

УДК 621.438
DOI [https://doi.org/10.15589/znp2025.2\(500\).16](https://doi.org/10.15589/znp2025.2(500).16)

SELECTION OF A TURBULENCE MODEL FOR NUMERICAL ANALYSIS OF UNSTEADY PROCESSES IN GAS TURBINE COMBUSTION CHAMBERS

ВИБІР МОДЕЛІ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ДЛЯ ЧИСЛОВОГО АНАЛІЗУ НЕСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ В ГАЗОТУРБІННИХ КАМЕРАХ ЗГОРЯННЯ

Serhiy I. Serbin

serhiy.serbin@nuos.edu.ua

ORCID: 0000-0002-3423-2681

Artem V. Kozlovskiy

artem.kozlovskiy@nuos.edu.ua

ORCID: 0000-0002-7604-6115

С. І. Сербін,

докт. техн. наук, професор

А. В. Козловський,

канд. техн. наук, доцент

Admiral Makarov National University of Shipbuilding, Mykolaiv

Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова, м. Миколаїв

Abstract. Aim. The aim of the study is stability analysis of processes in a low-emission gas turbine combustion chamber through three-dimensional numerical analysis of unsteady combustion processes using modern computational fluid dynamics (CFD) tools.

Methodology. The investigation of unsteady process characteristics in low-emission gas turbine combustion chambers was carried out using three-dimensional analysis based on solving a system of differential equations that describe the fundamental conservation and transport laws in a turbulent reacting system.

Results. The applied approach to modeling unsteady processes in a low-emission combustion chamber of a gas turbine engine (GTE) ensures reliable simulation of pulsation processes and makes it possible to identify combustion instabilities of various fuel–air mixtures.

Scientific novelty. For the first time: – A mathematical model of unsteady processes in low-emission GTE combustion chambers has been developed, differing from existing models by the inclusion of a submodel that allows for the prediction of instability characteristics in fuel-burning devices; – Through numerical experimentation, it has been demonstrated that in a gas turbine combustion chamber with premixed fuel and air, the highest amplitude pressure pulsations of the fuel-air mixture in the flame tube are observed in the central recirculation zone, in the secondary air holes, and at the outlets of the central and peripheral swirlers.

Practical significance. A methodology for numerical analysis aimed at improving the stability of low-emission GTE combustion chambers using modern CFD tools has been developed, which contributes to improving efficiency in the design of modern engines operating on various fuels, including ammonia. The results of numerical experiments and the method for calculating the pulsation characteristics of the combustion chamber are used at a gas turbine enterprise in the design of prospective and modernization of existing GTE combustion chambers.

Key words: gas turbine engine; hybrid power system; combustion chamber; pulsation combustion; mathematical simulation; turbulence model.

Анотація. Мета. Метою дослідження є аналіз стабільності процесів в низькоемісійній газотурбінній камері згоряння шляхом тривимірного числового аналізу нестационарних процесів горіння з використанням сучасних інструментів обчислювальної гідродинаміки.

Методика. Дослідження характеристик нестационарного процесу в низькоемісійних газотурбінних камерах згоряння проведено з використанням тривимірного аналізу, пов'язаному з розв'язуванням системи диференціальних рівнянь, які описують основні закони збереження і переносу у турбулентній реагуючій системі.

Результати. Використаний підхід до моделювання нестационарних процесів в низькоемісійній камері згоряння ГТД забезпечує надійне моделювання пульсаційних процесів та дозволяє виявити нестійкість горіння різних паливо-повітряних сумішей.

Наукова новизна. Вперше:

– розроблено математичну модель нестационарних робочих процесів в низькоемісійних камерах згоряння ГТД, яка відрізняється від існуючих наявністю субмоделі, що дозволяє прогнозувати характеристики нестійкості паливоспалюючих пристроїв;

— шляхом використання числового експерименту доведено, що в газотурбінній камері із попереднім змішуванням палива та повітря максимальні за амплітудою пульсації тиску паливо-повітряної суміші в жаровій трубі відстежуються в центральній зоні рециркуляції, в отворах вторинного повітря та на виході потоків із центрального та периферійного завихрювачів.

Практична значимість. Розроблено методику числового аналізу з підвищення стабільності роботи низькоемісійних камер згоряння ГТД з використанням сучасних засобів обчислювальної гідродинаміки, що дозволяє підвищити ефективність роботи при проектуванні сучасних двигунів, працюючих на різних паливах, у тому числа на аміаку. Результати числового експерименту та методика розрахунку пульсаційних характеристик камери згоряння використовуються на газотурбінному підприємстві при проектуванні перспективних та модернізації існуючих камер згоряння ГТД.

