

ПРИМЕНЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ФОРСАЖНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2017

А. С. Колесников адъюнкт;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru

А. А. Пахольченко кандидат технических наук, профессор кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
andrey.paholchenko@mail.ru

При создании перспективных авиационных газотурбинных двигателей не удаётся отказаться от использования форсажных камер сгорания. Известные и хорошо зарекомендовавшие себя конструктивные схемы форсажных камер были разработаны несколько десятков лет назад и не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к перспективным разработкам, часть которых появилась только в настоящее время. В связи с этим появилась необходимость разработки новых конструктивных решений и способов организации рабочего процесса форсажных камер сгорания. Одним из таких способов является отказ от аэродинамической стабилизации пламени с помощью плохообтекаемых тел (угловых стабилизаторов) в пользу газодинамической. Газодинамическая стабилизация пламени может быть осуществлена за счёт вдува струй воздуха в газовый поток. Её применение позволит снизить загромождение проточной части форсажной камеры, что положительно скажется на бесфорсажных режимах работы двигателя, кроме того расширятся возможности управления рабочим процессом. Но для осуществления газодинамической стабилизации необходим источник сжатого воздуха. Наиболее привлекательно для этой цели выглядит отбор воздуха из-за компрессора. В статье рассматривается предполагаемое фронтное устройство форсажной камеры, соотношение характеристик вдуваемых струй и газового потока, обеспечивающее устойчивую работу форсажной камеры, влияние отбора воздуха для нужд газодинамической стабилизации пламени на рабочий процесс двигателя в целом.

Форсажные камеры; газодинамическая стабилизация; тягово-экономические характеристики.

Цитирование: Колесников А.С., Пахольченко А.А. Применение газодинамической стабилизации пламени в форсажных камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-41-50

В настоящее время к форсажным камерам сгорания (ФКС) предъявляется большое количество требований. Часть этих требований традиционна – обеспечение минимальных потерь полного давления в камере, обеспечение максимально возможной полноты сгорания топлива, устойчивая работа во всём эксплуатационном диапазоне, устойчивость к вибрационному горению, обеспечение требуемой прочности, минимально возможные геометрические размеры и масса. В последнее время появилась новая категория требований к ФКС – обеспечение заданного уровня специальных характеристик.

В существующих на данный момент форсажных камерах рабочий процесс организован с помощью стабилизации пламени на плохообтекаемых телах – как правило, угловых стабилизаторах. Такие ФКС имеют достаточно простую конструкцию, обеспечивают устойчивую работу. Но угловой стабилизатор – постоянно действующий элемент, т.е. потеря полного давления происходит на всех режимах работы двигателя – как на форсажных, так и на бесфорсажных. Как правило, режим работы двигателя

«форсаж» составляет 4–7% от всей наработки двигателя на земле и в воздухе. Следовательно форсажная камера сгорания с уголковыми стабилизаторами пламени на бесфорсажных режимах ухудшает качество рабочего процесса в двигателе. Кроме того уголковые стабилизаторы пламени не обеспечивают требуемого уровня специальных характеристик.

В связи с вышесказанным необходим поиск новых способов организации рабочего процесса в ФКС, удовлетворяющих современным требованиям. Один из таких способов – газодинамическая стабилизация (ГДС) пламени на струях воздуха, вдуваемых в газовый поток.

Вдув одной или нескольких струй производится под углом к сносящему потоку. При этом с подветренной стороны струи образуется устойчивая зона обратных токов, в которой становится возможной стабилизация фронта пламени (рис. 1).

