

УДК 621.45.034.022

doi: 10.32620/aktf.2021.4sup2.03

Д. В. КОЗЕЛ

ГП «Ивченко-Прогресс», Запоріжжє, Україна

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ФРОНТОВОГО УСТРОЙСТВА И ДЛИНЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ТИПА

Разработан метод выбора геометрических размеров фронтального устройства и длины камеры сгорания прямооточного типа. Форсажные камеры сгорания являются камерами прямооточного типа и применяются для кратковременного увеличения тяги газотурбинного двигателя на взлете, преодоления самолётом звукового барьера и его полёта со сверхзвуковой скоростью, совершения маневров. В составе прямооточных воздушно-реактивных двигателей прямооточные камеры сгорания применяются в качестве основных камер сгорания, в которых обеспечивается процесс сжигания топлива и подвод тепла к рабочему телу. Разработанный метод выбора геометрических размеров заключается в оптимизации основных рабочих характеристик камеры сгорания. Предложены математические модели описания зависимости потерь полного давления, полноты сгорания топлива и диапазона устойчивой работы камеры сгорания от параметров потока на входе в камеру сгорания и геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания. Выполнен анализ зависимостей рабочих характеристик камеры сгорания от геометрических характеристик фронтального устройства и ее длины. В результате анализа математических моделей определен перечень основных геометрических характеристик фронтального устройства, от которых зависят потери полного давления, полнота сгорания топлива и диапазон устойчивой работы камеры сгорания. Определены параметры оптимизации, критерий оптимизации и ограничения для решения оптимизационной задачи. В качестве реализации метода оптимизации предложено использовать диаграмму рабочих характеристик камеры сгорания в координатах параметров оптимизации. Разработанный метод позволяет обеспечить оптимальные основные рабочие характеристики камеры сгорания – потери полного давления, полноту сгорания топлива и запасы устойчивости горения.

Ключевые слова: прямооточная камера сгорания; стабилизаторы пламени; фронтальное устройство; полнота сгорания топлива; потери полного давления.

Введение

В настоящее время для авиационной промышленности и всей авиационной отрасли Украины большую перспективу представляет направление по созданию двигателей для сверхзвуковых летательных аппаратов различного назначения. Для данного класса двигателей широко применяются газотурбинные двигатели с форсажной камерой сгорания ввиду их преимуществ по сравнению с нефорсированными вариантами в расширенном высотном скоростном диапазоне применения двигателя, а также прямооточные воздушно-реактивные двигатели. Форсажные камеры сгорания являются камерами прямооточного типа и применяются для кратковременного увеличения тяги газотурбинного двигателя на взлете, преодоления самолётом звукового барьера и его полёта со сверхзвуковой скоростью, совершения маневров при выполнении полётных заданий. В составе прямооточных воздушно-реактивных двигателей прямооточные камеры сгорания применяются в качестве основных камер сгорания, в которых обеспечивается процесс сжигания топлива и подвод

тепла к рабочему телу.

Однако чрезвычайно высокая конкуренция на мировом рынке требует создания высокоэффективного двигателя, для чего необходимо обеспечить высокую эффективность рабочего процесса, снижение массы и габаритных размеров, снижение стоимости разработки и изготовления, а также сокращения сроков реализации проекта разработки и доводки узлов двигателя, в том числе и камеры сгорания.

Для организации процесса горения топлива в прямооточной камере сгорания характерны следующие условия:

- высокие скорости потока;
- неоднородность потока на входе в камеру сгорания по содержанию свободного кислорода и топлива, по температуре, давлению, скорости;
- широкий диапазон изменения давления;
- относительно высокая степень турбулентности потока.

В этих условиях наиболее рациональным является организация турбулентного горения топлива в следе за плохообтекаемым телом, для чего в качестве фронтального устройства камеры применяют си-

стему конических стабилизаторов пламени радиального, кольцевого или радиально-кольцевого типа. Основными геометрическими параметрами такого фронтального устройства являются ширина стабилизатора пламени h , межосевое расстояние между стабилизаторами H , площадь проходного сечения и степень затенения потока $\bar{f}_{\text{ст}}$ – отношения площади поперечного сечения стабилизаторов к суммарной площади поперечного сечения камеры сгорания. Основные геометрические параметры фронтального устройства показаны на рисунке 1.

