

РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПЫЛИВАНИЯ ЖИДКОСТИ, ПОДАВАЕМОЙ ПОД УГЛОМ К НАПРАВЛЕНИЮ ПОТОКА И ОБОСНОВАНИЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ УГЛА НАКЛОНА ФОРСУНКИ ОТНОСИТЕЛЬНО ПОТОКА ГАЗА

© 2020

Д. Н. Тесля преподаватель;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
patmi@rambler.ru

С. В. Митяев курсант;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
sergey2798@mail.ru

П. А. Дробышев курсант;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
pot.gres.fv@gmail.com

В рамках решения задачи повышения эффективности летательных аппаратов с возможностью полёта на сверхзвуковой скорости важным аспектом является снижение расходуемого на этом режиме полёта топлива, так как это наиболее перспективное направление в развитии авиации и эти режимы сопровождаются рядом существенных проблем, требующих решения совместными усилиями ведущих в этой области организаций. Для решения задачи по расширению диапазона использования форсажной камеры сгорания в процессе полёта летательного аппарата и снижения потребного для этого полёта топлива предлагается регулирование угла наклона подачи топлива относительно направления потока газа. Представлены результаты расчёта распределения форсажного топлива по объёму форсажной камеры сгорания, верифицированные с известными экспериментальными данными. Проведён анализ характерных точек на графиках зависимости основных переменных и обозначены возможные причины особенного протекания рабочего процесса в форсажной камере сгорания при изменении угла установки топливных форсунок. Предложены возможные варианты управления рабочим процессом в форсажной камере сгорания.

Форсажная камера сгорания; газотурбинный двигатель; угол наклона; форсунка

Цитирование: Тесля Д.Н., Митяев С.В., Дробышев П.А. Расчёт характеристик распыливания жидкости, подаваемой под углом к направлению потока и обоснование регулирования угла наклона форсунки относительно потока газа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 99-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-99-107

Известно [2 – 5], что при проектировании форсажной камеры сгорания для оценки устойчивости и эффективности рабочего процесса горения топлива в ней необходимо иметь данные о полях коэффициента избытка воздуха перед зоной горения (циркуляционной зоной).

В данной статье рассматриваются особенности расчёта распределения топлива в равномерном потоке газа в зависимости от угла наклона струйной форсунки, так как топливные коллекторы с такими форсунками получили широкое распространение в форсажных камерах и камерах сгорания ПВРД [1].

При подаче жидкости струйной форсункой в сносящий поток образуется факел распыливания жидкого топлива (рис. 1).

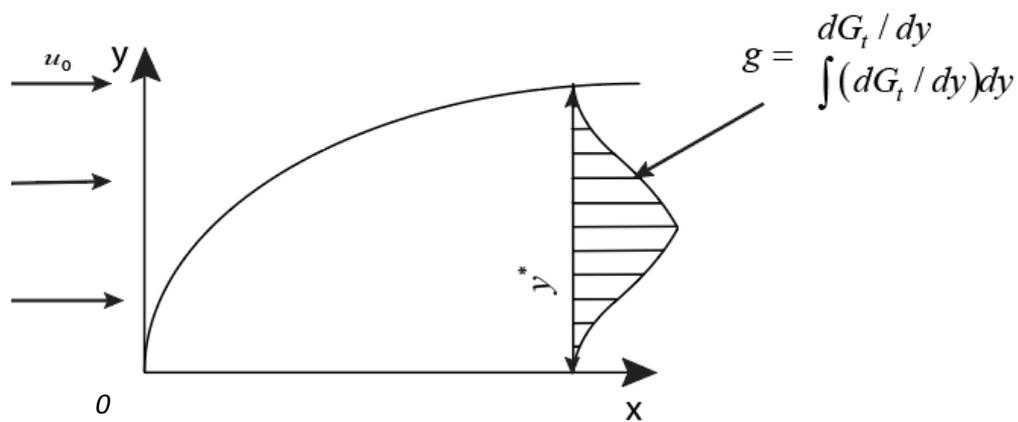


Рис. 1. Схема положения факела распыливания в потоке газа

Согласно экспериментальным исследованиям [1], для определения характеристик факела распыливания струйной форсунки изменялись следующие параметры:

- угол подачи топлива по отношению к направлению потока: $45^\circ < \beta < 90^\circ$;
- диаметр сопла форсунки: $0,4 < d_0 < 2,0$ мм;
- отношение перепада давления топлива на форсунке к скоростному напору газового потока: $5 \leq \Delta p/q \leq 200$;
- относительное расстояние от сопла форсунки до плоскости измерения: $20 \leq x/d_0 \leq 700$;
- физические свойства топлива.