Ключові слова: газотурбінний двигун; гібридна енергоустановка; камера згоряння; пульсаційне горіння; математичне моделювання; модель турбулентності.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Одним із ключових напрямів удосконалення газотурбінних двигунів є покращення ефективності та зменшення шкідливих викидів при згорянні палива. Камера згоряння ГТД є зоною, де відбуваються складні, нелінійні фізико-хімічні процеси, зокрема турбулентна взаємодія потоків, тепловиділення та хімічні реакції.

Виникнення режиму пульсаційного горіння в низькоемісійних камерах згоряння є однією з основних проблем при експлуатації газотурбінних двигунів стаціонарного типу. Потужні пульсації паливо-повітряної суміші, що виникають під час вібраційного горіння, можуть призводити до пошкодження, а в деяких випадках і до повного руйнування різних складових камери згоряння та двигуна в цілому. У зв'язку з цим, забезпечення стабільності процесів горіння газоподібного палива є актуальним науково-прикладним завданням, що вимагає значних матеріальних витрат та обґрунтування причин виникнення пульсацій.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Розглядом різних аспектів проблеми пульсацій паливо-повітряної суміші в енергетичних установках займаються в багатьох проектних і конструкторських організаціях, таких як «Зоря»-«Машпроект», General Electric, «Мотор Січ», Siemens, Mitsubishi, Rolls Royce та ін. [1–3].

Не зважаючи на велику кількість досліджень робочих процесів в низькоемісійних камерах згоряння [4–6], включаючи числові дослідження газодинаміки газотурбінних камер згоряння сучасними засобами обчислювальної гідродинаміки [7–9], основні напрями вирішення питання зменшення або придушення нестійкого горіння в низькоемісійних камерах згоряння розроблено недостатньо. Отже наукова актуальність теми дослідження зумовлена відсутністю комплексу заходів з аналізу стабільності процесів низькоемісійних камер згоряння та практичних рекомендацій з придушення режимів нестійкого горіння.

ВІДОКРЕМЛЕННЯ НЕВИРІШЕНИХ РАНІШЕ ЧАСТИН ЗАГАЛЬНОЇ ПРОБЛЕМИ

Проектування низькоемісійної камери згоряння ГТД пов'язане з математичним моделюванням фізико-хімічних процесів горіння на стадії розробки двигуна. Застосування числового експерименту з використанням програмних комплексів обчислювальної гідродинаміки дає можливість визначення раціональних параметрів паливоспалюючих пристроїв.

Прогнозування режимів нестійкого горіння за допомогою числового експерименту з використанням сучасних засобів обчислювальної гідродинаміки на етапі розробки камери згоряння дозволить скоротити матеріальні витрати на проектування та модернізацію газотурбінного двигуна.

МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ

Мета дослідження – аналіз стабільності процесів в низькоемісійній газотурбінній камері згоряння шляхом тривимірного числового аналізу нестационарних процесів горіння з використанням сучасних інструментів обчислювальної гідродинаміки.

МЕТОДИ, ОБ'ЄКТ ТА ПРЕДМЕТ ДОСЛІДЖЕННЯ

Для здійснення аналізу нестационарних процесів горіння в камері згоряння газотурбінного двигуна використано метод, основою якого є числовий розв'язок системи диференціальних рівнянь, які описують основні закони збереження маси, енергії, кількості руху, та переносу хімічних компонентів паливо-повітряної суміші в реагуючій турбулентній системі.

Об'єкт дослідження – нестационарні робочі процеси горіння газоподібного палива в камері згоряння ГТД з низьким рівнем викидів токсичних речовин.

Предмет дослідження – аеродинамічна структура потоків, фізико-хімічні характеристики робочого процесу турбулентного горіння вуглеводного палива в низькоемісійній камері згоряння ГТД.

ОСНОВНИЙ МАТЕРІАЛ

Істотно впливає на прогностичні властивості математичної моделі нестационарних процесів

низькоемісійної камери згоряння ГТД вибір гідродинамічної моделі турбулентності. В даний час відомо досить велику кількість різних їх модифікацій, проте обґрунтованого рішення стосовно систем гомогенно-дифузійного горіння немає. Тому питання про ефективне використання та вибір моделей турбулентного переносу є актуальним.

Існує кілька основних підходів до моделювання нестационарних робочих процесів турбулентності, які відрізняються за точністю та обчислювальними витратами:

1. Пряме числове моделювання (DNS – Direct Numerical Simulation). DNS розв'язує повні нестационарні рівняння Нав'є–Стокса, тобто моделює весь спектр турбулентності – від найбільших до найменших масштабів (включаючи мікротурбулентності). Цей метод найточніше віддзеркалює всі особливості турбулентного процесу та дає глибоке розуміння фундаментальної фізики турбулентності. При цьому пряме числове моделювання потребує дуже високої роздільної здатності як у просторі, так і в часі. Обчислювально цей метод надзвичайно затратний, тому застосовується лише для простих геометричних конструкцій і низьких чисел Рейнольдса [10].

