

УДК 621.45.022

DOI: 10.15587/2312-8372.2020.199964

## **ОЦІНКА ДОСТОВІРНОСТІ НАПІВЕМПІРИЧНОЇ МЕТОДИКИ ТУРБУЛЕНТНОГО ГОРІННЯ У ФОРСАЖНІЙ КАМЕРІ ЗГОРЯННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА**

**Логінов В. В., Рубльов В. І., Єланський О. В.**

## **ОЦЕНКА ДОСТОВЕРНОСТИ ПОЛУЭМПИРИЧЕСКОЙ МЕТОДИКИ ТУРБУЛЕНТНОГО ГОРЕНИЯ В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**Логинов В. В., Рублёв В. И., Еланский А. В.**

## **ASSESSMENT OF THE AUTHENTICITY OF A SEMIEMPIRICAL TURBULENT COMBUSTION METHOD IN AFTERBURNER OF A GAS TURBINE ENGINE**

**Loginov V., Rublov V., Yelansky A.**

*Объектом исследования является рабочий процесс форсажной камеры сгорания турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков. Исследования были направлены на разработку комплексной методики расчета форсажно-выходного устройства форсированного турбореактивного двухконтурного двигателя с учетом неравномерности коэффициента избытка кислорода и турбулентности потока.*

*Для расчета процесса смесеобразования использовалась модель раздельного течения газовой и жидкой фаз с учетом влияния конечных скоростей переноса между фазами. Для расчета газовой фазы использовался численный метод, основанный на использовании эйлерово-лагранжевого подхода, который позволяет рассчитать трехмерное сжимаемое нестационарное течение в форсажно-выходном устройстве и описывается уравнениями Навье-Стокса с усреднением по Рейнольдсу и однопараметрической моделью турбулентной вязкости. Дифференциальные уравнения жидкой фазы решались методом Рунге-Кутты. Учет турбулентного горения выполнен с помощью полуэмпирической теории.*

*Основным показателем рабочего процесса форсажной камеры сгорания является коэффициент полноты сгорания, от которого зависит тяга двигателя на форсированном режиме работы. Для оценки эффективности горения рассчитываются поля скоростей, температуры, давления, массовой доли кислорода, паров топлива и пульсационной скорости. Эти величины определяются путем численного моделирования двухфазного потока. В работе используется модель раздельного течения газовой и жидкой фаз с учетом влияния конечных скоростей переноса между фазами. Имея данные численного расчета и полуэмпирическую модель, определяем полноту сгорания топлива в зависимости от*

коэффициента избытка воздуха и длины зоны горения. Используемая в данной работе методика позволяет рассчитать полноту сгорания топлива в форсажной камере сгорания, а результаты расчетов совпадают с экспериментальными данными с погрешностью не более 7%. Имея данные по полноте сгорания, можно определить тягу сопла на форсированном режиме работы двигателя.

**Ключевые слова:** газодинамические расчёты, авиационные двигатели, турбореактивные двухконтурные двигатели, форсажно-выходное устройство, рабочий процесс.

Об'єктом дослідження є робочий процес у форсажній камері згорання турбореактивного двоконтурного двигуна зі змішуванням потоків. Дослідження були спрямовані на розробку комплексної методики розрахунку форсажно-вихідного пристрою форсованого турбореактивного двоконтурного двигуна з урахуванням нерівномірності коефіцієнта надлишку кисню та турбулентності потоку.

Для розрахунку процесу сумішоутворення використовувалась модель роздільної течії газової та рідкої фаз з урахуванням впливу кінцевих швидкостей переносу між фазами. Для розрахунку газової фази використовувався чисельний метод, заснований на використанні ейлерово-лагранжевого підходу, який дозволяє розрахувати тривимірну стиснену нестационарну течію у форсажно-вихідному пристрої. Потік газу та повітря описується рівняннями Нав'є-Стокса, розподілених за Рейнольдсом, і однопараметричною моделлю турбулентної в'язкості. Диференціальні рівняння рідкої фази вирішувалися методом Рунге-Кутта. Облік турбулентного горіння виконано за допомогою напівемпіричної теорії.