Обработка экспериментальных данных по определению границ факела распыливания показала, что внутренняя граница факела распыливания совпадает с осью OX (рис. 1). Анализ результатов экспериментальных данных, полученных специалистами ЦИАМ [1], показал, что существует зависимость положения наружной границы факела распыливания от параметров потока и положения топливной форсунки (рис. 2).

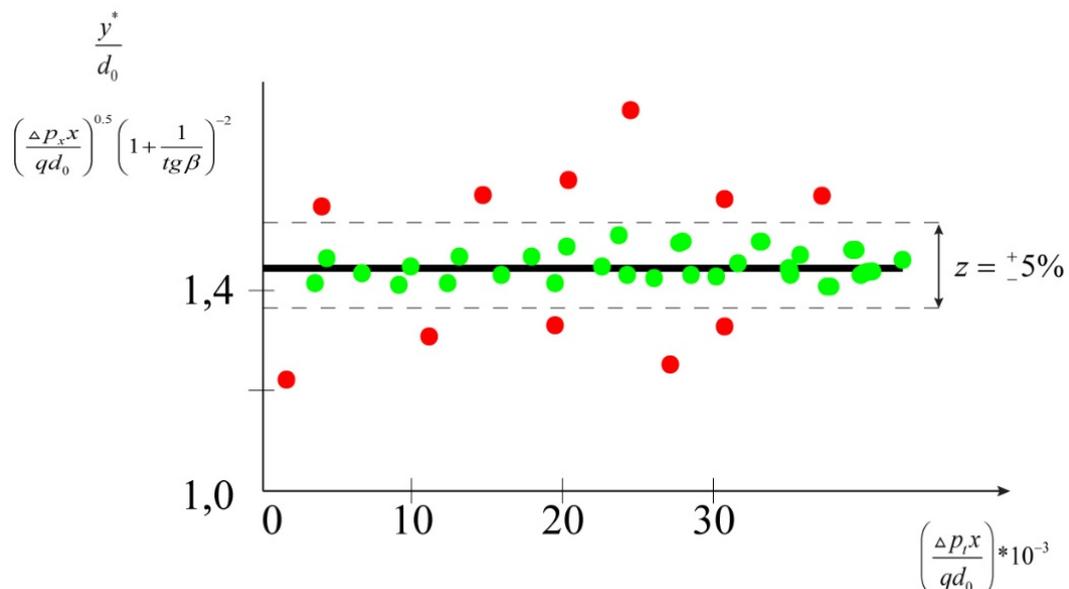


Рис. 2. Зависимость положения внешней границы факела распыливания от параметров потока и положения форсунки

В представленных результатах отражено, что 90% экспериментально полученных значений попадают в интервал от 1,38 до 1,52. При таких условиях допускается учёт того, что изменения искомого параметра близки к осреднённому значению 1,45 ($\pm 5\%$). С другой стороны, 10% экспериментальных точек значительно отклоняются от осреднённого значения, что может быть связано с неточностью аппаратуры или датчиков в экспериментальной установке.

Из графика зависимости следует, что в исследованном диапазоне изменение параметра – положение наружной границы факела распыливания в потоке – описывается уравнением [1]:

$$\frac{y^*}{d_0} = 1,45 \left(\frac{\Delta p}{q} \right)^{0,5} \left(\frac{x}{d_0} \right)^{0,5} \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg}\beta} \right)^{-2}, \quad (1)$$

где y^* – внутренняя граница факела; Δp – перепад давления топлива (керосин); q – скоростной напор газового потока; d_0 – диаметр сопла форсунки; $\frac{x}{d_0}$ – относительное расстояние от сопла форсунки до плоскости измерения; $\operatorname{tg}\beta$ – тангенс угла наклона форсунки к направлению потока.