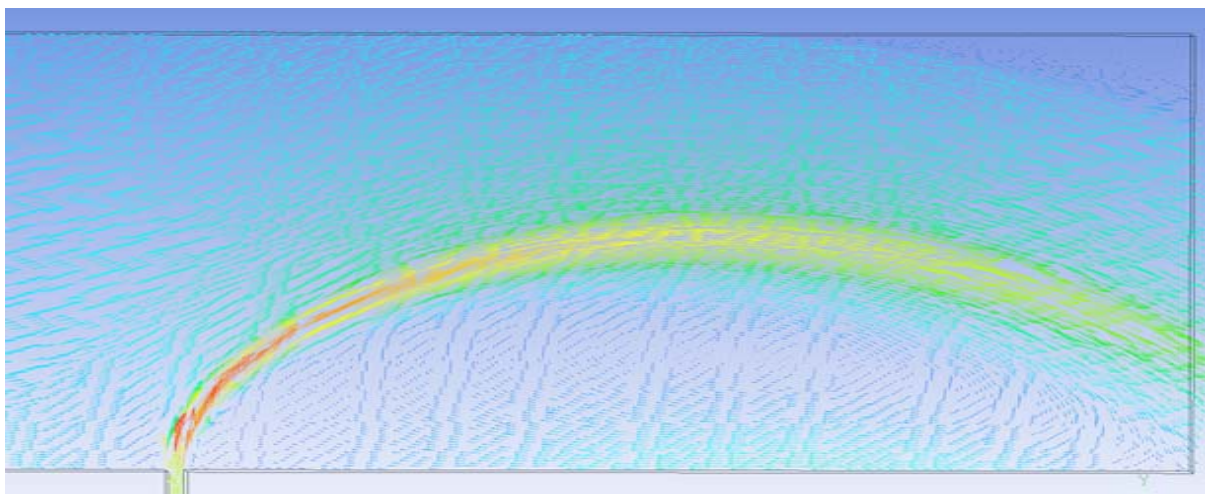


Рис. 1. Вдув струи воздуха в сносящий поток

Теоретически вдув струй воздуха возможно осуществить практически с любых поверхностей, например с корпуса ФКС, с затурбинного кока либо с элементов, расположенных в проточной части. Но на практике оказывается, что в случае вдува с внутренней поверхности корпуса он будет испытывать интенсивный нагрев, что отрицательно скажется на прочности ФКС. При вдуве с поверхности затурбинного кока возникнет необходимость обеспечения высокой энергии струи, так как его поверхность представляет собой поверхность вращения и вдуваемая струя будет веерной. Веерная струя имеет малую глубину проникновения в поток из-за уменьшения окружающей плотности по мере удаления от точки вдува, поэтому она достаточно быстро размывается сносящим потоком. Большую глубину проникновения в поток имеют плоские и круглые струи. На рис. 2 (ось абсцисс параллельна направлению потока) приведены траектории плоских струй при различных условиях вдува. Расчёт производился по методике [1]:

$$y = \frac{2}{k} \left(\pm \sqrt{kx + \text{ctg}^2 \alpha_0} - \text{ctg} \alpha_0 \right), \quad k = \frac{c_c \rho_n w_n^2}{\delta_0 \rho_c w_c^2 \sin^2 \alpha_0},$$

где x, y – координаты траектории; c_c – коэффициент сопротивления струи; $\frac{\rho_n w_n^2}{\rho_c w_c^2}$ – отношение скоростных напоров потока и струи; α_0 – угол вдува; δ_0 – толщина струи в точке вдува.

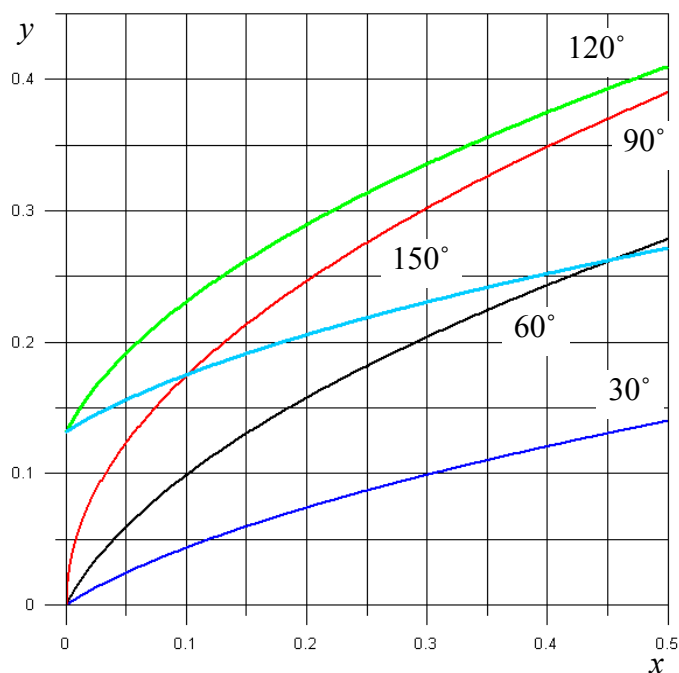


Рис. 2. Траектория ядра струи

Вдув плоских струй возможно организовать, например, с поверхности расположенных в потоке стоек. Поперечное сечение таких стоек может быть удобооттекаемой формы, например чечевицеобразной или эллиптической. Таких стоек в проточной части может быть несколько и располагаться они могут эшелонировано, что позволит равномерно распределить зоны горения топлива как по миделю ФКС, так и по её длине. Пример внешнего вида такого фронтального устройства форсажной камеры сгорания с газодинамической стабилизацией пламени представлен на рис. 3.