Основним показником робочого процесу у форсажній камері згорання є коефіцієнт повноти згорання, від якого залежить тяга двигуна на форсованому режимі роботи. Для оцінки ефективності горіння розраховуються поля швидкостей, температури, тиску, масової частки кисню, парів палива та пульсаційної швидкості. Ці величини визначаються шляхом чисельного моделювання двофазного потоку. В роботі використовується модель роздільної течії газової та рідкої фаз з урахуванням впливу кінцевих швидкостей переносу між фазами. Маючи дані чисельного розрахунку та напівемпіричну модель визначена повнота згорання палива в залежності від коефіцієнта надлишку повітря та довжини зони горіння. Використана в даній роботі методика дозволяє розрахувати повноту згорання палива в форсажній камері згорання, а результати розрахунків збігаються з експериментальними даними з похибкою не більше 7%. За значеннями повноти згорання визначається тяга сопла на форсованому режимі роботи двигуна.

**Ключові слова:** газодинамічні розрахунки, авіаційні двигуни, турбореактивні двоконтурні двигуни, форсажно-вихідний пристрій, робочий процес.

## 1. Введение

Основным направлением развития современных газотурбинных двигателей является повышение параметров рабочего процесса на расчётных режимах работы. Актуальной является задача повышения эффективности

рабочего процесса элементов двигателя, в частности, форсажной камеры сгорания (ФКС). Эта задача требует проведения сложных газодинамических расчётов и экспериментальных исследований [1, 2]. На авиационных предприятиях Украины большое внимание уделяется вопросу дальнейшего повышения эффективности существующих авиационных газотурбинных двигателей путем создания более экономичных и надежных модификаций, а также освоению производства перспективных авиационных двигателей [3]. Как известно, авиационные двигатели имеют большое разнообразие схем. Но на современном этапе наибольшее развитие получили турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД), которые разделяются на две группы: со смещением и без смещения потоков. Форсированные ТРДД (ТРДДФ) имеют преимущества перед нефорсированными в расширенном диапазоне применения по высотам и скоростям полета. В связи с тенденцией к уменьшению осевых размеров ТРДДФ границы между камерой смещения, форсажной камерой и выходным устройством становятся условными, поскольку характерные для этих элементов процессы протекают вплоть до выхода газа из сопла. Поэтому целесообразно рассматривать эти элементы совместно, а их совокупность называть форсажно-выходным устройством (ФВУ). Основными направлениями развития современных газотурбинных двигателей остаются повышение эффективности рабочего процесса на расчетных режимах работы, а также снижение массы основных элементов двигателя [1]. В связи с быстрым возрастанием параметров газотурбинных двигателей за последние годы резко повысились энергонасыщенность рабочего тела, которое привело к уменьшению геометрических размеров проточной части двигателя и, в частности, форсажных устройств. Но сокращение длины ФКС приводит к уменьшению полноты сгорания. Поэтому организация рабочего процесса в ФКС является актуальной задачей.

