

І. І. ЮДІН

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

**ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ КАМЕРИ ЗМІШУВАННЯ З ДАНИМИ ФІЗИЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ**

*Об'єктом дослідження є камера змішування турбореактивного двигуна. Предметом дослідження є термогазодинамічні процеси в камері змішування турбореактивного двигуна перед турбіною турбовентиляторної приставки. У сучасному авіадвигунобудуванні спостерігається тенденція до ускладнення конструкцій з метою підвищення ефективності й зменшення питомої витрати пального. Одним із напрямів такої еволюції є створення триконтурних авіаційних двигунів із турбовентиляторними приставками. Серед них поширені варіанти, конструктивно засновані на одноконтурних газогенераторах, що були модернізовані відповідно до вимог триконтурної схеми. Такий підхід дозволяє адаптувати перевірені технічні рішення та скоротити витрати на розробку нових силових установок, зберігаючи при цьому високі показники тяги, надійності й паливної економічності. Один із суттєвих недоліків таких двигунів полягає в значній температурній нерівномірності потоку, що проходить через канал приставки. Внутрішня частина турбінного колеса, яка обтікається газами з температурою 800-900 К, розташована після турбіни газогенератора, тоді як зовнішня частина приставки, що функціонує як вентилятор другого контуру, обтікається потоком атмосферного повітря. Це призводить до значних температурних навантажень на лопатки робочого колеса. Відмінність у робочому процесі триконтурного турбореактивного двигуна (ТРТД) порівняно з ТРДД полягає в тому, що в ТРТД енергія газового потоку, який утворюється в результаті змішування потоків першого і другого контурів, використовується для обертання турбовентиляторної приставки. У камері змішування відбувається передача енергії між газом, що виводиться з турбіни газогенератора, і повітрям другого контуру, після чого змішаний газ подається до турбіни приставки й виводиться з двигуна через сопло внутрішнього контуру. Метою дослідження є розрахунок параметрів газу в камері змішування та порівняння отриманих даних з експериментом NASA для аналізу розподілу температури в камері змішування. Для досягнення цієї мети було вирішено наступні задачі: провести розрахунки параметрів газу в камері змішування, здійснити порівняння різних моделей турбулентності з експериментальними даними NASA та вибрати модель для подальших досліджень. Для дослідження течії у камері змішування обрано метод чисельного експерименту. В результаті було отримано порівняння чисельних розрахунків з експериментальними даними, що дозволило вибрати найбільш відповідну модель турбулентності для цього типу задач. Практичне значення полягає в тому, що вибрана модель і може бути використані для подальших експериментів і розрахунків у камерах змішування форсажних турбореактивних і триконтурних турбореактивних двигунів.*

**Ключові слова:** камера змішування; турбореактивний двигун; чисельне моделювання (CFD); моделі турбулентності; температурний розподіл; візуалізація течії; експериментальна верифікація.

**Вступ**

Сучасні турбовентиляторні двигуни (ТРДД), у тому числі з турбовентиляторною приставкою, широко застосовують камери змішування (КЗ) для поєднання потоків гарячого газу з основного (внутрішнього) контуру та холодного повітря з додаткового (зовнішнього) контуру. Такий підхід дозволяє знизити рівень шуму, зменшити викиди шкідливих компонентів у атмосферу, а також підвищити загальну ефективність роботи двигуна. Крім того, оптимізація процесу змішування забезпечує більш рівномірний температурний розподіл потоку на вході до форсажної камери або турбовентиляторної приставки, що сприяє підвищенню ресурсу елементів двигуна.