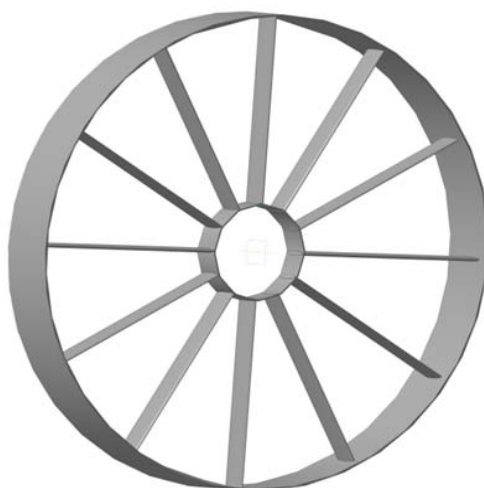


Рис. 3. Фронтальное устройство ФКС с газодинамической стабилизацией.
Заявка на изобретение № RU 2017116401

Очевидно, что для обеспечения работы газодинамического стабилизатора необходим источник воздуха с энергетической характеристикой, превышающей таковую газового потока в ФКС.

Основной источник сжатого воздуха в двигателе – компрессор. Но при отборе воздуха от компрессора на нужды ГДС изменится режим работы двигателя. Поэтому место и количество отбираемого воздуха должно определяться исходя из условия наименьшего воздействия на режим и совместную работу элементов двигателя при обеспечении заданной степени форсирования двигателя.

Отбор из-за средних ступеней компрессора позволит получить струю с необходимой энергетикой. Но поскольку при включении форсажа двигатель работает на максимальном режиме ($n = 100\%$), то наличие перепуска вызовет увеличение углов атаки в крайних ступенях и снижение запаса газодинамической устойчивости компрессора. Если имеется такая возможность, то поворот направляющих аппаратов группы крайних ступеней компрессора «на прикрытие» позволит снизить углы атаки. Однако это приведёт к ещё большему уменьшению расхода воздуха через компрессор, что также негативно скажется на работе двигателя.

Более привлекательным выглядит отбор воздуха из-за крайней ступени компрессора, где достигается максимальное давление. Такой отбор позволит получить струю с избыточной энергетикой при минимальном расходе отбираемого воздуха. На начальном этапе отбора, который равносителен открытию дросселя за компрессором, увеличиваются осевые скорости в его проточной части, начинает увеличиваться расход воздуха и снижаться π_k^* , рабочая точка на характеристике компрессора начинает двигаться из точки 1 вниз по напорной ветви в точку 2 (рис. 4). Снижение π_k^* , а следовательно и p_k^* , приведёт к снижению расхода воздуха на входе в камеру сгорания и, как следствие, вызовет снижение мощности турбины высокого (ТВД) и низкого (ТНД) давления [2].

Кроме того, увеличение осевых скоростей приводит к уменьшению углов атаки в крайних ступенях и к снижению потребной мощности компрессора высокого давления (КВД). Но снижение π_k^* оказывает преобладающее влияние на баланс мощностей, поэтому частоты вращения роторов начнут уменьшаться. У большинства современных двигателей на заданном режиме работы и внешних условиях система управления работает по закону $n_{\text{вд}} = \text{const}$. Поэтому при снижении частоты вращения ротора высокого давления увеличится подача топлива в основную камеру сгорания. Вследствие повышения степени подогрева τ_c^* увеличится тепловое дросселирование компрессора.

Рабочая точка на характеристике компрессора высокого давления должна переместиться по напорной ветви вверх (из точки 2 к исходному положению), но степень подогрева влияет на пропускную способность элементов, расположенных за КВД, в меньшей степени, чем физическое дросселирование. В итоге рабочая точка на характеристике КВД сместится по напорной ветви вниз по сравнению с исходным положением (точка 3).