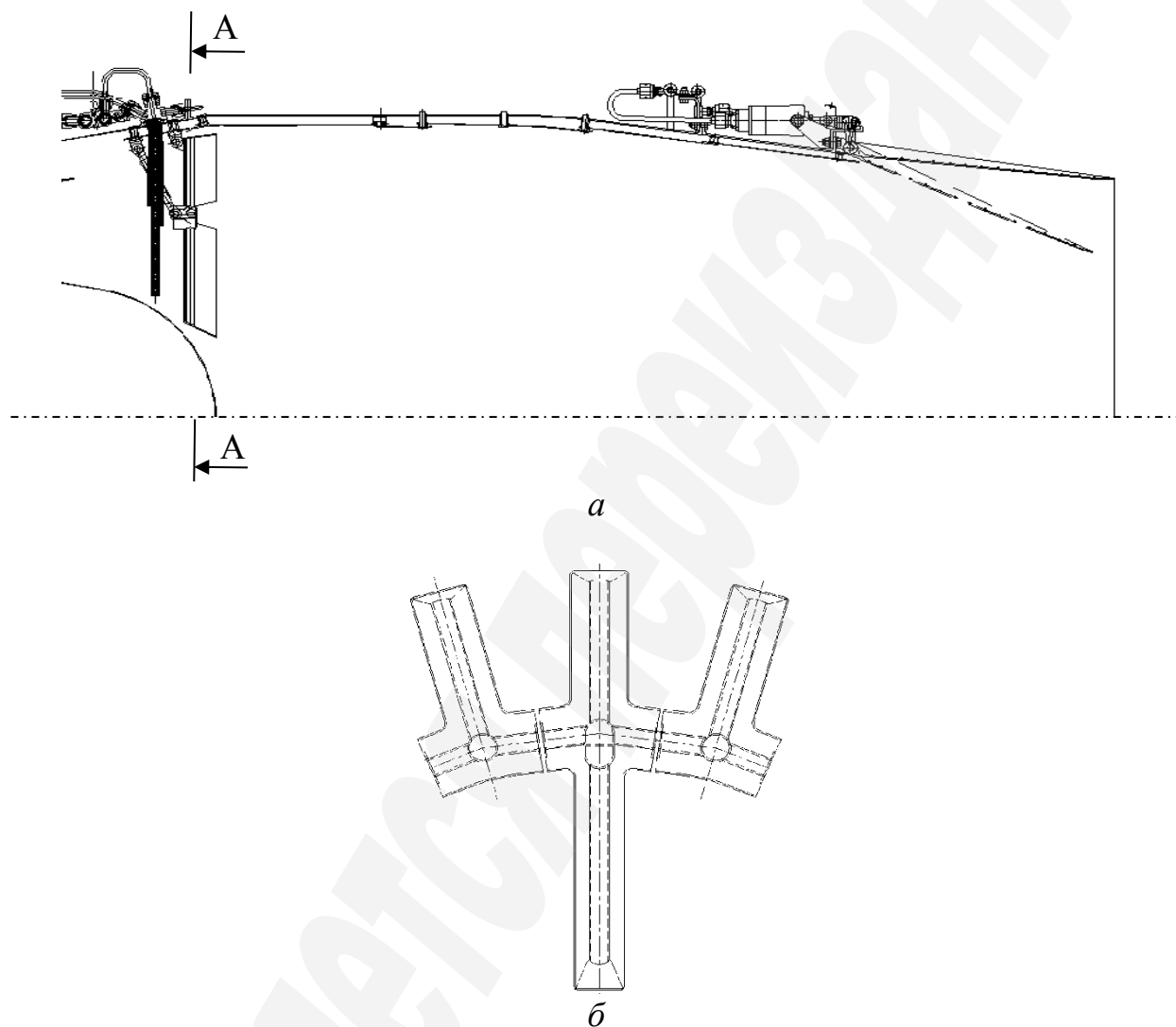
Таким образом, *объектом исследования* является рабочий процесс форсажной камеры сгорания турбореактивного двухконтурного двигателя со смещением потоков. *А целью работы* заключается в разработке комплексной методики расчета ФВУ ТРДДФ с учетом неравномерности коэффициента избытка кислорода и турбулентности потока.

## **2. Методика проведения исследования**

В настоящее время при разработке ФВУ эмпирические методы являются основными. Разработка ФВУ оптимальной формы требует проведения длительных и дорогостоящих экспериментов [3]. Наличие неравномерности по скорости, давлению, температуре, кинетической энергии турбулентности оказывает существенное влияние на течение и смещение потоков газа. А неравномерное распределение кислорода и топлива оказывает существенное влияние на процесс образования топливовоздушной смеси. С целью организации оптимального рабочего процесса в ФВУ требуется дополнительная информация о распределении всех этих параметров по форсажной камере. Для разработки эффективных ФВУ необходимо рассмотреть характеристики пространственного потока, рассчитав сложную трехмерную картину течения и смесеобразования. В связи с этим особое

значение приобретают численные методы расчета пространственного течения в ФВУ ТРДДФ со смешением потоков [4, 5].

ФВУ двигателя представляет собой осесимметричный канал с вертикально расположенными лепестками стабилизатора пламени, цилиндрическую камеру смешения, затурбинный кок и сопло [3]. Продольное сечение расчетной области ФВУ показано на рис. 1, *а*, поперечное сечение – на рис. 1, *б*.



**Рис. 1.** Расчетная область форсажной камеры сгорания: *а* – продольное сечение; *б* – поперечное сечение

Для оценки эффективности рабочего процесса предложен показатель эффективности – относительный прирост тяги при форсировании. Он позволяет обобщить два частных показателя эффективности рабочего процесса: полноту сгорания и коэффициент восстановления полного давления. Для его определения необходимо иметь комплексную методику расчета тяги сопла [6].