Основными требованиями к эффективности и функциональности рабочего процесса, массе и габаритным размерам камер сгорания являются:

– высокий уровень полноты сгорания топлива в камере;

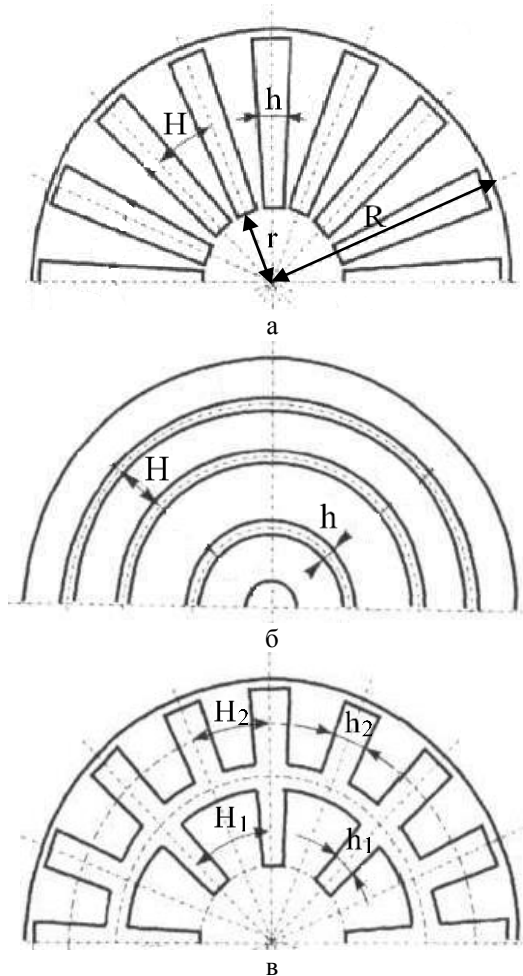


Рис. 1. Геометрические параметры фронтального устройства:
 а – фронтальное устройство с радиальными стабилизаторами;
 б – фронтальное устройство с кольцевыми стабилизаторами;
 в – фронтальное устройство с радиально-кольцевыми стабилизаторами

– минимальный уровень гидравлических потерь как на форсированных, так и на нефорсированных режимах работы двигателя;

– надежный розжиг камеры сгорания во всех условиях эксплуатации двигателя при минимальном времени розжига;

– обеспечение устойчивой работы в заданных пределах высотно-скоростного диапазона применения двигателя для всех условий форсирования тяги;

– отсутствие вибрационного горения во всём диапазоне эксплуатационных режимов, появление которого ведет к разрушению элементов двигателя;

– обеспечение минимально возможной массы прямооточной камеры сгорания при условии обеспечения достаточной прочности конструкции и ее назначенного ресурса;

– обеспечение минимально возможной длины и диаметра камеры сгорания.

Проблема обеспечения всего комплекса перечисленных требований усугубляется тем фактом, что практическая реализация обеспечения одних требований ведет к невозможности обеспечения других требований. Также, обеспечение требований по всем перечисленным характеристикам зависит от выбора геометрических параметров фронтального устройства.

Успех реализации проекта разработки двигателя с прямооточной камерой сгорания, а также сроки и стоимость его выполнения с учетом этапа доводки зависят от выбора принципиальной схемы камеры сгорания и параметров ее фронтального устройства на начальных этапах проектирования, поскольку от рациональности такого выбора зависит объем работ на самом длительном и дорогостоящем этапе – этапе доводки.

Таким образом, задача выбора параметров фронтального устройства прямооточной камеры сгорания и ее длины на начальных этапах проектирования является важной и актуальной, от решения которой зависит степень эффективности, сроки создания и стоимость двигателя, а, следовательно, и его конкурентоспособность на рынке.

1. Постановка задачи

Целью данной работы является разработка метода решения задачи выбора геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания прямооточного типа.

От геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания прямооточного типа зависят характеристики потерь полного давления, полноты сгорания топлива и устойчивость работы камеры сгорания. Проблематика решения задачи выбора геометрических характеристик фрон-

тового устройства и длины камеры сгорания обусловлена противоречивым характером зависимости указанных характеристик. Так, например, увеличение характерного размера стабилизаторов пламени при сохранении прочих геометрических характеристик расширяет диапазон устойчивой работы камеры сгорания, однако ведет к увеличению потерь полного давления. Поэтому решение задачи, сформулированной в цели работы, является решением задачи оптимизации, для которой необходимо сформировать целевую функцию (критерий оптимизации), параметры оптимизации и ограничения. Следовательно, постановка задачи исследования сводится к следующему:

- формирование математической модели для описания зависимости потерь полного давления, полноты сгорания топлива и диапазона устойчивой работы камеры сгорания от параметров потока и геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания;

- определение перечня геометрических характеристик фронтального устройства, от которых зависят потери полного давления, полнота сгорания топлива и диапазон устойчивой работы камеры сгорания;

- анализ зависимостей характеристик камеры сгорания от геометрических характеристик фронтального устройства, определение критерия оптимизации, параметров оптимизации и ограничений для решения задачи выбора геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания прямого типа;

- обобщение полученных результатов исследования, разработка метода решения задачи выбора геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания прямого типа.

В данной работе рассматривалось фронтальное устройство, состоящее из набора радиальных стабилизаторов пламени. Предлагаемая методика может быть применена также для фронтальных устройств, состоящих из набора радиально-кольцевых и кольцевых стабилизаторов

2. Решение задачи

2.1. Потеря полного давления

Для задачи выбора геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания прямого типа будем рассматривать потери полного давления на участке от входа в камеру сгорания (сечение перед фронтальным устройством камеры сгорания) до выхода из нее. Потери давления на данном участке состоят из гидравлических потерь вследствие сопротивления газо-воздушного тракта и

потерь давления при подводе тепла к движущемуся газу. Гидравлические потери в свою очередь складываются из потерь на трение и местных потерь давления на вихреобразование по причине обтекания стабилизаторов пламени. Ввиду относительной малости потерь давления на трение далее будем рассматривать потери полного давления как сумму местных гидравлических потерь и потерь на подвод тепла к движущемуся газу.

Местные потери полного давления на вихреобразование при обтекании стабилизаторов пламени и потери на подвод тепла могут быть определены из уравнения сохранения количества движения на участке от сечения максимального сужения струи за плохообтекаемым телом с-с до сечения на выходе из камеры сгорания, где нет обратных течений 2-2 (рис. 2):

$$P_c F_2 + \rho_c W_c^2 F_c = P_2 F_2 + \rho_2 W_2^2 F_2, \quad (1)$$

где P – давление газа; F – площадь канала; ρ – плотность газа; W – скорость газа.

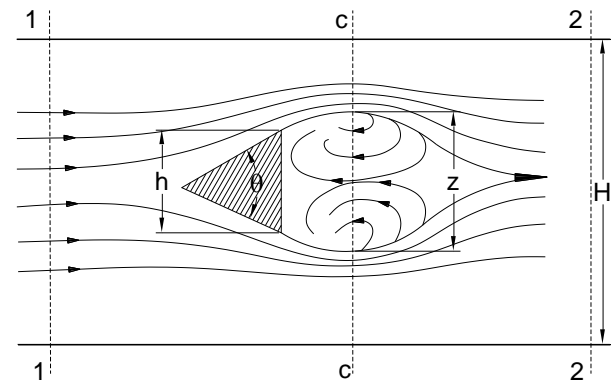


Рис. 2. Схема обтекания стабилизатора пламени

Поскольку на участке от сечения 1-1 до сечения с-с поток разгоняется по причине затенения, то местные гидравлические потери полного давления на этом участке отсутствуют. Тогда потери полного давления на участке от сечения 1-1 до сечения 2-2 равны:

$$\begin{aligned} \Delta P^* &= (P_c - P_2) + \frac{\rho_c \cdot W_c^2}{2} - \frac{\rho_2 \cdot W_2^2}{2} = \\ &= \frac{\rho_2 \cdot W_2^2}{2} + \frac{\rho_c \cdot W_c^2}{2} \left(1 - \frac{2F_c}{F_2} \right). \end{aligned} \quad (2)$$

Разделив обе части уравнения (2) на скоростной напор в сечении 1-1, с учетом закона неразрывности для камеры сгорания постоянного сечения получим:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta P^*}{\rho_1 \cdot W_1^2} &= \frac{\rho_2 \cdot W_2^2}{\rho_1 \cdot W_1^2} + \frac{W_c^2}{W_1^2} \left(1 - \frac{2F_c}{F_2}\right) = \\ &= \frac{\rho_1}{\rho_2} + \left(\frac{H}{H-Z}\right)^2 \left(1 - \frac{2(H-Z)}{H}\right) = \\ &= (\tau-1) + \frac{Z^2}{(H-Z)^2} = \zeta_1, \quad \tau = \frac{T_2}{T_1}, \end{aligned} \quad (3)$$

где T – температура газа.