2. Моделювання великих вихорів (LES – Large Eddy Simulation). Сутність LES-методу полягає в моделюванні великих турбулентних структур (вихорів), які залежать від геометрії та умов потоку, а дрібніші вихори моделюються за допомогою спеціальних субсіткових моделей турбулентності. Моделювання великих вихорів потребує меншої обчислювальної потужності ніж DNS, при цьому це дає змогу моделювати нестабільні та складні турбулентні потоки в різних геометричних конструкціях. Використання теорії великих вихорів в числовому моделюванні процесів в камері згоряння ГТД є надзвичайно ефективним і перспективним підходом для отримання детального уявлення про турбулентні процеси згоряння [10–13].

3. Усереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є–Стокса (RANS – Reynolds-Averaged Navier–Stokes). Суть RANS-методу полягає у розділенні потоку на усереднену частину та флуктуації. Розв'язуються усереднені рівняння, а вплив турбулентних флуктуацій моделюється за допомогою турбулентних моделей (наприклад, $k-\epsilon$, $k-\omega$, SST). Незважаючи на те, що RANS-підхід до моделювання турбулентності є найбільш використовуваним у промисловості, а також характеризується простотою та швидкістю розрахунків, але цей метод менш точний у порівнянні з LES або DNS та не відображає нестационарну поведінку турбулентності (окрім підходу URANS – з урахування часу, але з певними обмеженнями) [10;12].

4. Масштабне адаптивне моделювання (SAS – Scale-Adaptive Simulation). SAS є розширенням традиційного підходу RANS, яке автоматично адаптується до наявності нестационарних турбулентних

структур. В цьому підході використовуються модифіковані турбулентні рівняння, які дозволяють розраховувати вихори з реального потоку без необхідності повного їх визначення, як за моделями LES. Підходить для нестационарних задач з помірною обчислювальною складністю. Метод SAS особливо ефективний для об'єктів із сильно вираженими зонами рециркуляції та нестационарною турбулентністю, які типові для камер згоряння ГТД, при цьому залишається менш точний, ніж метод LES у прогнозі детальної структури потоку [13].

Виходячи з вищесказаного, в даній роботі для числового моделювання турбулентності при нестационарних розрахунках в камері згоряння ГТД обрано моделювання великих вихорів (LES) та масштабне адаптивне моделювання (SAS).

Для того щоб оцінити величину пульсацій параметрів, отриманих з використанням LES-моделі та SAS-моделі турбулентності, побудовано середні за часом та середньоквадратичні відхилення швидкості, статичного тиску, температури, концентрації метану та швидкості за розрахунковий період часу.

Для проведення числового експерименту були використані геометрична та кінцево-елементна моделі 1/16 частини камери згоряння. Початкові дані для нестационарних розрахунків низькоемісійної камери згоряння наведені в табл. 1.

Таблиця 1. Початкові дані для розрахунків

	Назва параметру	Величина
1	Витрата палива через 1 канал фронтового пристрою камери згоряння, кг/с	0,01335
2	Витрата палива через 2 канал фронтового пристрою камери згоряння, кг/с	0,07565
3	Витрата повітря через камеру згоряння, кг/с	4,35555
4	Тиск повітря на вході в камеру згоряння, Па	2052300
5	Температура повітря на вході в камеру згоряння, К	770
6	Температура палива на вході в камеру згоряння, К	288
7	Відбір повітря на охолодження вихідного дифузору, кг/с	0,0239
8	Відбір повітря на охолодження турбінних лопаток, кг/с	0,216

При порівнянні значень середньостатистичної швидкості, можна зробити висновок, що використання SAS-моделі виявляє більш протяжну зону зворотних токів порівняно з LES-моделлю турбулентності (рис. 1).

Основні середньоквадратичні пульсації швидкості спостерігаються не тільки на виході суміші із завихрювача та в зоні отворів вторинного повітря, а й у центральному вихорі жарової труби (рис. 2). При цьому SAS-модель показує меншу інтенсивність пульсацій швидкості в центральному вихорі жарової труби та