Результаты математического моделирования распределения форсажного топлива по формуле (1) в зависимости от угла наклона форсунки представлены на рис. 3.

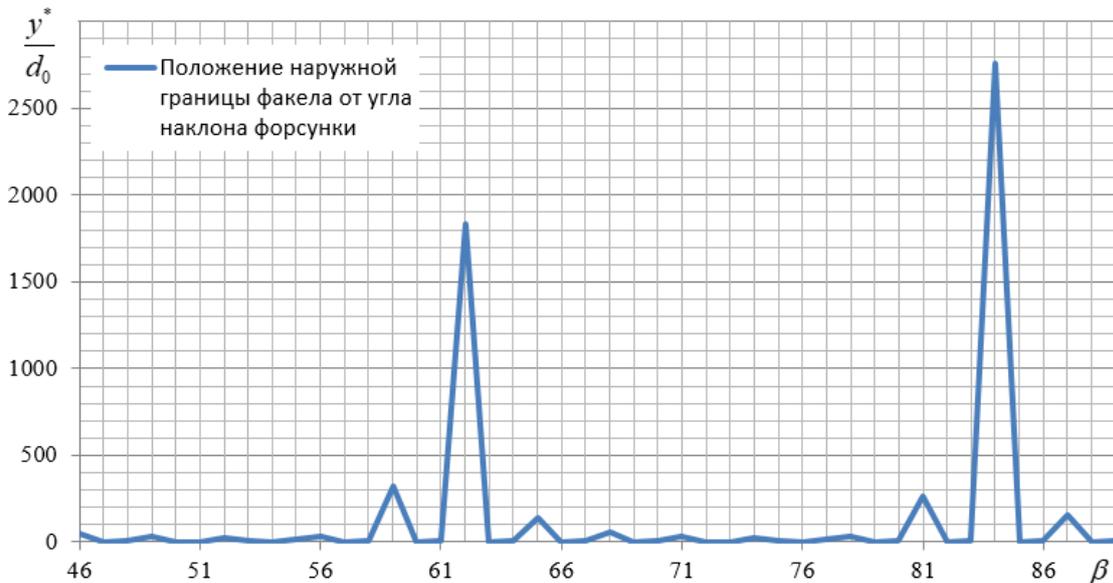


Рис. 3. Зависимость положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 46 до 89°

На представленном графике (рис. 3) видны повышения наружной границы факела на 62° и на 84° – угла наклона форсунки, из чего следует, что это позволяет оказывать влияние на рабочий процесс в форсажной камере сгорания. Для обеспечения заданной зоны горения и предотвращения попадания топлива в зоны, переобогащённые топливом, возможно изменение положения угла впрыска топлива в газовый поток. Представленный график (рис. 3) был построен в диапазоне экспериментальных данных [1].

Положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 1 до 180° представлены на рис. 4, 5.



Рис. 4. Зависимость положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 1 до 170°