Комплексная методика расчета тяги сопла турбореактивных двигателей базируется на использовании полуэмпирической теории турбулентного горения и численного расчета трехмерных полей параметров двухфазного потока, которые определяют процесс турбулентного горения. Учет неравномерности

параметров потока происходит путем разбития потока на несколько струек, в каждой из которых распределение параметров считается равномерным.

Для оценки эффективности горения необходимо иметь поля скорости, температуры, давления, массовой доли кислорода, паров топлива и пульсационной скорости. Эти величины можно определить путем численного моделирования двухфазного потока. В работе используется модель раздельного течения газовой и жидкой фаз с учетом влияния конечных скоростей переноса между фазами [7].

Сначала рассчитывается течение газовой фазы с помощью численного метода, который основан на использовании эйлерово-лагранжевого подхода и позволяет рассчитывать трехмерный сжимаемый поток, описываемый уравнениями Навье-Стокса, осредненными по Рейнольдсу. В результате расчета уравнений газовой фазы находятся поля скоростей, температуры, давлений, кинетической энергии турбулентности газового потока.

По результатам численного расчета газовой фазы вычисляются траектории капель, изменение их размера и температуры вдоль траектории с использованием метода Рунге-Кутты. Считается, что топливо впрыскивается в ФВУ в виде сферических капель, распределение которых по размерам подчиняется закону Розина-Рамлера. Рассчитываются источниковые члены, которые учитывают вклад испаряющихся капель в изменение концентрации паров топлива. С учетом этого вклада выполняется расчет поля концентрации пара. После численного расчета газовой фазы с учетом влияния паров топлива рассчитывается перенос кислорода.

В итоге находятся поля концентрации кислорода, паров топлива и определяется коэффициент избытка кислорода. Наличие полей параметров потока позволяет учесть их влияние на процесс турбулентного горения. Для этого расчетная область разбивается на струйки, в каждой из которых параметры турбулентного потока и коэффициент избытка кислорода считаются постоянными, но изменяются при переходе от струйки к струйке. При принятых допущениях для каждой струйки может быть применена полуэмпирическая теория турбулентного горения, которая разработана для однородных топливовоздушных смесей.

В связи с большими сложностями моделирования турбулентного процесса горения [8–10] и сложностью решения в настоящее время этой задачи численным методом, целесообразно эффективность горения рассчитывать полуэмпирическим методом. Для учета влияния неравномерности параметров потока и топливовоздушной смеси расчетная область разбивается на струйки, где принимается равномерное распределение всех параметров поперек потока в пределах каждой струйки.

Входными данными являются результаты численного расчета двухфазного потока – коэффициент избытка кислорода и пульсационная составляющая скорости потока. Наличие полей параметров потока позволяет определить влияние коэффициента избытка кислорода на процесс турбулентного горения. При принятых допущениях для каждой струйки может быть применена полуэмпирическая теория турбулентного горения, которая разработана для однородных топливовоздушных смесей [11, 12].

Согласно этой теории, существует универсальная зависимость коэффициента полноты сгорания [12–14]:

$$\eta_{r\phi} = f\left(\frac{x}{L_z}\right),$$

которая аппроксимируется в виде полинома [15]:

$$\eta_{r\phi} = 0,588\bar{x} - 1,948\bar{x}^2 + 8,125\bar{x}^3 + 28,386\bar{x}^4 + \\ + 110,435\bar{x}^5 + 116,189\bar{x}^6 - 39,986\bar{x}^7,$$

где  $\bar{x} = \frac{x}{L_z}$ ;  $x$  – координата, которая отсчитывается от передней границы фронта пламени;  $L_z$  – длина зоны горения.

Длина зоны горения определяется [7]:

$$L_{зг} = B \frac{l}{\varepsilon_0} \ln\left(1 + \frac{u'}{u_n}\right),$$

где  $B = 1...4$  – экспериментальный коэффициент, который зависит от коэффициента избытка кислорода и степени подогрева газа при полном сжигании топлива:

$$B = f\left(\chi, \frac{T_{\phi}^*}{T_m^*}\right);$$

$\varepsilon_0$  – интенсивность турбулентности набегающего потока:

$$\varepsilon_0 = \frac{u'}{u};$$

$u'$  – пульсационная скорость;

$u_n$  – нормальная скорость распространения пламени:

$$u_n = 0,06 \left(\frac{T}{100}\right)^{2,24} \left(0,5 - \frac{m_n}{m_{O_2}}\right).$$

Зная положение зоны горения и координату выходной границы  $x_{\phi_{BY}}$ , с помощью универсальной зависимости, можно определить полноту сгорания в струйке. Очевидно, что для каждой струйки отношение размеров  $\left(\frac{x_i}{L_{z_i}}\right)$  разные.