Снижение мощности ТНД приведёт к снижению частоты вращения ротора низкого давления, перемещению рабочей точки на характеристике компрессора низкого давления вниз по напорной ветви (рис. 5) и, как следствие, увеличению скольжения роторов и снижению степени двухконтурности.

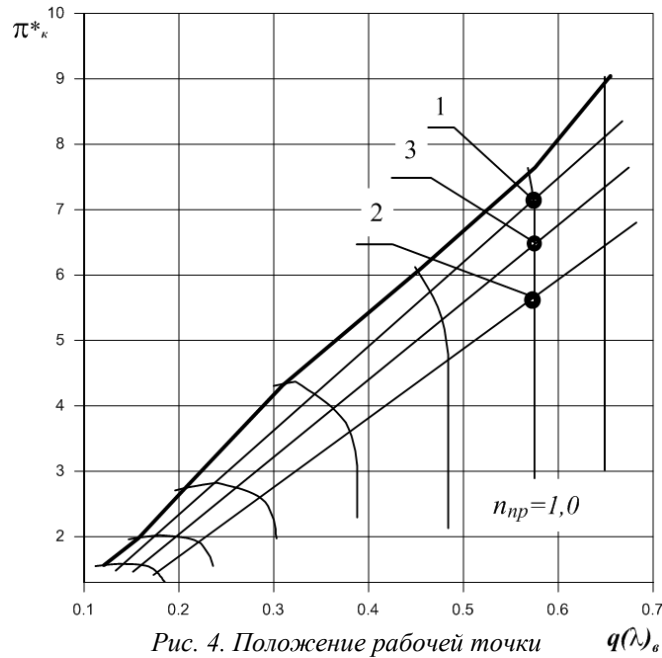


Рис. 4. Положение рабочей точки на характеристике компрессора

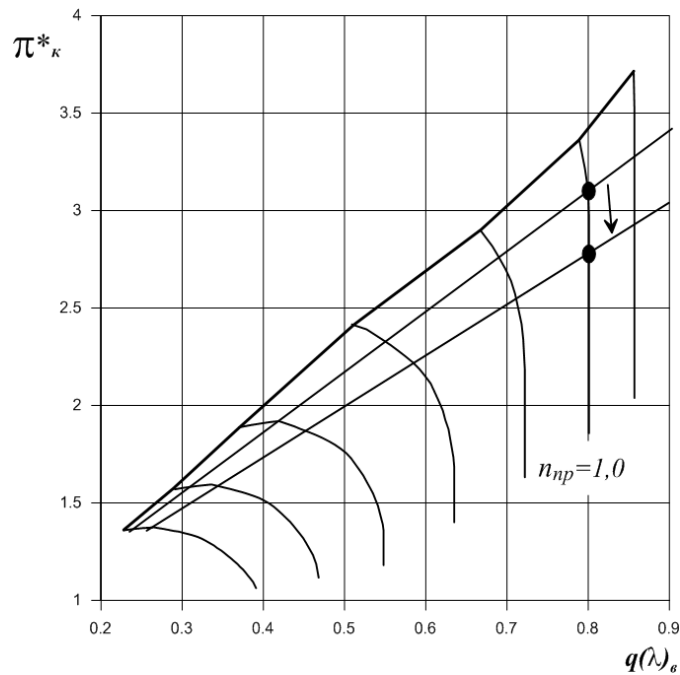


Рис. 5. Положение рабочей точки на характеристике компрессора

Таким образом, отбор воздуха должен привести к некоторому уменьшению тяги двигателя даже при условии увеличения температуры газа в основной камере сгорания и к ухудшению экономических характеристик, так как часть энергии затрачивается на сжатие воздуха, который не попадает в основную камеру сгорания (ОКС) [3]. Но в случае газодинамической стабилизации отобранный воздух не удаляется полностью из рабочего процесса, а вводится в виде струи в поток газа в форсажной камере. Вводимая в поток струя перекрывает часть проходного сечения, вследствие чего возрастают местные скорости потока газа и снижается давление. В целом механизм потерь полного давления аналогичен обычному уголкового стабилизатору пламени.

После попадания в поток на небольшом удалении от точки вдува струя становится спутной потоку, сохраняя при этом большую по сравнению с ним скорость и давление (рис. 6).