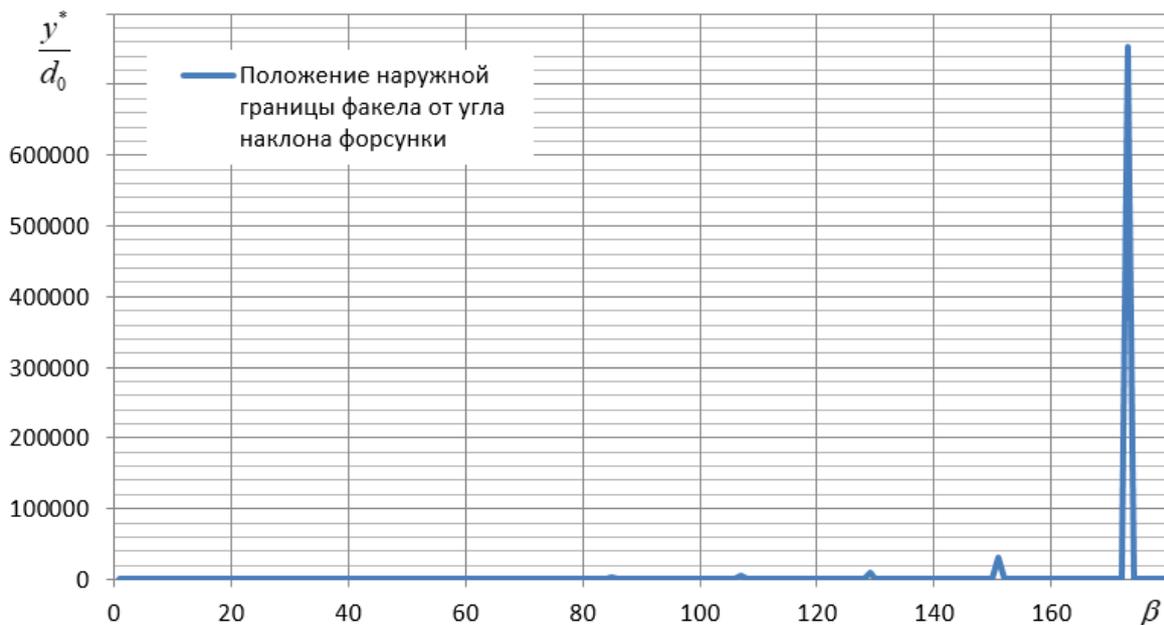


Рис. 5. Зависимость положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 1 до 180°

Анализ полученных результатов (рис. 4) показал, что образование скачков положения наружной границы факела, максимальное значение которых повышается с увеличением угла наклона, имеет графическую зависимость в виде параболы. Это может представлять интерес как с точки зрения достоверности расчётных формул, представленных в [1], которые не учитывают результаты вне указанного диапазона значений (рис. 3), так и с точки зрения использования в качестве ещё одного управляющего фактора для регулирования положения топливной форсунки.

Как следует из выражения (1), поперечный размер области потока ограничения внешней границей факела распыливания $2y^*$ зависит от перепада давления топлива на форсунках Δp величины скоростного напора q и расстояния от сопла струйной форсунки x . Анализ изменения среднего по сечению значения коэффициента избытка воздуха [1] за одиночным элементом топливного коллектора длиной l , где расположено n струйных форсунок диаметром сопла форсунки d_0 , показал, что расход воздуха между внешними границами факелов распыливания топливных форсунок равен:

$$G_B = 2\rho_0 U y^* l, \quad (2)$$

где G_B – расход воздуха между внешними границами факелов распыливания топливных форсунок; ρ_0 – плотность воздуха при нормальных атмосферных условиях; U – скорость потока; y^* – область потока ограничения внешней границей факела; l – длина одиночного топливного коллектора.

Расход топлива в этой области составляет:

$$G_T = \mu n \frac{\pi d_0^2}{4} \sqrt{2\rho_T \Delta p}, \quad (3)$$

где G_T – расход топлива; μ – безразмерный коэффициент; n – число струйных форсунок за одиночным элементом топливного коллектора; d_0 – диаметр сопла форсунки; ρ_T – плотность топлива (керосин).

Искомая величина коэффициента избытка воздуха определяется согласно выражению (4):

$$\alpha_0^{КОЛ} = \frac{G_B}{L_0 G_T} = \frac{8\rho_0 U y^* l}{L_0 \mu n \pi d_0^2 \sqrt{2\rho_T \Delta p}}, \quad (4)$$

где $\alpha_0^{КОЛ}$ – величина коэффициента избытка воздуха; L_0 – стехиометрический коэффициент для топлива и воздуха.

В результате преобразования уравнения (4) с помощью уравнения (1) величина коэффициента избытка воздуха определится по уравнению (5):

$$\alpha_0^{КОЛ} = \frac{5,8(\alpha_0 - 1)}{\pi(1 + \alpha_0 L_0)} \frac{2}{\mu d_0 n} \left(\frac{\rho_0}{\rho_T} \right)^{0,5} \left(\frac{x}{d_0} \right)^{0,5} \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \beta} \right)^{-2}. \quad (5)$$

Результаты математического моделирования значения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора в зависимости от угла наклона форсунки представлены на рис. 6.