Для определения  $x_i$  необходимо знать координату  $X$  передней границы фронта пламени и координату выходного сечения ФВУ  $x_{\phi ВУ}$ .

Передняя граница фронта пламени определяется углом ее наклона, который рассчитывается по формуле [12, 13, 16] (рис. 2):

$$\sin \alpha = \frac{u_m}{\bar{u}}$$

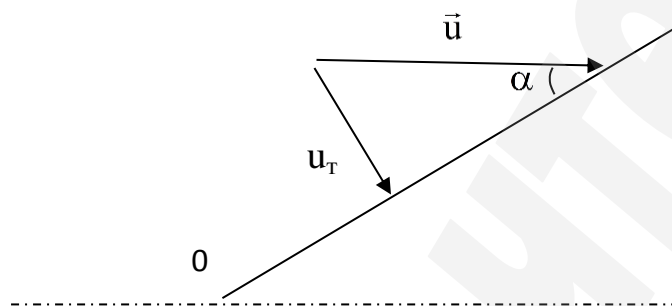


Рис. 2. Определение угла наклона фронта пламени

Турбулентная скорость распространения пламени определяется по формуле [13, 16]:

$$u_m = 2,5(u')^{0,9} (u_n)^{0,1}.$$

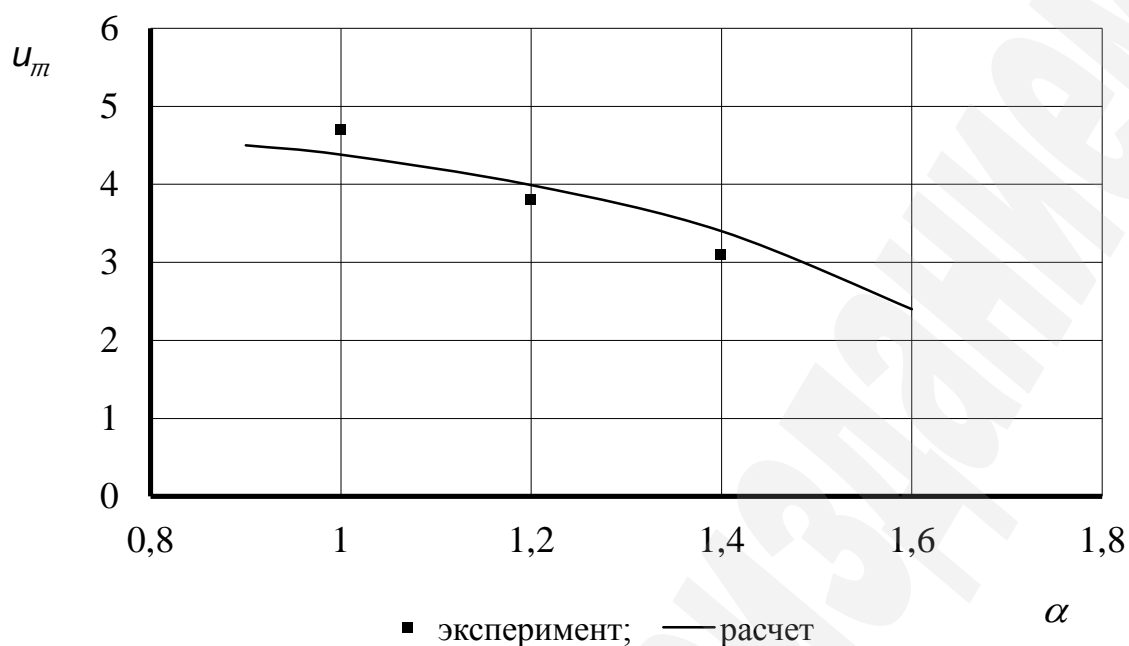
После определения  $\eta_{r\phi_i}$  для каждой струйки вычисляется количество подведенной теплоты и параметры газа  $p_c$ ,  $T_c$ ,  $c_c$  на выходе из форсажно-выходного устройства по известным одномерным методикам [1, 2].