На рис. 1 представлено принципову схему турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою

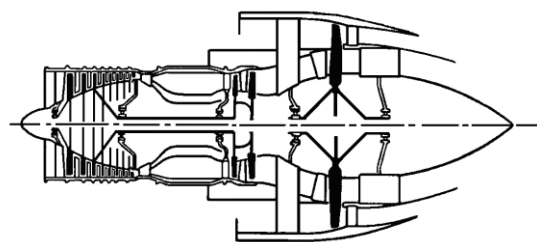


Рис. 1. Принципова схема двигуна з турбовентиляторною приставкою



Проектування КЗ є інженерною задачею, що пов'язана з необхідністю урахування складних, багаторазово нелінійних газодинамічних процесів, турбулентного перемішування, теплообміну, а в деяких випадках – і хімічних реакцій. Геометрична конфігурація камери, режими обтікання, співвідношення витрат потоків, а також вибір моделі турбулентності суттєво впливають на ефективність змішування та кінцеві характеристики потоку.

У науковій та інженерній практиці для дослідження процесів у КЗ застосовують два основні підходи:

1. Експериментальні методи — забезпечують високу точність та достовірність отриманих даних, особливо в умовах, наближених до реальних. Однак такі дослідження є ресурсомісткими: вони потребують виготовлення фізичних моделей або прототипів, проведення випробувань на спеціалізованих стендах з точними системами вимірювання, що істотно обмежує їх доступність та варіативність дослідницьких параметрів. До того ж, масштабування результатів на реальні умови часто супроводжується додатковими похибками.

2. Чисельне моделювання (CFD – Computational Fluid Dynamics) – дозволяє досліджувати широке коло робочих режимів і геометричних варіацій без потреби у фізичному моделюванні. Метод базується на розв'язанні рівнянь Нав'є–Стокса з відповідними моделями турбулентності, теплообміну та, за потреби, горіння. Основними перевагами є гнучкість, масштабованість, можливість візуалізації параметрів потоку в будь-якій області простору та аналізу локальних характеристик. Водночас точність CFD-аналізу значною мірою залежить від вибору сітки, граничних умов, моделі турбулентності та чисельної стабільності розрахунку.

У сучасних дослідженнях часто застосовується комбінований підхід – результати експериментів використовуються для валідації чисельних моделей, що дає змогу скоригувати параметри моделювання й отримати надійні прогностичні результати. Такий підхід особливо ефективний при розробці та оптимізації нових типів камер змішування для перспективних авіаційних двигунів.

### Аналіз попередніх досліджень

Ступінь змішування потоків істотно впливає на термогазодинамічну ефективність камери змішування та загальні характеристики роботи турбореактивного двигуна. Недостатній рівень змішування призводить до формування виражених температурних градієнтів, що в свою чергу викликає нерівномірне теплове навантаження на лопатки турбіни, зни-

жує їх довговічність і надійність, а також може погіршити паливну ефективність двигуна [1].

Особливої актуальності ця проблема набуває для сучасних двигунів з високим ступенем двоконтурності та триконтурності, де зростає питома частка холодного потоку. У таких системах зовнішній контур має суттєвий вплив на термічну структуру змішаної струменевої течії. Як зазначається в дослідженнях NASA, ефективність змішування залежить від низки геометричних параметрів: довжини камери, діаметра, кількості та орієнтації інжекторів, форми й розташування сопел, а також кута входу потоків [2; 3]. Зокрема, роботи Goldstein і Spores [4] продемонстрували, що ефективне перемішування може бути досягнуте лише за оптимального поєднання цих параметрів, що водночас ускладнює інтеграцію конструкції в обмежений габарит авіаційного двигуна.

Серія експериментів, проведених в аеродинамічних трубах NASA Glenn Research Center, дозволила виявити основні закономірності впливу конструктивних факторів на ефективність змішування. Зокрема, в роботі Bunker [5] розглянуто варіанти розміщення інжекторів та їх вплив на термічне поле за змішувальною зоною. Однак, фізичне моделювання потребує значних ресурсів — як матеріально-технічних, так і часових, що обмежує кількість досліджуваних конфігурацій.