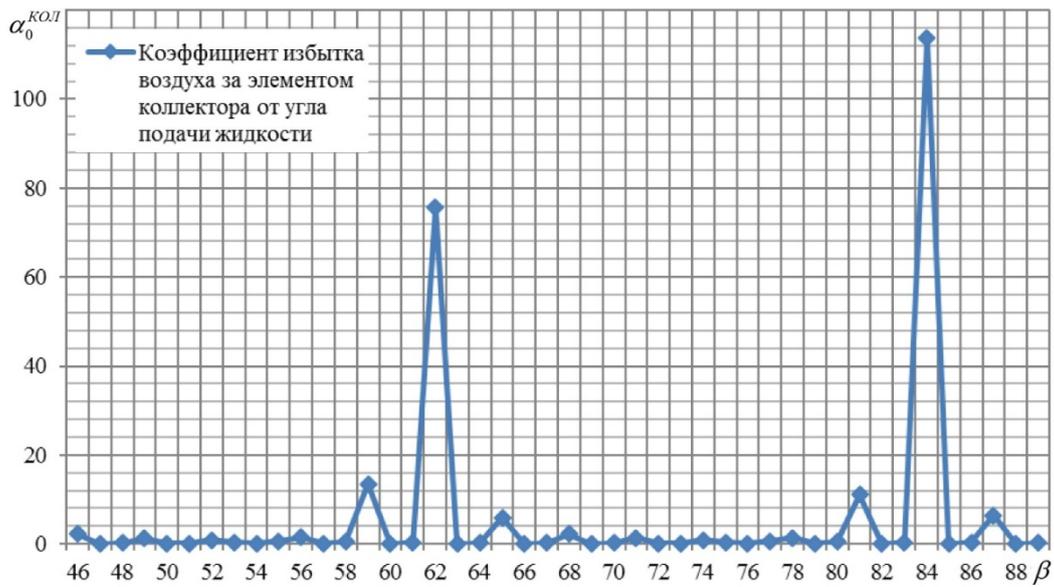


Рис. 6. Коэффициент избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора от угла подачи жидкости от 46 до 89°

Из графика (рис. 6) видно, что наблюдается явление резкого повышения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора на 62° и на 84° угла наклона форсунки. Из этого следует, что управлять рабочим процессом в форсажной камере сгорания возможно за счёт изменения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора при изменении угла наклона подачи топлива в процессе неустойчивых режимов работы форсажной камеры сгорания. Представленный график (рис. 6) также построен в диапазоне экспериментальных данных, представленных в [1]. Зависимости значения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом коллектора от угла подачи топлива от 1 до 180° представлены на рис. 7, 8.