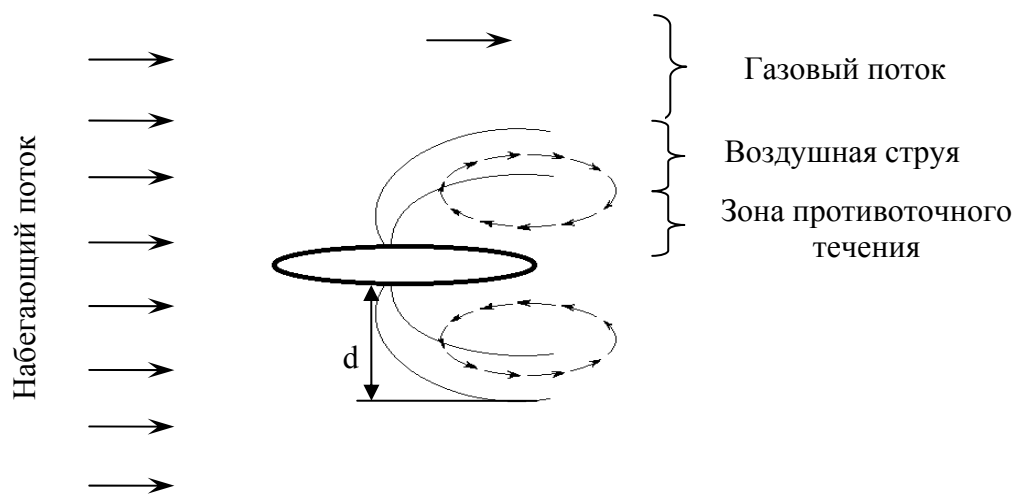


Рис. 6. Вдув струи в сносящий поток

В результате в поперечном сечении образуются три характерные области: область потока газа из камеры смешения, область струи воздуха и область, находящаяся с подветренной стороны струи с зоной обратных токов. Взаимодействие потока газа с потоком воздуха в данном случае можно описать с помощью теории газового эжектора [4]. Следовательно можно сделать вывод, что полное давление потока увеличится. При этом принимается допущение, что в подветренной части струи располагается симметричная зона рециркуляции, половина которой, прилегающая к стабилизатору, занята противоточным течением, а вдув производится с двух поверхностей стабилизатора.

Поскольку запуск газодинамических стабилизаторов производится только при включении форсажа и увеличении площади критического сечения сопла, то повышение давления за фронтным устройством не окажет влияния на положение рабочих точек на характеристиках компрессоров.

С целью подтверждения этого было проведено математическое моделирование рабочего процесса двигателя. Использовалась математическая модель (ММ) первого уровня сложности турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков перед форсажной камерой сгорания, близкого по своим характеристикам к двигателю РД-33. ММ построена по методике, приведённой в [5]. Используются подпрограммы для расчёта характеристик компрессора по методике Р.М. Фёдорова [6] и библиотека стандартных подпрограмм Funct, разработанные в ВВИА им. Н.Е. Жуковского. Математическая модель позволяет рассчитать высотно-скоростные характеристики двигателя, а также характеристики компрессора.

На рис. 7–10 представлены результаты расчётов. На рисунках тяга имеет размерность Н, удельный расход топлива – кг/Н·ч.