У зв'язку з цим, чисельне моделювання стало важливим етапом дослідження камер змішування. Застосування сучасних CFD-методів дає змогу моделювати складні тривимірні течії, враховувати реальні граничні умови, турбулентність, теплоперенос, вплив в'язкості та стиснення. Особливу роль відіграє правильний вибір турбулентної моделі, оскільки саме вона визначає точність відтворення структури потоку. Згідно з результатами досліджень [6–8], моделі  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$ , SST та Reynolds Stress Model (RSM) показують різну ефективність у залежності від конкретних геометричних і режимних умов. Наприклад, модель  $k-\omega$  добре відтворює пристінні течії, а RSM — краще враховує анізотропію турбулентності в зонах з високими зсувними градієнтами.

Крім того, у низці досліджень підкреслюється важливість структури обчислювальної сітки для адекватної дискретизації потоку та збереження ключових характеристик течії. Для зниження числової в'язкості та збереження градієнтів температури та швидкості необхідне локальне згущення сітки в зонах інтенсивного змішування [9].

Результати чисельного моделювання повинні проходити обов'язкову валідацію на основі експериментальних даних. У працях, таких як [10], проведено пряме порівняння чисельних результатів з даними фізичних експериментів, що дозволило скори-

гувати розрахункову методику для підвищення точності прогнозу. Це підтверджує доцільність інтеграції CFD-аналізу в етапи інженерного проєктування двигунів нового покоління.

Отже, аналіз сучасного стану досліджень свідчить про актуальність подальшого розвитку методів чисельного моделювання камер змішування. Комплексне поєднання експериментальних і чисельних підходів є ключем до створення ефективних і надійних авіаційних силових установок з покращеними експлуатаційними характеристиками.

### Постановка задачі

Метою даної роботи є проведення чисельного моделювання процесу змішування у камері змішування з використанням різних моделей турбулентності та порівняння отриманих результатів із даними фізичного експерименту. Це дозволить оцінити точність розрахункових підходів і визначити найбільш адекватні моделі для подальшого застосування в інженерному проєктуванні.

### Методика проведення досліджень

У рамках дослідження газодинамічних процесів у дифузорі було застосовано комплексний підхід, що поєднує чисельне моделювання та порівняння з експериментальними даними NASA. Процес моделювання передбачав створення геометричної конфігурації об'єкта, генерацію неструктурованої сітки для просторової дискретизації, задання граничних та початкових умов відповідно до фізичних характеристик задачі, а також реалізацію чисельного розв'язання за допомогою відповідного методу. Математична постановка ґрунтувалася на усереднених рівняннях Нав'є–Стокса, що описують турбулентну течію, із залученням моделей ефективної турбулентної в'язкості, використовуючи моделі турбулентної в'язкості:  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$ , SST та Reynolds stress. [11].

### Рішення задачі та аналіз результатів

Об'єктом дослідження тестової задачі є кільцева камера змішування довжину  $L=1300$  мм. Зовнішній діаметр  $D=1107$  мм, внутрішній діаметр  $d=492$  мм (див. рис. 1). Для проведення чисельного експерименту були використані такі вхідні параметри: температура газу на вході в камеру змішування  $T_T^* = 756$  К, 850 К, 935 К, 1015 К.

Температура другого контуру була прийнята  $T_{вд}^* = 306,5$  К, 333 К, 354,7 К, 373,7 К. Тиск на вході:

$p_T^* = 151987.50$  Па; 202650.00 Па; 253312.50 Па; 303975.00 Па.

Для порівняння отриманих результатів були використані експериментальні дані, отримані NASA [12].