### 3. Результаты исследования и обсуждение

#### 3.1. Оценка достоверности расчета турбулентной скорости распространения пламени

В работах [12, 17] экспериментально исследовалось влияние стабилизаторов пламени на основные характеристики горения. На рис. 3 представлено сопоставление экспериментальных данных [12] с результатами расчета скорости распространения пламени, где использовался стабилизатор с высотой раскрытия 30 мм с углом раскрытия при вершине  $60^\circ$ .

Расчет проводился при постоянной начальной температуре  $T=473$  К, скорости потока  $u=50$  м/с и для различных значений коэффициента избытка воздуха. Анализ результатов расчета показывает, что среднеквадратичное отклонение расчетных данных от экспериментальных составляет около 10 %. Такой результат можно считать удовлетворительным, так как при этом угол наклона поверхности пламени изменяется менее чем на  $0,5^\circ$ .



**Рис. 3.** Скорость распространения пламени

### 3.2. Оценка достоверности расчета коэффициента полноты сгорания топлива

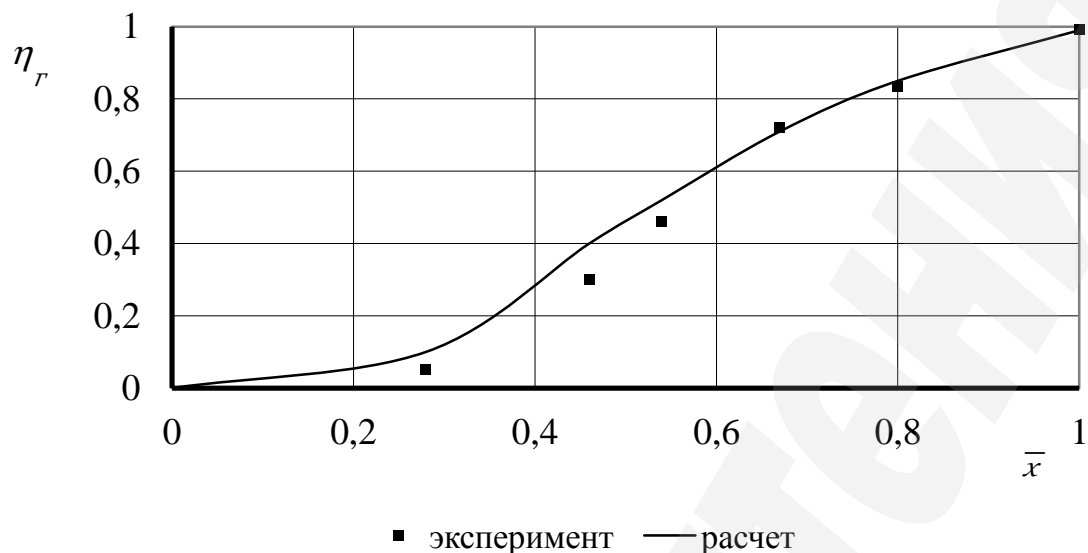
Так как коэффициент полноты сгорания является одним из основных показателей эффективности рабочего процесса в ФВУ, то производилось сравнение расчетных данных с экспериментальными [13, 15] в различном диапазоне состава смеси и по длине зоны горения (рис. 4).

Хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных получено и при оценке выгорания топлива по длине зоны горения. Расчет производился при: скорости потока  $u=90$  м/с,  $T=300$  К, высота стабилизатора 35 мм, коэффициенте избытка воздуха 1,2.