Первое слагаемое в уравнении (3) является коэффициентом потерь полного давления вследствие подвода тепла, второе слагаемое – коэффициент потерь местного сопротивления, который зависит от отношения ширины зоны обратных токов Z в сечении максимального сужения потока $s-s$ к ширине канала H . Для данного отношения в работе [1] авторами получена следующая зависимость:

$$\bar{Z}(\bar{f}_{ct}, \Theta) = \frac{Z}{H} = \bar{f}_{ct} + (1 - \sqrt{\bar{f}_{ct}}) \sqrt{\bar{f}_{ct} \sin\left(\frac{\Theta}{2}\right)}. \quad (5)$$

Таким образом, для коэффициента потерь полного давления на участке от входа в камеру сгорания (сечение 1-1) до выхода из нее (сечение 2-2) имеем:

$$\zeta_1(\tau, \bar{f}_{ct}, \Theta) = (\tau-1) + \frac{\bar{Z}^2}{(1-\bar{Z})^2}. \quad (6)$$

Первое слагаемое в выражении (6) равно коэффициенту потерь полного давления при подводе тепла к движущемуся газу, а второе слагаемое – коэффициенту местных гидравлических потерь полного давления.

Для коэффициента восстановления полного давления на участке от входа в камеру сгорания (сечение 1-1) до выхода из нее (сечение 2-2) получаем зависимость:

$$\sigma_{1-2}(M_1, \tau, \bar{f}_{ct}, \Theta) = 1 - \zeta_1 \frac{k}{2} M_1^2, \quad (7)$$

где M – число Маха;

k – показатель адиабаты для газа.

Таким образом, суммарные потери полного давления зависят от газодинамических параметров потока – числа Маха скорости на входе в камеру сгорания в сечении перед фронтальным устройством и отношения температур на выходе и входе в камеру сгорания, а также от геометрических характеристик фронтального устройства – степени затенения стабилизаторов пламени и угла при вершине конических стабилизаторов пламени.

Характер изменения коэффициента потерь полного давления в зависимости от степени затенения стабилизаторами пламени при различных вели-

чинах подогрева газа в камере показан на рисунке 3. Из рисунка видно, что с ростом степени подогрева газа τ в камере сгорания, ростом степени затенения стабилизаторов \bar{f}_{ct} и ростом угла при вершине конуса стабилизатора Θ коэффициент потерь полного давления увеличиваются. При этом, по мере роста степени затенения стабилизаторов увеличивается и темп роста потерь давления.

Из рисунка 3 видно, что увеличение угла при вершине конуса стабилизатора Θ не существенно увеличивает потери полного давления. Поэтому далее будем рассматривать стабилизаторы со значением угла $\Theta = 60$ градусов, который согласно опыта проектирования прямоточных камер сгорания является наиболее рациональным.

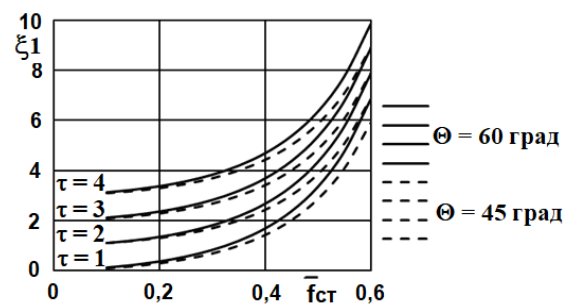


Рис. 3. Характер изменения коэффициента потерь полного давления в зависимости от степени затенения стабилизаторами пламени при различных величинах подогрева газа в камере сгорания

Из анализа зависимостей (6) и (7) следует, что с ростом скорости на входе в камеру сгорания увеличиваются как местные гидравлические потери давления, так и потери при подводе тепла.

Поэтому при фиксированных значениях расхода газа, температуры и давления газа на входе в камеру сгорания для рассматриваемого режима работы двигателя с ростом диаметра камеры сгорания потери полного давления будут снижаться.