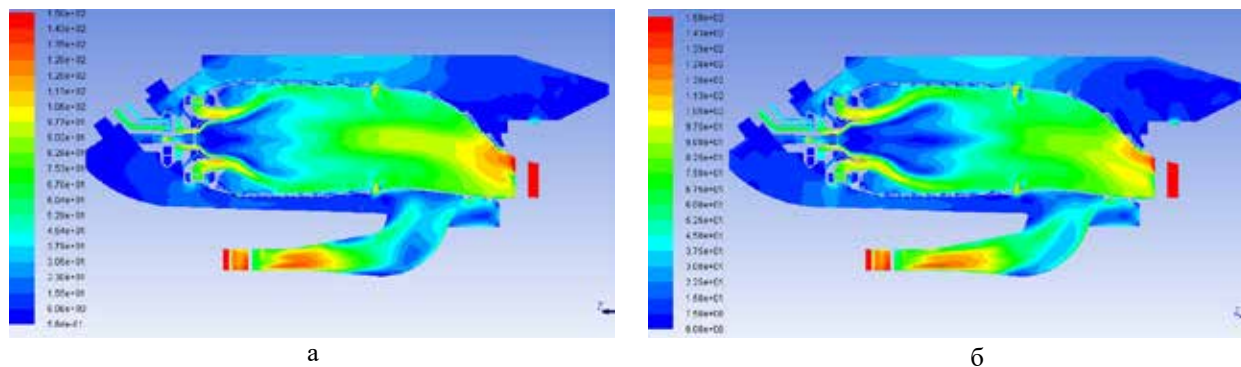


Рис. 1. Поле середньої швидкості в камері згоряння з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS

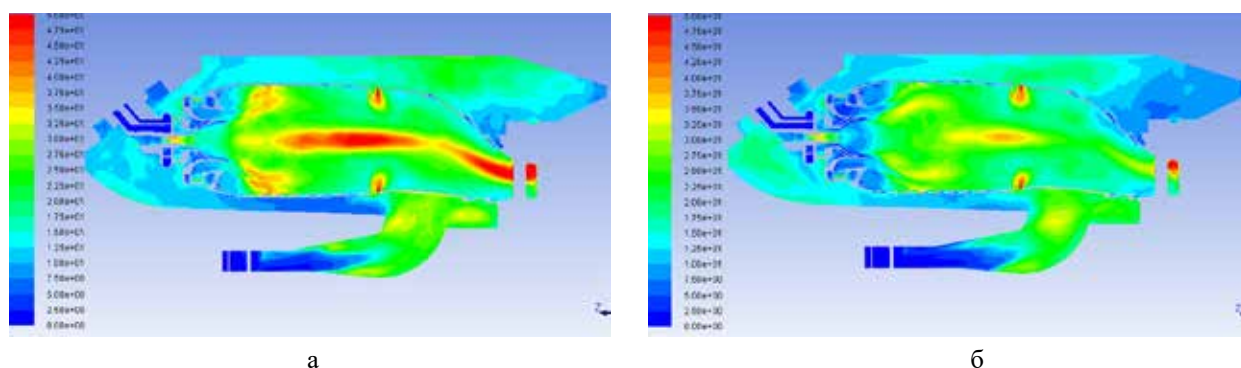


Рис. 2. Середньоквадратичне значення пульсацій швидкості в камері згоряння з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS

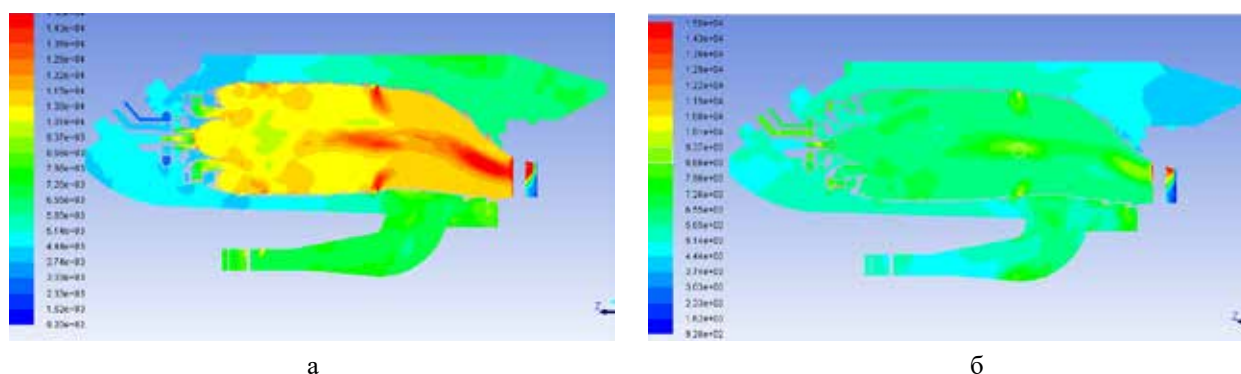


Рис. 3. Середньоквадратичне значення пульсацій статичного тиску в камері згоряння з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS

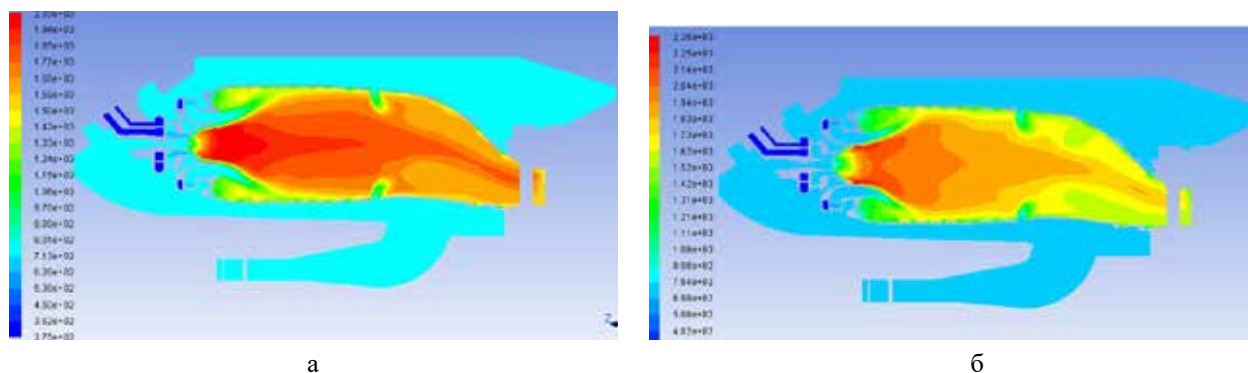
на виході потоку суміші з периферійного завихрювача в порівнянні з LES-моделлю турбулентності.

Пульсації тиску на режимі горіння спостерігаються по всьому об'єму жарової труби (рис. 3). При цьому SAS-модель показує максимальні значення пульсацій в районі 10 кПа, тоді як LES-модель – в районі 15 кПа. Зони максимальних пульсацій зосереджені у другій частині внутрішнього об'єму жарової труби у зоні вторинних отворів та центрального вихору.

Поле середньої за часом температури в камері згоряння також залежить від прийнятої моделі турбулентності (рис. 4). Результат використання SAS-моделі показує максимальні температури у центральному завихрювачі на 300 градусів вище порівняно з LES-моделлю.

При статистичній обробці сигналів тиску використовувалося перетворення Фур'є. На рис. 5 показані пульсації статичного тиску у перерізі верхнього отвору вторинного повітря. Далі ці сигнали були перетворені та побудовано графіки спектральної потужності та амплітуди сигналу за спектром частот (рис. 6–7).

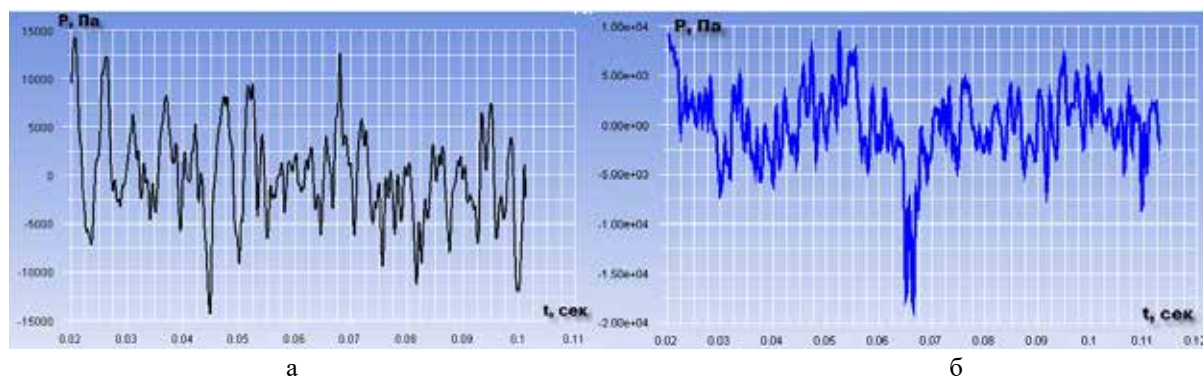
Для режиму горіння з використанням LES-моделі турбулентності основний пік розташований на частоті 189 Гц з амплітудою 2652 Па, другорядні піки розташовані на частотах 151 Гц – 1284 Па, 353 Гц – 743 Па, 580 Гц – 628 Па. Додаткові частоти цікаві з погляду власних частот коливання жарової труби, при збігу яких із частотою пульсацій горіння можливий резонанс, що може призвести до руйнування елементів камери згоряння.



а

б

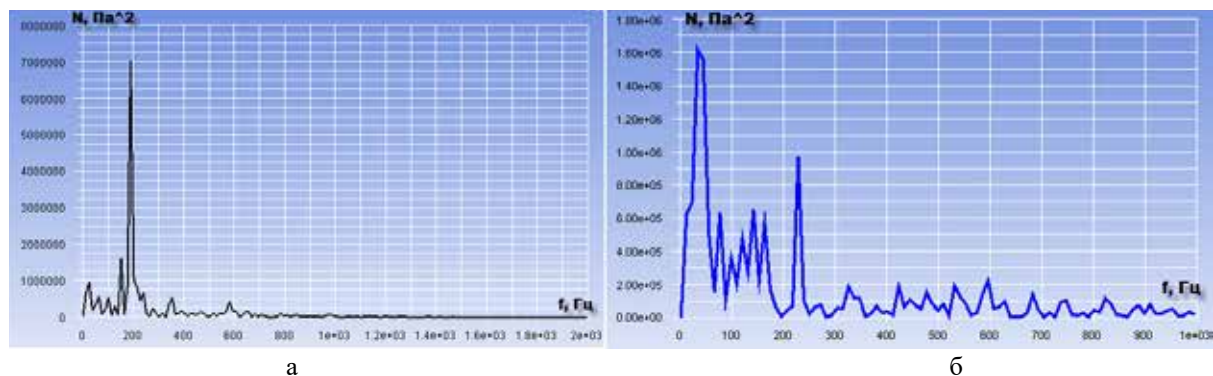
Рис. 4. Поле середньої за часом температури в камері згоряння з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS