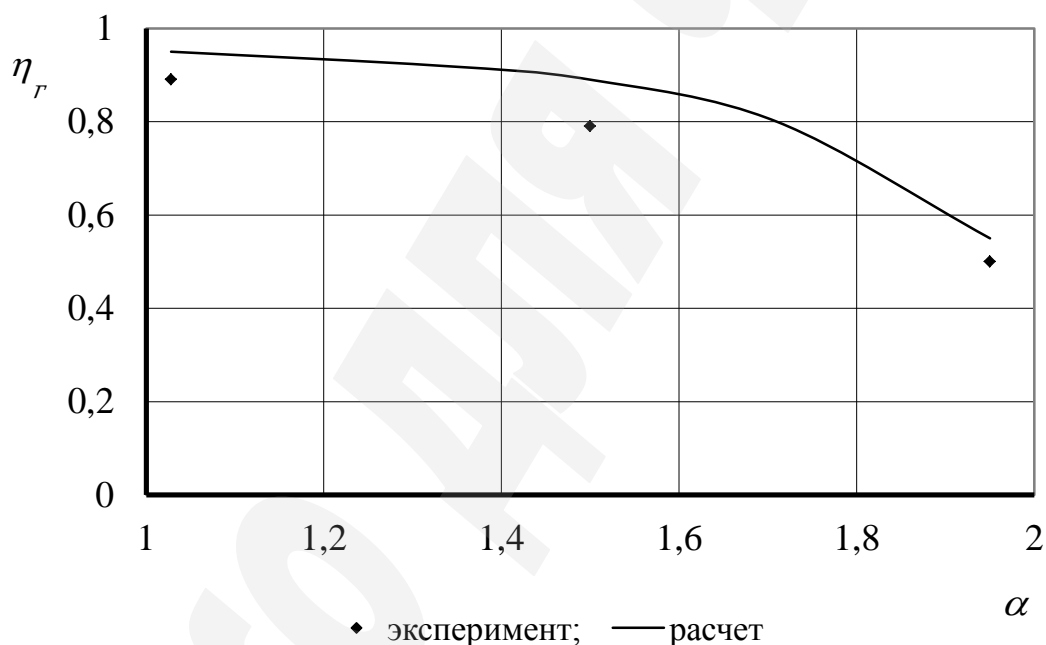
Сопоставление результатов показывает, что максимальное отклонение расчетных данных от экспериментальных составляет не более 7 %.

На рис. 4, б показано сравнение расчетных и экспериментальных данных по полноте сгорания топлива в зависимости от коэффициента избытка воздуха при использовании универсальной кривой выгорания. Расчет производился при: скорости потока 63 м/с,  $T=573$  К, высота стабилизатора 40 мм, интенсивность турбулентности 5 %. Результаты расчета отличаются от экспериментальных данных не более чем на 8 %.





*a*



*б*

**Рис. 4.** Сравнение расчетных и экспериментальных данных по полноте сгорания топлива в зависимости от: *a* – длины зоны горения; *б* – коэффициента избытка воздуха

#### 4. Выводы

На основе теоретических исследований представлены результаты оценки достоверности комплексного метода расчета эффективности рабочего процесса в ФВУ ТРДДФ для полуэмпирической методики расчета турбулентного горения. Обосновано, что для расчета форсажно-выходных устройств можно использовать комплексную методику расчета эффективности рабочего процесса ТРДДФ. Двухфазное течение рассчитывалось численным методом, а процесс горения в ФВУ полуэмпирическим. Произведена оценка достоверности

расчета турбулентной скорости распространения пламени и коэффициента полноты сгорания топлива. Результаты расчетов турбулентной скорости распространения пламени сравнивались с экспериментальными данными. Анализ результатов показал, что среднеквадратичное отклонение расчетных данных от экспериментальных составило до 10 %. Результаты расчетов коэффициента полноты сгорания топлива также сравнивались с экспериментальными данными. Анализ результатов показал, что максимальное отклонение расчетных данных от экспериментальных составляет не более 7 %.