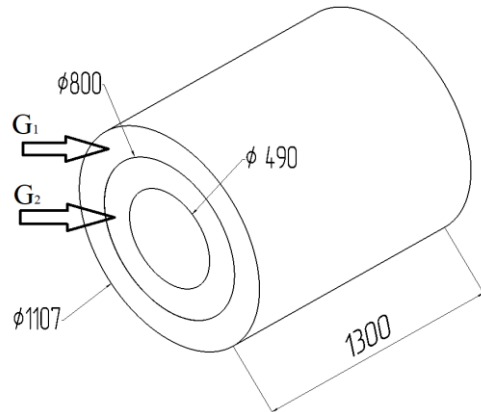


Рис. 1. Схема камери змішування

Після чисельного розв'язання задачі та аналізу результатів було здійснене порівняння отриманих значень з експериментальними даними. Це дозволило встановити кореляцію між результатами чисельного моделювання та реальними експериментальними показниками. В результаті цього порівняння була отримана залежність температури на вході у камеру змішування відносно відстані від зовнішньої стінки (рис. 2.)

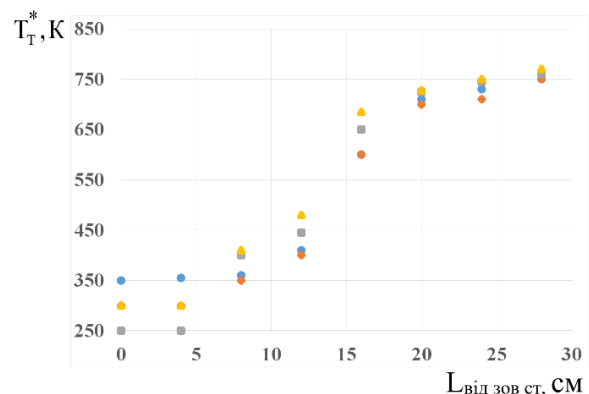


Рис. 2. Температура на вході у камеру змішування відносно відстані від зовнішньої стінки:

- – експеримент NASA; ◆ – розрахунок з використанням RSM моделі; ■ – розрахунок з використанням SST моделі; ▲ – розрахунок з використанням  $k-\epsilon$  моделі

На основі графічного зіставлення видно, що модель SST демонструє суттєві відхилення при обтіканні в області біля стінок, що вказує на її недостатню точність у відтворенні температурного профілю поблизу зовнішньої стінки. Модель k- $\epsilon$ , хоча й забезпечує задовільну відповідність, має дещо більші розбіжності у порівнянні з іншими моделями. Найменше середньоквадратичне відхилення спостерігається при застосуванні RSM-моделі, яка найкраще апроксимує експериментальні дані в усьому діапазоні координати. Враховуючи вищезазначене, для подальших чисельних досліджень доцільним є використання саме моделі RSM, як такої, що забезпечує найвищу точність моделювання. При використанні RSM моделі відносна похибка не перевищує 14% у пристінній області, та 2% у турбулентному ядрі. При використанні k- $\epsilon$  та SST похибка приблизно 20% у пристінній зоні та 14% у турбулентному ядрі.

Однією з переваг чисельного моделювання є можливість побудови детальної візуалізації фізичних процесів, які складно або неможливо зафіксувати експериментальними методами. У даному підпункті представлено аналіз температурного поля та структури турбулентності у камері змішування, виконаний із використанням моделі турбулентності RSM. Візуалізації дають змогу глибше зрозуміти механізми змішування та сформувані уявлення про розподіл теплового навантаження на окремих ділянках камери.

Для детального аналізу розподілу температури були побудовані ізотермічні карти у п'яти поперечних січеннях камери змішування, рівномірно розташованих уздовж її довжини (загальна довжина — 1300 мм). Розрізи відповідають таким координатам: Вхідна зона (0 мм), Проміжна зона перед інжекцією (~325 мм), Центральна зона інжекції (~650 мм), Проміжна зона після інжекції (~975 мм), Вихідна зона (~1300 мм).

Представлені графічні матеріали (рис. 3 - 6) дозволяють побачити складну структуру розподілу температур, що не піддається прямому експериментальному спостереженню.