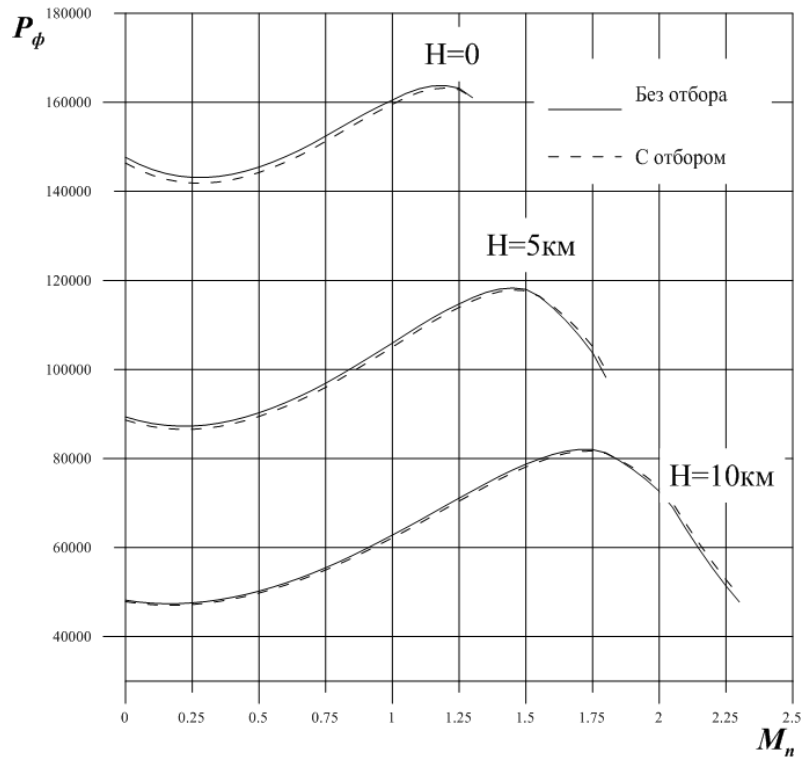


Рис. 7. Высотно-скоростные характеристики (тяга)

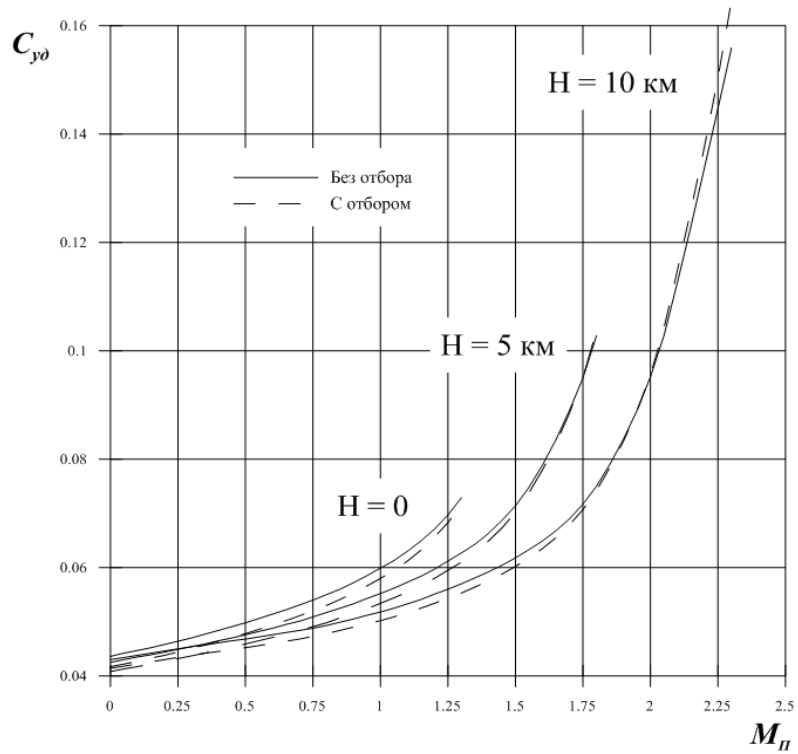


Рис. 8. Высотно-скоростные характеристики (удельный расход)