## References

1. Nechaev, Iu. N. (1990). *Teoriia aviatsionnykh dvigatelei. Izv. VVIA im. Zhukovskogo*, 703.
2. Abramovich, G. N., Girshovich, T. A., Krashennikov, S. Iu., Sekundov, A. N. et. al. (1984). *Teoriia turbulentnykh strui*. Moscow: Nauka, 715.
3. Epifanov, S. V., Kravchenko, I. F., Loginov, V. V. (2017). *Kontseptsii proektirovaniia i dovodki dvigatelei dlia uchebno-boevykh samoletov*. Kharkiv: Natsionalnyi aerokosmicheskii universitet im. N.E. Zhukovskogo "KHAI", 390.
4. Kharitonov, V. F. (2001). *Metody, ispolzuyemye pri modelirovanii kamer sgoraniia GTD. Izvestiia vuzov. Aviatsionnaia tekhnika*, 3, 23–25.
5. Boiko, A. V., Govoruschenko, Iu. N., Ershov, S. V., Rusanov, A. V. et. al. (2002). *Aerodinamicheskii raschet i optimalnoe proektirovanie protochnoi chasti turbomashin*. Kharkiv: NTU, KHPI, 356.
6. Kislov, O. V., Rublev, V. I. (2004). *Metodika otsenki effektivnosti forsazhno-vykhodnykh ustroystv TRDDF. Voprosy proektirovaniia i proizvodstva konstruktsii letatelnykh apparatov. Sbornik nauchnykh trudov. NAU im. N.E. Zhukovskogo*, 36 (1), 50–59.
7. Loginov, V. V., Rublev, V. I. (2004). *Modelirovanie techeniia v forsazhnoi kamere sgoraniia aviatsionnogo dvigatel'ia. Integrovani tekhnologii ta energozberezheniia*, 4, 60–67.
8. Oran, E. S., Boris, J. P. (2000). *Numerical Simulation of Reactive Flow*. Cambridge University Press, 530. doi: <http://doi.org/10.1017/cbo9780511574474>
9. Lefevr, A. (1986). *Protsessy v kamere sgoraniia GTD*. Moscow: Mir, 566.
10. Spalding, D. B. (1979). *Combustion and Mass Transfer*. Elsevier, 418.
11. Gruzdev, V. N., Dakhin, V. A., Talantov, A. V. (1984). *Vliianie stabilizatorov plameni i gorenii na protsessy smesheniia v priamotochnykh kamerakh sgoraniia. Protsessy gorenii v potoke*. Kazan: KAI, 79.
12. Talantov, A. V. (1978). *Gorenie v potoke*. Moscow: Mashinostroenie, 160.
13. Raushenbakh, B. V. et. al. (1964). *Fizicheskie osnovy rabochego protsessa v kamerakh sgoraniia vozdushno-reaktivnykh dvigatelei*. Moscow: Mashinostroenie, 527.
14. Pchelkin, Iu. M. (1973). *Kamery sgoraniia gazoturbinnnykh dvigatelei*. Moscow: Mashinostroenie, 392.
15. Gruzdev, V. N. (1987). *Metodika rascheta integralnoi polnoty sgoraniia topliva v kamere priamotochnogo tipa. Rabochie protsessy v kamerakh sgoraniia vozdushno-reaktivnykh dvigatelei*. Kazan: KAI, 18–28.

16. Solntsev, V. P. (1978). Vliianie parametrov turbulentnosti na protsess sgoraniia odnorodnoi benzino-vozdushnoi smesi za stabilizatorom v usloviakh zakrytogo potoka. *Stabilizatsiia plameni i razvitie protsessov sgoraniia v turbulentnom potoke*. Moscow: Nauka, 75–126.

17. Musin, L. R. et. al. (1974). Vliianie zateneniia kamery sgoraniia stabilizatorami na skorost rasprostraneniia plameni v turbulentnom potoke odnofaznoi smesi. *Gorenie v potoke*, 167, 21–28.

*The object of research is the working process of the afterburner of the combustion chamber of a turbojet dual-circuit engine with flow mixing. The research was aimed at developing a comprehensive methodology for calculating the afterburner-output device of a forced turbojet engine, taking into account the unevenness of the coefficient of oxygen excess and flow turbulence.*

*To calculate the process of mixture formation, let's use the model of the separate flow of the gas and liquid phases, taking into account the influence of finite transfer rates between the phases. The gas phase is calculated using a numerical method based on the Eulerian-Lagrangian approach, which allows one to calculate a three-dimensional compressible unsteady flow in an afterburner and is described by Navier-Stokes equations with Reynolds averaging and a one-parameter model of turbulent viscosity. The differential equations of the liquid phase are solved by the Runge-Kutta method. Accounting for turbulent combustion is carried out using the semi-empirical theory.*

*The main indicator of the afterburner combustion chamber working process is the coefficient of completeness of combustion, on which the engine thrust during forced operation depends. To evaluate the combustion efficiency, the fields of velocity, temperature, pressure, mass fraction of oxygen, fuel vapor and pulsation velocity are calculated. These values are determined by numerical simulation of a two-phase flow. The work uses a model of the separate flow of the gas and liquid phases, taking into account the influence of finite transfer rates between the phases. Having data of numerical calculation and a semi-empirical model, let's determine the completeness of fuel combustion, depending on the coefficient of excess air and the length of the combustion zone. The technique used in this work allows to calculate the completeness of fuel combustion in the afterburner, and the calculation results coincide with experimental data with an error of no more than 7 %. Having data on the completeness of combustion, one can determine the thrust of the nozzle during forced operation of the engine.*

**Keywords:** gas-dynamic calculations, aircraft engines, turbojet engines, afterburner and output device, work process.