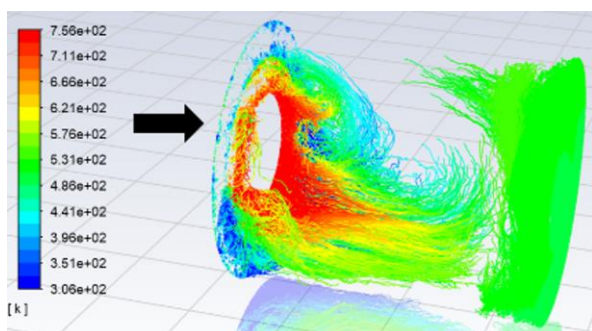


Рис. 3. Векторне поле температур вздовж камери змішування з тиском на вході  $p_T^* = 151987.50$  Па

Результати чисельного моделювання демонструють не лише глобальний розподіл температури, локальні термічні градієнти, а також неізомірність розподілу температури.

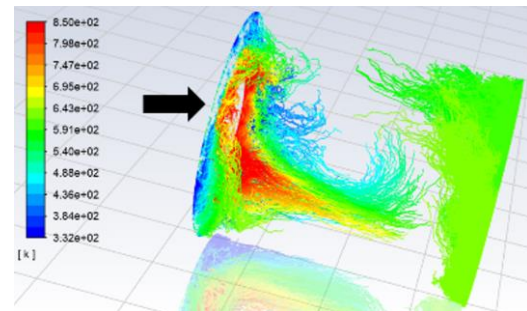


Рис. 4. Векторне поле температур вздовж камери змішування з тиском на вході  $p_T^* = 202650.00$  Па

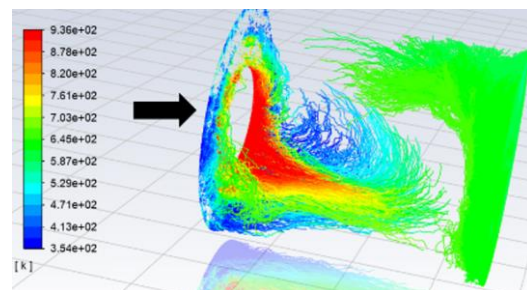


Рис. 5. Векторне поле температур вздовж камери змішування з тиском на вході  $p_T^* = 253312.50$  Па

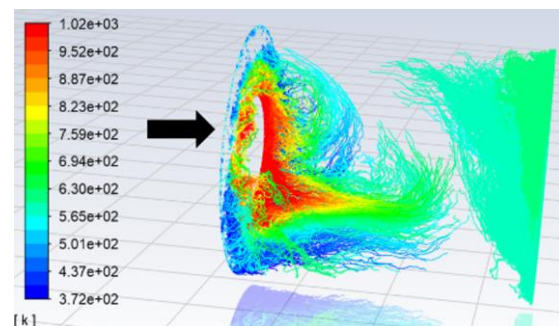


Рис. 6. Векторне поле температур вздовж камери змішування з тиском на вході  $p_T^* = 303975.00$  Па

## Висновки

У результаті чисельного моделювання процесів змішування в камері змішування було обґрунтовано вибір моделі турбулентності RSM, яка показала найкращу відповідність з експериментальними даними. Порівняння розрахункових температурних профілів з експериментальними вимірами підтвердило точність отриманих результатів. Візуалізація температурних

полів дозволила детально оцінити процеси змішування на різних етапах потоку. Отримані дані створюють надійну основу для подальшого аналізу та оптимізації конструкції камери змішування турбореактивних двигунів.

### Конфлікт інтересів

Автор заявляє, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

### Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

### Наявність даних

Рукопис немає супутніх даних.

### Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує, що не використовував технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

### Подяка

Автор висловлює подяку професору, д-ру техн. наук **Терещенку Юрію Матвійовичу** за допомогу у проведенні аналізу отриманих даних.