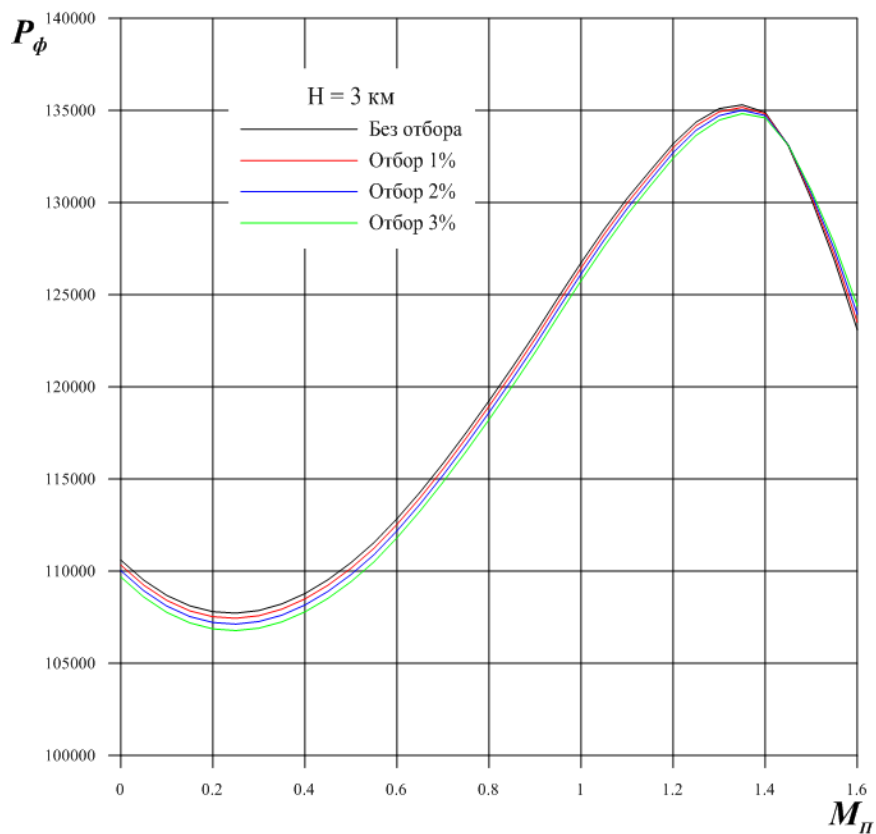


Рис. 9. Влияние величины отбора (тяга)

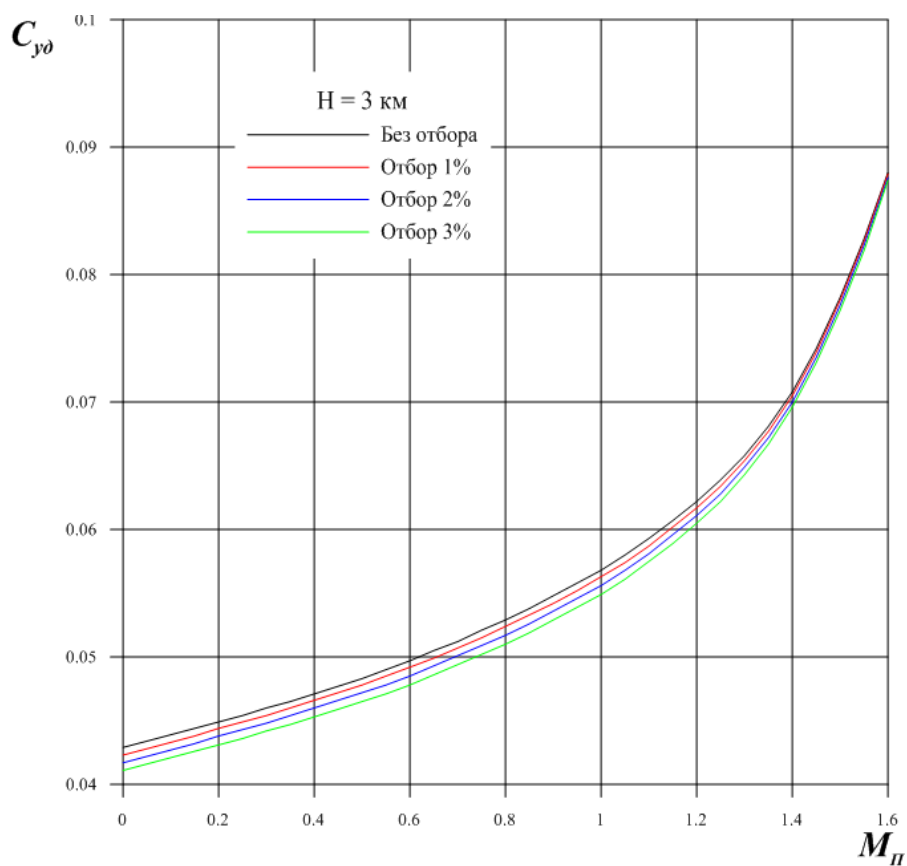


Рис. 10. Влияние величины отбора (удельный расход топлива)

Из полученных результатов можно сделать вывод о том, что при числах $M < 1,0$ применение газодинамической стабилизации пламени несколько ухудшает тяговые и экономические характеристики двигателя. Как было сказано выше, это связано с тем, что часть прошедшего через компрессор воздуха не поступает в основную камеру сгорания. Поскольку на небольших числах M полёта ОКС вносит основной вклад в подогрев воздуха в термодинамическом цикле двигателя, то отбор воздуха негативно сказывается на тяговой характеристике двигателя.