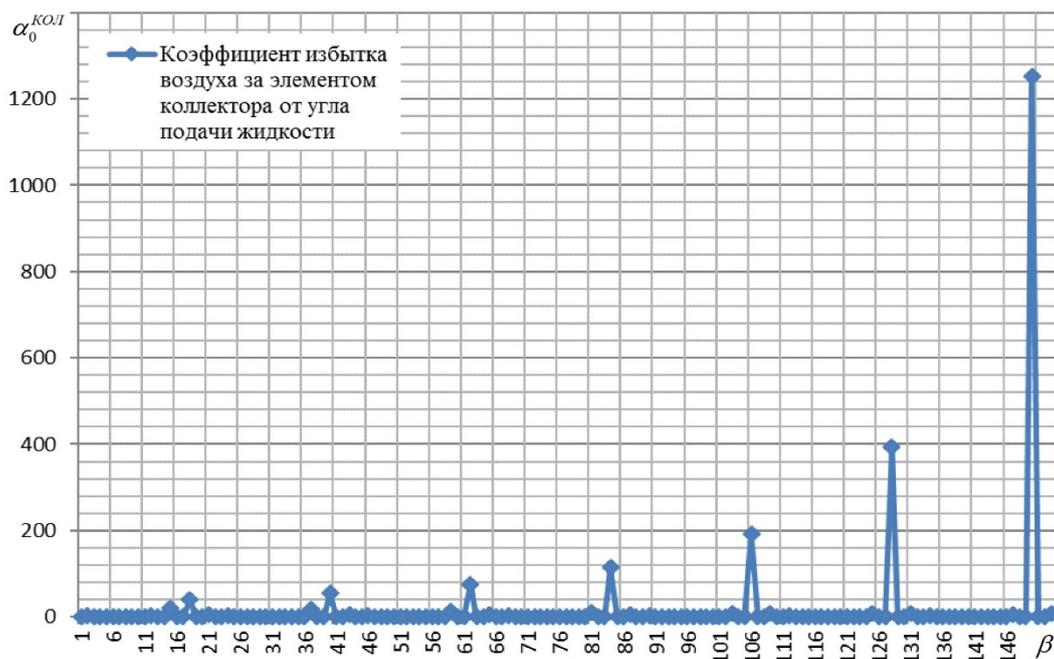


Рис. 7. Коэффициент избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора от угла подачи жидкости от 1 до 180°

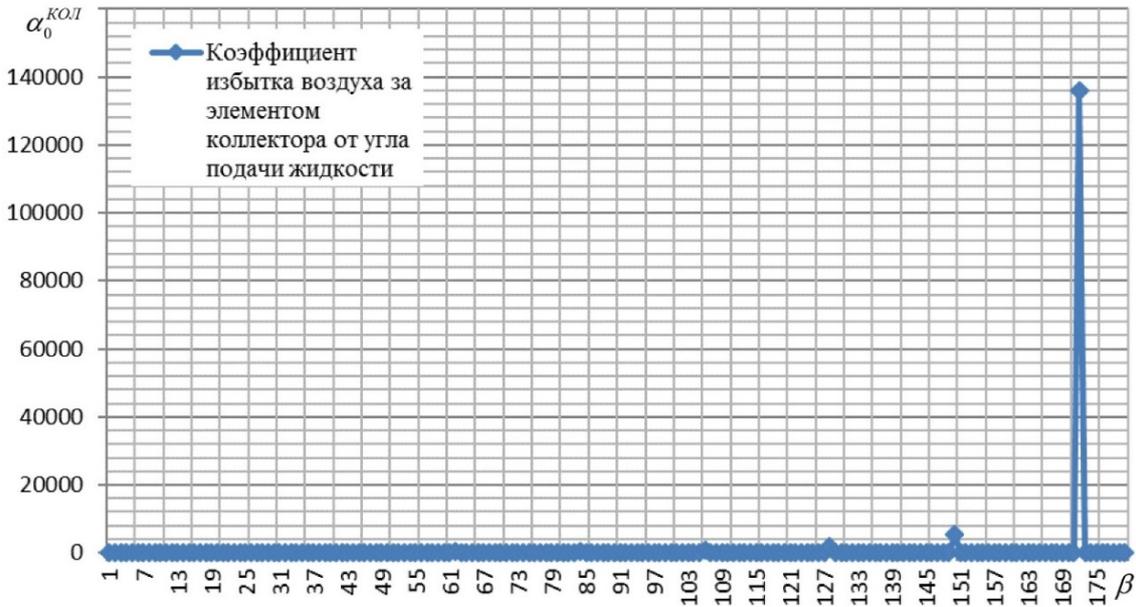


Рис. 8. Коэффициент избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора от угла подачи жидкости от 1 до 180°

Анализ полученных результатов (рис. 7) показал, что образование скачков положения наружной границы факела, максимальные значения которых повышаются с увеличением угла наклона, имеет систематический характер и проявляется каждые 22°.

Однако наиболее значительный скачок положения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом коллектора (рис. 8) при значении 172°. Это может быть как ошибка в формуле, представленной в [1], которая не учитывает результаты вне указанного диапазона значений, так и верные данные, которые впоследствии можно использовать в качестве ещё одного управляющего фактора для регулирования положения топливной форсунки.