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису

### Література

1. Lefebvre, A. H. *Gas Turbine Combustion [Text]: Alternative Fuels and Emissions [Text]* / A. H. Lefebvre, & D. R. Ballal. – 3rd ed. – Boca Raton : CRC Press, 2010. – 538 p.
2. Spadaccini, L. J. *Combustion and chemical kinetics in high-speed air-breathing engines [Text]* / L. J. Spadaccini, & M. B. Colket // *Annual Review of Fluid Mechanics*. – 2002. – Vol. 34. – P. 135–167. DOI: 10.1146/annurev.fluid.34.082401.104001.
3. Humenik, F. M., Lyon, R. J. *Jet Mixing in Turbofan Exhaust Systems. NASA TN D-7604. [Text]* / F. M. Humenik, & R. J. Lyon. – Washington, D.C. : NASA, 1974. – 38 p.
4. Goldstein, M. E., Spores, R. A. *The Structure of Turbulent Shear Flow in a Mixing Duct. NASA TP-1837 [Text]* / M. E. Goldstein, & R. A. Spores. – Washington, D.C. : NASA, 1981. – 45 p.
5. Bunker, R. S. *Effect of Mixer-Injector Configurations on Mixing Efficiency in Turbofan Engines. NASA CR-182125 [Text]* / R. S. Bunker. – 1989. – 56 p.
6. Wilcox, D. C. *Turbulence Modeling for CFD. [Text]* / D. C. Wilcox. – 3rd ed. – La Canada, CA : DCW

*Industries*. – 2006. – 546 p.

7. Menter, F. R. *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [Text]* / F. R. Menter // *AIAA Journal*. – 1994. – Vol. 32, No. 8. – P. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149.

8. Launder, B. E. *The numerical computation of turbulent flows [Text]* / B. E. Launder, & D. B. Spalding, // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. – 1974. – Vol. 3. – P. 269–289. DOI: 10.1016/0045-7825(74)90029-2.

9. Ferziger, J. H. *Computational Methods for Fluid Dynamics [Text]* / J. H. Ferziger, & M. Perić. – 3rd ed. – Berlin : Springer, 2002. – 423 p. DOI: 10.1007/978-3-642-56026-2.

10. Smith, L. H., & Mungal, M. G. *Mixing and temperature field measurements downstream of coaxial jets with and without swirl [Text]* / L. H. Smith, M. G. Mungal // *Journal of Propulsion and Power*. – 1998. – Vol. 14, No. 3. – P. 315–322. DOI: 10.2514/2.6306.

11. Kim, W. *Immersed boundary methods for fluid-structure interaction: a review [Text]* / W. Kim, & H. Choi // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – 2019. – P. 301–309. DOI: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2019.05.004.

12. Cullom, R. R. *Full-Scale Altitude Engine Test of a Turbofan Exhaust-Gas-Forced Mixer to Reduce Thrust Specific Fuel Consumption. – NASA TM X-3568. [Text]* / R. R. Cullom, & R. L. Johnsen. – Cleveland, Ohio : NASA Lewis Research Center, 1977.

### References

1. Lefebvre, A. H., Ballal, D. R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press, 2010. 538 p.
2. Spadaccini, L. J., & Colket, M. B. *Combustion and chemical kinetics in high-speed air-breathing engines. Annual Review of Fluid Mechanics*, 2002, vol. 34, pp. 135–167. DOI: 10.1146/annurev.fluid.34.082401.104001.
3. Humenik, F. M., & Lyon, R. J. *Jet Mixing in Turbofan Exhaust Systems*. NASA TN D-7604. Washington, D.C.: NASA, 1974. 38 p.
4. Goldstein, M. E., & Spores, R. A. *The Structure of Turbulent Shear Flow in a Mixing Duct*. NASA TP-1837. Washington, D.C.: NASA, 1981. 45 p.
5. Bunker, R. S. *Effect of Mixer-Injector Configurations on Mixing Efficiency in Turbofan Engines*. NASA CR-182125, 1989. 56 p.
6. Wilcox, D. C. *Turbulence Modeling for CFD*. 3rd ed. La Canada, CA: DCW Industries, 2006. 546 p.
7. Menter, F. R. *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149.
8. Launder, B. E., & Spalding, D. B. *The numerical computation of turbulent flows*. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1974, vol. 3, pp. 269–289. DOI: 10.1016/0045-7825(74)90029-2.
9. Ferziger, J. H., & Perić, M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. 3rd ed. Berlin: Springer, 2002. 423 p. DOI: 10.1007/978-3-642-56026-2.