При числах $M > 1,0$ пропускная способность газогенератора двигателя достигает максимального значения и расход воздуха через двигатель возрастает преимущественно за счёт внешнего контура (за счёт увеличения степени двухконтурности). Поэтому на сверхзвуковых скоростях полёта возрастает вклад форсажной камеры в подогрев газа. При газодинамической стабилизации непосредственно перед фронтом пламени создаётся зона повышенного давления, что благоприятно сказывается на условиях сгорания топлива. Этим объясняется превышение тяги и удельного расхода топлива двигателя с ГДС над тягой «обычного» двигателя на сверхзвуковых скоростях полёта.

Анализируя результаты моделирования, можно сделать вывод, что на малых скоростях и высотах полёта увеличение отбора воздуха на 1% приведёт к падению тяги на 1,5% и удельного расхода топлива на 1,3%. С ростом скорости полёта падение тяги практически линейно уменьшается до некоторого числа $M > 1,0$, после которого тяга начинает увеличиваться.

Таким образом, можно сделать общий вывод, что газодинамическая стабилизация пламени в целом приведёт к некоторому ухудшению тягово-экономических характеристик двигателя при работе на форсажных режимах при малых числах M полёта. Но оптимизацией фронтального устройства, места и количества отбираемого воздуха возможно добиться минимизации негативного влияния ГДС до уровня, когда это влияние станет малозначительным на фоне условий работы двигателя в составе силовой установки летательного аппарата.

Библиографический список

1. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. Репринтное воспроизведение издания 1960 г. М.: ЭКОЛИТ, 2011. 720 с.
2. 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.
3. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. М.: Наука, 1991. 600 с.
5. Бутов А.М., Козарев Л.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: учебное пособие. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н. Е. Жуковского, 1993. 143 с.
6. Фёдоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров. Воронеж: Научная книга, 2015. 220 с.

THE USE OF GAS-DYNAMIC FLAME STABILIZATION IN AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBERS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

© 2017

- A. S. Kolesnikov** Adjunct;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru
- A. A. Pakhol'chenko** Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft
Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
andrey.paholchenko@mail.ru

It is impossible to abandon the use of the afterburner combustion chamber in designing advanced gas turbine engines. Well-known and well-established structural designs of afterburners were developed several decades ago and do not meet the requirements imposed upon advanced projects, some of which appeared only now. In this context, it became necessary to develop new structural concepts and ways of organizing the working process of afterburner combustion chambers. One of such methods is the rejection of aerodynamic stabilization of the flame by using bluff bodies (angled stabilizers) in favor of gas dynamic stabilization. Gas-dynamic flame stabilization can be effected by the injection of air streams into the gas flow. Its application will reduce the blocking of the flow part of the afterburner, which will be good for the non-afterburning regimes of the engine's work; besides, the possibilities of controlling the workflow will be expanded. But the implementation of gas-dynamic stabilization requires a source of compressed air. Bleeding the air from behind the compressor seems to be the best way for this purpose. A proposed combustion chamber flame tube head, the relationship of the characteristics of the injected streams and the gas flow to ensure stable operation of the afterburner, the effect of air bleeding for the needs of the gas-dynamic stabilization of the flame on the workflow of the engine as a whole are discussed in the article.

Afterburner chambers; gas dynamic stabilization; propulsion and economic characteristics.

Citation: Kolesnikov A.S., Pakhol'chenko A.A. The use of gas-dynamic flame stabilization in afterburner combustion chambers of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-41-50

References

1. Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh struy. Reprintnoe vosproizvedenie izdaniya 1960 g.* [Theory of turbulent streams. Reprint of the 1960 edition]. Moscow: EKOLIT Publ., 2011. 720 p.
2. 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.
3. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2002. 616 p.
4. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika. Ch. 1* [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1991. 600 p.
5. Butov A.M., Kozarev L.A. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa aviatsionnykh dvigateley: uchebnoe posobie* [Mathematical modeling of working process of aircraft engines. Tutorial]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 1993. 143 p.
6. Fedorov R.M. *Kharakteristiki osevykh kompressorov* [Characteristics of axial compressors]. Voronezh: Nauchnaya Kniga Publ., 2015. 220 p.