2.2. Полнота сгорания топлива

Горение топлива в камерах сгорания прямоточного типа с фронтальными устройствами в виде плохобтекаемых тел – стабилизаторов пламени, является процессом горения в турбулентном следе.

Процесс турбулентного горения зависит от физико-химических и газодинамических свойств потока. Поскольку качественный характер влияния указанных свойств одинаков как для горения в потоке с однородной турбулентностью и однородным составом топливно-воздушной смеси, так и для горения в прямоточных камерах сгорания, то будем рассмат-

ривать задачу выгорания топлива в турбулентном следе за стабилизатором пламени при однородной турбулентности потока и однородном составе топливно-воздушной смеси на входе в камеру. В работах [2, 3], посвященных изучению вопросов турбулентного горения, показано, что выгорание топлива вдоль линии тока происходит по закону, который можно описать зависимостью:

$$\eta = 1 - \exp\left(-\frac{X^2}{2} \sigma_{зг}^2\right), \quad (8)$$

где X – координата вдоль линии тока от передней границы пламени;

$\sigma_{зг}$ – дисперсия зоны горения вдоль линии тока.

Схема турбулентного горения топлива за стабилизаторами пламени показана на рисунке 4.

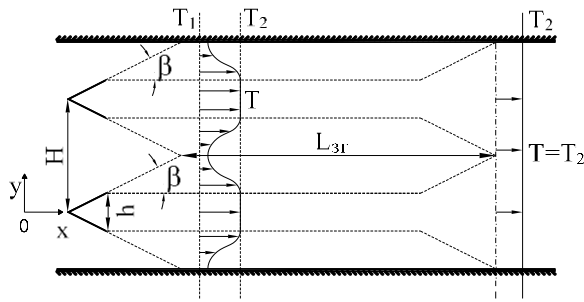


Рис. 4. Схема турбулентного горения топлива за стабилизаторами пламени

Из результатов анализ зависимости (8) следует, что после достижения уровня полноты сгорания топлива $\eta = 0,9$, дальнейшее выгорание топлива происходит относительно медленно, а значение $\eta = 1,0$ достигается на бесконечном удалении от начального положения пламени. Поэтому условимся считать длиной горения такое значение координаты от начального положения пламени, для которого $\eta = 0,95$. Тогда для дисперсии зоны горения вдоль линии тока получим выражение:

$$\frac{\sigma_{зг}^2}{2} = \frac{3}{L_{зг, 0,95}^2}, \quad (9)$$

где $L_{зг, 0,95}$ – протяженность зоны горения, соответствующая значению координаты от начального положения пламени, для которого $\eta = 0,95$.

Протяженность зоны горения равна произведению времени горения t_T и средней скорости газа в зоне горения $W_{зг}$:

$$L_{зг, 0,95} = t_T W_{зг}. \quad (10)$$

Среднюю скорость газа без учета сжимаемость приближенно можно определить по формуле:

$$W_{зг} = 0,5(\tau + 1) W_1. \quad (11)$$

Согласно модели поверхностного турбулентного горения, для времени горения справедливо выражение [4]:

$$t_T = 4,3 \frac{l_0}{W} \ln\left(1 + \frac{W'}{u_H}\right). \quad (12)$$

Для эйлерова масштаба турбулентности l_0 и пульсационной составляющей скорости W' согласно [2] имеем:

$$l_0 = 0,04 \left(\frac{10^5}{P_1}\right)^{0,5} H, \quad (13)$$

$$W' = 2,92 M_1 \sqrt{T_1^*} \left(\frac{P_1}{10^5}\right)^{0,3} = W'(M_1, T_1, P_1). \quad (14)$$

Нормальная скорость распространения пламени для используемого сорта топлива зависит от значений давления, температуры топливно-воздушной смеси и коэффициента избытка воздуха α и может быть определена по справочнику:

$$u_H = u_H(\alpha, T_1, P_1). \quad (15)$$

Таким образом, для протяженности зоны горения вдоль линии тока от передней границы пламени получаем зависимость:

$$\begin{aligned} L_{зг, 0,95} &= 0,5(\tau + 1) W_1 \cdot 4,3 \frac{l_0}{W'} \ln\left(1 + \frac{W'}{u_H}\right) = \\ &= 0,441(\tau + 1) \ln\left(1 + \frac{W'}{u_H}\right) \left(\frac{P_1}{10^5}\right)^{-0,8} H = \\ &= A(\tau, M_1, P_1, T_1, \alpha) H. \end{aligned} \quad (16)$$

В результате, для полноты сгорания топлива вдоль линии тока от передней границы пламени до выхода из камеры сгорания имеем:

$$\eta_{(L_{кc})}(y) = 1 - \exp\left(\frac{-3}{A^2} \left(\frac{L_{кc} - y/\text{tg}\beta}{H}\right)\right), \quad (17)$$

где $L_{кc}$ – длина камеры сгорания от задней кромки стабилизатора до выхода из камеры сгорания.