а

б

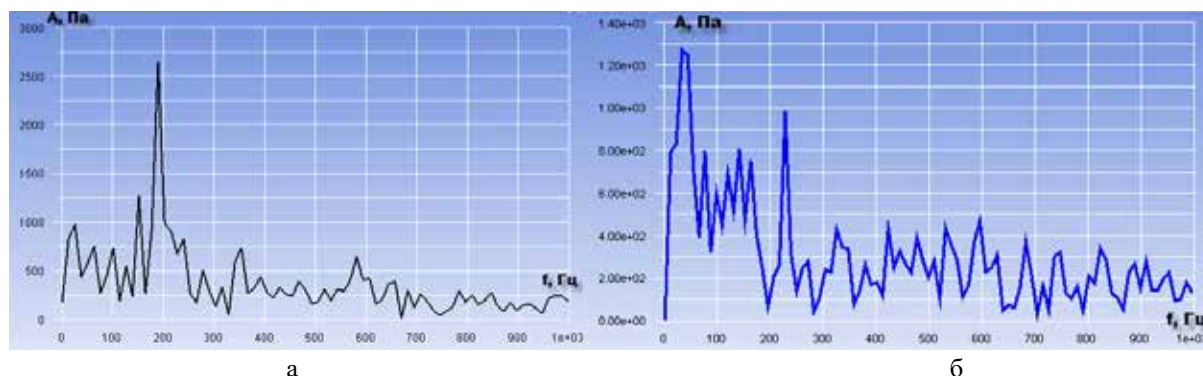
Рис. 5. Пульсації статичного тиску у перерізі верхнього отвору вторинного повітря з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS



а

б

Рис. 6. Спектральна потужність сигналу у перерізі верхнього отвору вторинного повітря з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS



а

б

Рис. 7. Амплітуда сигналу статичного тиску у перерізі верхнього отвору вторинного повітря з використанням різних моделей турбулентності: а – LES; б – SAS

Для режиму горіння з використанням SAS-моделі турбулентності основний пік розташований на частоті 227 Гц з амплітудою 985 Па, другорядні піки розташовані на частотах 32 Гц – 1278 Па, 75 Гц – 804 Па, 140 Гц – 804 Па.

Максимальні за амплітудою пульсації незалежно від моделі турбулентності на режимі горіння спостерігаються:

- у центральному вихорі всередині жарової труби;
- в районі отворів підведення вторинного повітря;
- усередині жарової труби в районі 3–4-ї обичайок – через вихроутворення в зоні зворотних потоків при виході потоку з каналів завихрювачів;
- на стінках вхідного дифузора підведення повітря з компресора – внаслідок відриву потоку від стінок вхідного дифузора через пульсацію параметрів за компресором високого тиску;
- у вихідному перерізі жарової труби перед турбінними лопатками – через пульсацію центрального вихору в жаровій трубі;
- на лопатках периферійного завихрювача;
- в районі отворів підведення палива в каналах завихрювача.

В результаті проведених розрахунків нестационарних процесів у низькоемісійних камерах згоряння ГТД із застосуванням різних моделей турбулентності (LES, SAS) визначено, що LES-підхід до моделювання процесів нестационарного горіння забезпечує коректніше прогнозування рівнів температур, тиску та концентрацій реагентів. Крім того, LES-модель коректніше описує внутрішньокамерні нестационарні процеси.

ОБГОВОРЕННЯ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Метод моделювання великих вихорів LES є ефективним інструментом для глибокого аналізу процесів у низькоемісійних камерах згоряння газотурбінних двигунів. Його застосування дає змогу розкрити складну взаємодію турбулентних потоків і фронтів згоряння, що критично важливо для розробки більш ефективних і екологічних систем згоряння. Незважаючи на високі обчислювальні витрати, використання LES-моделі турбулентності дозволяє отримувати дані, недоступні при експериментальних дослідженнях.

Метод масштабного адаптивного моделювання SAS є економічно доцільним підходом для числового моделювання складних турбулентних процесів у камерах згоряння газотурбінних двигунів. SAS підхід успішно поєднує переваги LES і RANS-моделей, забезпечуючи моделювання нестационарних процесів, але при цьому SAS-модель показує суттєво занижені значення амплітуди тиску та температури, і є менш

реалістичною. Її подальше використання є нераціональним, попри помірні обчислювальні витрати.