10. Smith, L. H., & Mungal, M. G. Mixing and temperature field measurements downstream of coaxial jets with and without swirl. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, vol. 14, no. 3, pp. 315–322. DOI: 10.2514/2.6306.

11. Kim, W., & Choi, H. Immersed boundary methods for fluid-structure interaction: a review. *International*

*Journal of Heat and Fluid Flow*, 2019, pp. 301–309. DOI: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2019.05.004.

12. Cullom, R. R., & Johnsen, R. L. *Full-Scale Altitude Engine Test of a Turbofan Exhaust-Gas-Forced Mixer to Reduce Thrust Specific Fuel Consumption*. NASA TM X-3568. Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, 1977.

Надійшла до редакції 10.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

## COMPARISON OF NUMERICAL SIMULATION RESULTS OF THE MIXING CHAMBER WITH PHYSICAL EXPERIMENT DATA

*Illia Yudin*

The mixing chamber of a turbojet engine is **the object** of the study. The thermogasdynamic processes in the mixing chamber of the turbojet engine before the turbine of the turbofan attachment **are the subjects** of the study. In modern aircraft engine manufacturing, there is a tendency to complicate designs in order to increase efficiency and reduce specific fuel consumption. One of the directions of such evolution is the creation of three-flow aircraft engines with turbofan attachments. Among them are widespread variants, structurally based on single-flow gas generators, which have been modernized in accordance with the requirements of the three-flow scheme. This approach allows you to adapt proven technical solutions and reduce the cost of developing new power plants, while maintaining high thrust, reliability and fuel efficiency. One significant disadvantage of such engines is the considerable temperature nonuniformity of the flow passing through the attachment channel. The inner part of the turbine wheel, which is surrounded by gases at temperatures of 800-900 K, is located after the gas generator turbine, whereas the outer part of the attachment, which functions as a fan of the second contour, is surrounded by atmospheric air. This leads to significant thermal loads on the turbine blades. The difference in the operating process of the three-flow turbofan (TTFE) compared to the turbofan engine (TFE) is that the energy of the gas flow generated by the mixing of the first and second contour flows is used to rotate the turbine of the attachment in the TTFE. In the mixing chamber, energy is transferred between the gas discharged from the gas generator turbine and the air from the second contour. Then, the mixed gas is directed to the aft fan turbine and expelled from the engine through the internal contour nozzle.

**This study aims** to calculate the mixing chamber and compare the obtained data with NASA's experimental results to analyze the temperature distribution in the mixing chamber. To achieve this aim, the following tasks were solved: calculating the mixing chamber, comparing different turbulence models with NASA experimental data, and selecting the optimal model for further research. **The numerical experiment method** was chosen for the study of flow in the mixing chamber. **As a result**, a comparison of numerical calculations with experimental data was made, allowing the selection of the most suitable turbulence model for this type of task. **The selected model** and mesh can be used for further experiments and calculations in the mixing chambers of afterburning turbojet and tri-contour turbojet engines.

**Keywords:** mixing chamber; turbojet engine; numerical modeling (CFD); turbulence models; temperature distribution; flow visualization; experimental verification.

**Юдін Ілля Ігорович** – асп. каф. авіаційних двигунів, Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

**Illia Yudin** – PhD Student of the Department of Aviation Engines, State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, Ukraine,  
e-mail: illiayudin98@gmail.com, ORCID: 0009-0001-9934-553X.