Подобная зависимость получена в результате обработки экспериментальных данных в работе [5].

Для определения угла наклона передней границы пламени воспользуемся соотношением:

$$\text{tg}\beta = \frac{u_t}{W_1}. \quad (18)$$

Скорость турбулентного распространения пламени равна [4]:

$$u_t = 4u_H^{1/3} \cdot W'^{2/3}. \quad (19)$$

Тогда для угла наклона передней границы пламени имеем

$$\beta = \beta(M_1, P_1, T_1, \alpha). \quad (20)$$

В итоге, для полноты сгорания топлива на выходе из камеры сгорания получаем:

$$\begin{aligned} \eta_{(L_{\text{КС}})} &= \int_0^H \eta_{(L_{\text{КС}})}(y) dy = \\ &= \eta_{(L_{\text{КС}})}(\tau, M_1, P_1, T_1, \alpha, H, L_{\text{КС}}). \end{aligned} \quad (21)$$

Таким образом, полнота сгорания топлива в форсажной камере зависит от газодинамических параметров потока на входе в нее – отношения температур газа на выходе и входе в камеру сгорания, числа Маха скорости, давления, температуры газа на входе в камеру сгорания в сечении перед фронтальным устройством и коэффициента избытка топлива, а также от геометрических характеристик фронтального устройства – расстояния между стабилизаторами пламени и длины камеры сгорания. Из уравнения (17) следует, что при постоянных значениях газодинамических параметров потока на входе в камеру сгорания и состава топливно-воздушной смеси полнота сгорания топлива увеличивается с ростом длины камеры и с уменьшением расстояния между стабилизаторами пламени.

2.3. Диапазон устойчивого горения

Поскольку поток газа в прямооточных камерах сгорания движется со скоростью существенно превышающей скорость распространения пламени, необходима организация процесса стабилизации пламени. В прямооточных камерах сгорания это делается с помощью системы плохобтекаемых тел – стабилизаторов пламени. Вопросы, посвященные теории стабилизации пламени при обтекании стабилизаторов конической формы, рассмотрены в работах [1, 3, 5]. Однако существующая теория стабилизации пламени носит больше качественный характер влияния различных факторов на стабилизацию, а для разработки методики расчета области стабилизации необходим экспериментальный материал и его анализ.

В работе [5] на основе эмпирических зависимостей, полученных путем анализа экспериментальных данных, предложена методика расчета области стабилизации для фронтального устройства камеры сгорания прямооточного типа, учитывающая зависимость процесса стабилизации от основных геометрических факторов фронтального устройства. В качестве критерия для стабилизации пламени при подаче топлива в карбюраторы предложено использовать:

$$K_{\text{СТ}} = V_{\text{СТ}} \frac{M_1}{h \cdot P_1 \cdot T_1^{0,8} (1 - \bar{f}_{\text{СТ}})^2}, \quad (22)$$

где $V_{\text{СТ}}$ – постоянный коэффициент.

Для «бедной» границы области стабилизации пламени получена зависимость:

$$K_{\text{СР БЕД}} = V_{\text{СР БЕД}} \left(\frac{\alpha \cdot \bar{f}_{\text{СТ}}}{\alpha_{\text{ОПТ}}} \right)^{-1,25}, \quad (23)$$

где $V_{\text{СР БЕД}}$ – постоянный коэффициент.

Зависимость для параметра $\alpha_{\text{ОПТ}} = \alpha_{\text{ОПТ}}(h, \bar{f}_{\text{СТ}}, T_1)$ представлена в [5].

Для «богатой» границы области стабилизации пламени получена зависимость:

$$K_{\text{СР БОГ}} = V_{\text{СР БОГ}} \left(\frac{\alpha_{\text{СТ}}}{\alpha_{\text{ОПТ}}} - 0,2 \right)^{0,66}, \quad (24)$$

где $V_{\text{СР БОГ}}$ – постоянный коэффициент.