Значення амплітуд пульсацій, отримані з використанням LES-моделі турбулентності, також можуть виявитися дещо заниженими внаслідок прийнятого опосередкування параметрів за розміром осередків розрахункової сітки, припущень рівнянь моделі турбулентності та способу експериментальної обробки сигналів датчиків.

Одним із важливих припущень, використаних у тривимірних розрахунках нестационарних процесів в камері згоряння газотурбінного двигуна, є те, що коливання в металі жарової труби не поширюються. Отже, коливання всередині жарової труби в результаті процесу горіння дуже мало впливають на потік повітря в міжтрубному просторі при розрахунках. У реальних умовах пульсації всередині жарової труби впливають на потік у міжтрубному просторі і будуть відстежені датчиками пульсації тиску. Ці датчики пульсації тиску, через температурні обмеження, можуть бути розташовані тільки в міжтрубному просторі. Внаслідок цього розрахункові дані щодо амплітуди пульсацій потребують експериментальної верифікації та отримання емпіричних залежностей, що дозволять скорегувати амплітуди пульсацій повного тиску.

ВИСНОВКИ

1. У разі використання LES-моделі турбулентності у всіх перерізах жарової труби низькоемісійної камери згоряння простежується одна яскраво виражена частота 189 Гц. Виникнення цієї частоти зумовлено саме процесами горіння, про що свідчать частоти пульсації температури. Амплітуда пульсації статичного тиску в залежності від місця відстеження варіюється від 1,0 до 2,6 кПа. Ці значення амплітуди можуть бути заниженими по відношенню до експериментальних даних, що, в свою чергу, залежить від наявного способу обробки сигналу. У той же час локальні середньоквадратичні пульсації статичного тиску всередині жарової труби досягають максимальних величин близько 15 кПа.

2. SAS-модель турбулентності показує істотно менші амплітуди статичного тиску та температури у всіх перерізах камери згоряння. Найчастіше зустрічається пікова частота 22–30 Гц з амплітудою залежно від місця перерізу від 1,3 до 0,7 кПа. Наступна частота, яка досить часто простежується у районі жарової труби 325 Гц з амплітудами 0,57–0,4 кПа.

3. Потрібні подальші експериментальні дослідження процесів нестационарного горіння в камерах згоряння ГТД з попереднім перемішуванням палива з повітрям з метою верифікації математичної моделі і підвищення її прогнозних властивостей.

REFERENCES

- [1] Klein, R., Nadolski, M., Zenker, C., Oevermann, M., & Paschereit, C. O. (2025). Pressure gain combustion for gas turbines: Analysis of a fully coupled engine model. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 147(2). <https://doi.org/10.1115/1.4066348>
- [2] Rashwan, S. S., Mohany, A., & Dincer, I. (2020). Investigation of self-induced thermoacoustic instabilities in gas turbine combustors. *Energy*, 190, 116362. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116362>
- [3] Beita, J., Talibi, M., Sadasivuni, S., & Balachandran, R. (2021). Thermoacoustic instability considerations for high hydrogen combustion in lean premixed gas turbine combustors: a review. *Hydrogen*, 2(1), 33–57. <https://doi.org/10.3390/hydrogen2010003>
- [4] Nguyen, T. H., Park, J., Sin, C., Jung, S., & Kim, S. (2021). Numerical Investigation of the Pressure Effect on the NO_x Formation in a Lean-Premixed Gas Turbine Combustor. *Energy & Fuels*, 35(8), 6776–6784.
- [5] Kirubakaran, V. (2021). Prediction of lean blowout performance on variation of combustor inlet area ratio for micro gas turbine combustor. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(5), 915–924. <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2021-0042>
- [6] Bahashwan, A. A., Ibrahim, R. B., Omar, M. B., & Faqih, M. (2022). The lean blowout prediction techniques in lean premixed gas turbine: An overview. *Energies*, 15(22), 8343. <https://doi.org/10.3390/en15228343>
- [7] Mangra, A. C. (2020). Design and Numerical Analysis of a Micro Gas Turbine Combustion Chamber. *Engineering, Technology & Applied Science Research*, 10(6), 6422–6426. <https://doi.org/10.48084/etasr.3835>
- [8] Dasgupta, D., Som, S., Wood, E. J., Lee, T., Mayhew, E., Temme, J., & Kweon, C. B. (2023). Computational Fluid Dynamics Modeling of Lean Blowout in the ARC-M1 Gas Turbine Combustor. In *AIAA SCITECH 2023 Forum* (p. 2653). <https://doi.org/10.2514/6.2023-2653>
- [9] Chen, Z. X., Swaminathan, N., Mazur, M., Worth, N. A., Zhang, G., & Li, L. (2023). Numerical investigation of azimuthal thermoacoustic instability in a gas turbine model combustor. *Fuel*, 339, 127405. <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2023.127405>
- [10] ANSYS, Inc. (2013). ANSYS Fluent Theory Guide. 1–780.
- [11] Serbin, S.I., Kozlovskiy, A.V., & Burunsuz, K.S. (2016). Investigations of nonstationary processes in low emissive gas turbine combustor with plasma assistance. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 44 (12), 2960–2964. doi: 10.1109/TPS.2016.2607461
- [12] Serbin, S., Kozlovskiy, A., & Burunsuz, K. (2023). Influence of plasma-chemical products on process stability in a low-emission gas turbine combustion chamber. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 40(2), 2023, 203–213. <https://doi.org/10.1515/tjj-2020-0046>
- [13] Serbin, S. I., & Kozlovskiy, A. V. (2021). Pidvyshchennya stiykosti nyzkoemisynoyi kamery zhoryannya hazoturbinnoho dvyhuna. [Increasing the stability of a low-emission gas turbine combustion chamber]. *Zbirnyk naukovykh prats NUK*, 487(4), 7–13. [https://doi.org/10.15589/znpp2021.4\(487\).2](https://doi.org/10.15589/znpp2021.4(487).2) [in Ukrainian].