Заключение

В результате проведённого исследования по повышению эффективности рабочего процесса в форсажной камере сгорания за счёт изменения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора и изменения угла наклона впрыска топливной струи в набегающий на форсунку поток газа выявлено, что такое управление углом подачи топлива позволяет обеспечить активное управление рабочим процессом в ней. Активно управлять рабочим процессом в форсажной камере сгорания за счёт изменения внутренней границы факела пламени с помощью корректировки положения топливной форсунки является одним из перспективных направлений при создании адаптивных камер сгорания с широким диапазоном управляющих факторов.

Таким образом, представлены особенности математического моделирования рабочего процесса в форсажной камере сгорания и выявлена возможность активного управления рабочим процессом в ней с целью обеспечения её устойчивой работы, что позволит расширить диапазон высот и скоростей полёта, при которых допускается использование, а самое главное – включение форсированных режимов работы.

Библиографический список

1. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2013. 113 с.

2. Пахольченко А.А., Черкасов А.Н., Алексеев А.А., Корень Г.П., Москаев В.А. Теория авиационных двигателей: функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. 231 с.

3. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2006. 365 с.

4. Евдокимов А.И., Коцюбинский С.В., Фролов В.Б., Горский А.Н., Титов Д.В. Конструкция и прочность авиадвигателей. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2007. 339 с.

5. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчёт: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2004. 219 с.

CALCULATION OF CHARACTERISTICS OF ATOMIZATION OF LIQUID SUPPLIED AT AN ANGLE TO THE FLOW DIRECTION AND JUSTIFICATION OF ADJUSTING THE ANGLE OF THE NOZZLE INCLINATION RELATIVE TO THE GAS FLOW

© 2020

D. N. Teslya Lecturer;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
patmi@rambler.ru

S. V. Mityaev Cadet;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
sergey2798@mail.ru

P. A. Drobyshev Cadet;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
pot.gres.fy@gmail.com

In the context of solving the problem of increasing the efficiency of aircraft with the capability to fly at supersonic speed, an important aspect is to reduce the amount of fuel consumed in this flight mode, since this is the most promising direction in the development of aviation and these modes are accompanied by a number of significant problems that require joint efforts of leading organizations in this field. To solve the problem of expanding the range of use of the afterburner during the flight of the aircraft and reducing the amount of fuel required for this flight, we suggest the angle of inclination of the fuel supply should be adjusted relative to the direction of gas flow. The results of calculating the distribution of the afterburner fuel over the volume of the afterburner, supported by known experimental data, are presented. The analysis of characteristic points on the graphs of the dependence of the main variables is carried out and possible reasons for the peculiar characteristics of the working process in the afterburner in the case of changing the nozzle mounting angle are indicated. Possible options of controlling the working process in the afterburner are suggested.

Afterburner; gas turbine engine; tilt angle; nozzle

Citation: Teslya D.N., Mityaev S.V., Drobyshev P.A. Calculation of characteristics of atomization of liquid supplied at an angle to the flow direction and justification of adjusting the angle of the nozzle inclination relative to the gas flow. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 99-107.
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-99-107

References

1. Kudryavtsev A.V., Medvedev V.V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoraniya PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta kharakteristik* [Ramjet engine afterburners and combustion chambers. Engineering practices of performance calculation]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2013. 113 p.
2. Pakhol'chenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren' G.P., Moskaev V.A. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley: Funktsional'nye element seriynykh silovykh ustanovok: uchebnoe posobie* [Theory of aircraft engines: functional units of production power plants: Tutorial]. Voronezh: Voenno-vozdushnaya Akademiya Publ., 2015. 231 p.
3. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Textbook for higher educational institutions of the Air Force]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 365 p.
4. Evdokimov A.I., Kotsyubinskiy S.V., Frolov V.B., Gorskiy A.N., Titov D.V. *Konstruktsiya i prochnost' aviadvigateley* [Aircraft engine design and strength]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2007. 339 p.
5. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley: konstruktsiya, modelirovaniye protsessov i raschet: uchebnoe posobie* [Combustion chambers of gas turbine engines. Design, simulation and calculation: Tutorial]. Kazan: Kazan National Research Technical University Publ., 2006. 219 p.