Запас устойчивости горения по «бедному» и «богатому» срыву пламени будем определять коэффициентами:

$$\bar{K}_{\text{СР БЕД}} = K_{\text{СР БЕД}} / K_{\text{СТ}}, \quad (25)$$

$$\bar{K}_{\text{СР БОГ}} = K_{\text{СР БОГ}} / K_{\text{СТ}}. \quad (26)$$

Из уравнений (22), (23) и (24) следует, что запас устойчивости горения по «бедному» срыву пламени при подаче топлива в карбюраторы зависит от газодинамических параметров потока на входе в фронтальное устройство камеры сгорания – температуры и давления газа на входе в камеру сгорания и числа Маха скорости перед фронтальным устройством, а также от геометрических характеристик фронтального устройства – ширины стабилизатора пламени и степени затенения стабилизаторов. С ростом числа Маха перед фронтальным устройством запас устойчивости горения снижается. Зависимость коэффициента запаса устойчивости горения по «бедному» и «богатому» срыву от ширины стабилизатора пламени и степени затенения стабилизаторов показана на рисунке 5.

3. Результаты работы

В результате решения задачи определения перечня геометрических характеристик прямооточной камеры сгорания, влияющих на ее основные рабочие характеристики, установлено, что таковыми геометрическими характеристиками являются ширина стабилизатора, расстояние между стабилизаторами, степень затенения стабилизаторов и длина камеры сгорания от сечения стабилизаторов до выхода из нее. Следует отметить, что при выборе геометрических характеристик фронтального устройства

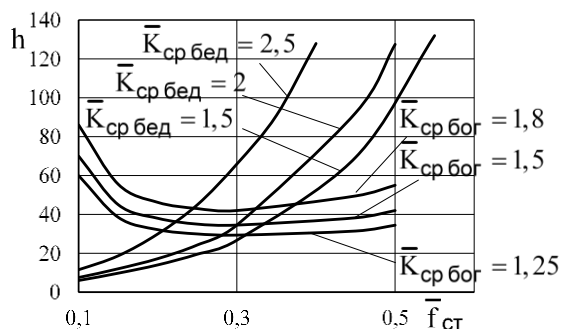


Рис. 5. Зависимость коэффициента запаса устойчивости горения по «бедному» и «богатому» срыву от ширины стабилизатора пламени и степени затенения стабилизаторов при $M_1 = 0,22$, $P_1 = 0,04$ МПа и $T_1 = 600$ К

следует рассматривать еще одну характеристику – количество стабилизаторов пламени $N_{ст}$, поскольку оно должно быть целым числом.

Также, основные рабочие характеристики камеры сгорания зависят и от числа Маха на входе в камеру, которое в свою очередь, при заданных параметрах двигателя (расход газа, давление и температура) зависит от радиуса камеры сгорания в сечении перед фронтным устройством R .

Перечисленные геометрические характеристики фронтного устройства связаны между собой уравнениями:

$$h = H \cdot \bar{f}_{ст}, \quad N_{ст} = \frac{\pi(R + r)}{H}. \quad (27)$$

Будем считать, что радиус расположения нижней кромки стабилизатора r задается равным радиусу центрального тела на входе в камеру. Таким образом, из шести геометрических характеристик $(h, H, \bar{f}_{ст}, N_{ст}, L_{кс}, R)$ только четыре являются независимыми.

Ранее было установлено, что с ростом скорости газа перед фронтным устройством потери давления увеличиваются, а запас устойчивой работы снижается. Из уравнений (14), (16) и (17) следует, что с ростом скорости газа перед фронтным устройством полнота сгорания топлива в камере при прочих равных условиях снижается. Другими словами, увеличение радиуса камеры сгорания R ведет к улучшению всех рассмотренных рабочих характеристик камеры. Аналогично, увеличение длины камеры сгорания ведет к увеличению полноты сгорания топлива и не влияет на другие характеристики. Поэтому при выборе геометрических характеристик камеры сгорания не будем рассматривать в качестве параметров оптимизации радиус и длину камеры сгорания, а их выбор будет определяться заданными максимальными габаритными ограничениями (R_{max} и $L_{кс max}$).