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Klein, R., Nadolski, M., Zenker, C., Oevermann, M., & Paschereit, C. O. (2025). Pressure gain combustion for gas turbines: Analysis of a fully coupled engine model. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 147(2). <https://doi.org/10.1115/1.4066348>
- [2] Rashwan, S. S., Mohany, A., & Dincer, I. (2020). Investigation of self-induced thermoacoustic instabilities in gas turbine combustors. *Energy*, 190, 116362. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116362>
- [3] Beita, J., Talibi, M., Sadasivuni, S., & Balachandran, R. (2021). Thermoacoustic instability considerations for high hydrogen combustion in lean premixed gas turbine combustors: a review. *Hydrogen*, 2(1), 33–57. <https://doi.org/10.3390/hydrogen2010003>
- [4] Nguyen, T. H., Park, J., Sin, C., Jung, S., & Kim, S. (2021). Numerical Investigation of the Pressure Effect on the NO_x Formation in a Lean-Premixed Gas Turbine Combustor. *Energy & Fuels*, 35(8), 6776–6784.
- [5] Kirubakaran, V. (2021). Prediction of lean blowout performance on variation of combustor inlet area ratio for micro gas turbine combustor. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 93(5), 915–924. <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2021-0042>
- [6] Bahashwan, A. A., Ibrahim, R. B., Omar, M. B., & Faqih, M. (2022). The lean blowout prediction techniques in lean premixed gas turbine: An overview. *Energies*, 15(22), 8343. <https://doi.org/10.3390/en15228343>
- [7] Mangra, A. C. (2020). Design and Numerical Analysis of a Micro Gas Turbine Combustion Chamber. *Engineering, Technology & Applied Science Research*, 10(6), 6422–6426. <https://doi.org/10.48084/etasr.3835>
- [8] Dasgupta, D., Som, S., Wood, E. J., Lee, T., Mayhew, E., Temme, J., & Kweon, C. B. (2023). Computational Fluid Dynamics Modeling of Lean Blowout in the ARC-M1 Gas Turbine Combustor. In *AIAA SCITECH 2023 Forum* (p. 2653). <https://doi.org/10.2514/6.2023-2653>
- [9] Chen, Z. X., Swaminathan, N., Mazur, M., Worth, N. A., Zhang, G., & Li, L. (2023). Numerical investigation of azimuthal thermoacoustic instability in a gas turbine model combustor. *Fuel*, 339, 127405. <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2023.127405>
- [10] ANSYS, Inc. (2013). ANSYS Fluent Theory Guide. 1–780.

- [11] Serbin, S.I., Kozlovskiy, A.V., & Burunsuz, K.S. (2016). Investigations of nonstationary processes in low emissive gas turbine combustor with plasma assistance. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 44 (12), 2960–2964. doi: 10.1109/TPS.2016.2607461
- [12] Serbin, S., Kozlovskiy, A., & Burunsuz, K. (2023). Influence of plasma-chemical products on process stability in a low-emission gas turbine combustion chamber. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 40(2), 203–213. <https://doi.org/10.1515/tjj-2020-0046>
- [13] Сербін, С. І., & Козловський, А. В. (2021). Підвищення стійкості низькоемісійної камери згоряння газотурбінного двигуна. *Збірник наукових праць НУК*. 4(487). 7–13. [https://doi.org/10.15589/znp2021.4\(487\).2](https://doi.org/10.15589/znp2021.4(487).2)

© Сербін С. І., Козловський А. В.

Дата надходження статті до редакції: 16.04.2025

Дата затвердження статті до друку: 25.04.2025