська Лариса (Sahanovska Larysa)</i>	67
<i>Черепашук Г. О. (Cherepashchuk Grygorii)</i>	22
<i>Чупова І. Л. (Chupova Iryna)</i>	22
<i>Шкуренко Н. І. (Shkurenko Nadiya)</i>	61

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

Наукове видання

АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Aerospace technic and technology

3 '2023

Редактори А. І. Кривобокова

Комп'ютерний набір Т. С. Пісклової

Комп'ютерне макетування та верстка О. Б. Лещенка, Ю. О. Лещенко

Оригінал-макет виготовлено на кафедрі комп'ютерних наук та інформаційних технологій
Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

Підписано до видання 22.06.2023

Формат 60x84 1/8. Папір офс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 10,01. Обл.-вид. арк. 9,16. Наклад 50 пр.

Замовлення _____. Ціна вільна

Видавець

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<https://www.khai.edu>
e-mail: ntrio@khai.edu, aleksandr.leshchenko@gmail.com

Виготовлювач

Видавничий центр Національного аерокосмічного університету
ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
e-mail: izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001