Таким образом остается два независимых параметра из перечня геометрических характеристик, которые могут быть выбраны в качестве параметров оптимизации.

Будем рассматривать задачу выбора геометрических параметров камеры сгорания при известных параметрах потока газа на входе в камеру сгорания (расход, давление и температура) для всех режимов и высотно-скоростных условий применения двигателя. Ограничением в задаче оптимизации характеристик камеры сгорания будет являться минимально достаточный запас устойчивости горения по «бедному» и «богатому» срыву, который задается из анализа условий работы камеры сгорания. Указанные запасы должны определяться на режимах работы двигателя, для которых характерны наиболее неблагоприятные параметры потока газа для срыва пламени.

Критерием оптимизации для решаемой задачи будет обеспечение максимальной полноты сгорания топлива при условии ограничения максимальной величины потерь полного давления $\sigma_{1-2} \geq \sigma_{min}$. В качестве параметров оптимизации будем рассматривать два независимых параметра из перечня геометрических характеристик: ширину стабилизаторов и их степень затенения. Для решения поставленной задачи оптимизации построим диаграмму в координатах $\bar{f}_{ст} - h$, на которой представим кривую для коэффициента восстановления полного давления и изолинии полноты сгорания топлива. Указанные кривые рассчитываются для параметров потока на расчетном режиме работы двигателя при известных газодинамических параметрах на входе в камеру сгорания. Кривая для коэффициента восстановления полного давления рассчитывается по зависимостям (5)...(7) и на данной диаграмме будет зависеть только от степени затенения стабилизаторов $\bar{f}_{ст}$. По мере уменьшения значения степени затенения стабилизаторов $\bar{f}_{ст}$ уменьшаются и потери полного давления. Для построения кривых изолиний полноты сгорания топлива построим на указанной диаграмме кривые по зависимостям (27) для значений количества стабилизаторов $N_{ст}$ соответствующих целым числам. Данные кривые будут являться изолиниями величины H , а согласно зависимостям (14)...(21), и изолиниями полноты сгорания топлива, поскольку для известных газодинамических параметров потока газа на расчетном режиме при заданных R_{max} и $L_{кс max}$ полнота сгорания топлива зависит только от H . Кривые изолиний полноты сгорания с меньшим углом наклона к оси абсцисс соответствуют большему значению количества стабилизаторов $N_{ст}$ и меньшему значению величины

H (см. уравнения (27)), а, следовательно, и большей полноте сгорания.

Также на данной диаграмме построим границы диапазона устойчивости горения по «бедному» и «богатому» срыву. Для примера выбраны $\bar{K}_{\text{ср бед}} = 2$ и $\bar{K}_{\text{ср бог}} = 1,5$, которые рассчитываются для режимов работы двигателя с наиболее неблагоприятными параметрами потока газа для срыва пламени. Согласно зависимостям (22)...(26), кривые, соответствующие указанным границам на соответствующем режиме работы двигателя однозначно определяются параметрами $\bar{f}_{\text{СТ}}$ и h . Диаграмма определения геометрических параметров фронтального устройства показана на рисунке 6.

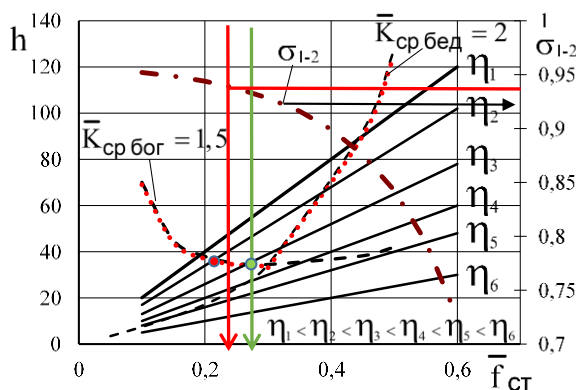


Рис. 6. Диаграмма определения геометрических параметров фронтального устройства

Решением сформулированной задачи оптимизации будет точка пересечения на диаграмме рисунка 6 кривой изолинии полноты сгорания топлива, которая пересекает область устойчивой работы и имеет минимальный угол наклона к оси абсцисс, и «левой» границы области устойчивой работы, которая соответствует минимальной степени затенения при устойчивой работе камеры сгорания. На рисунке 6 эта точка показана на кривой, соответствующей значению η_3 . Указанная точка будет соответствовать значениям параметров оптимизации $\bar{f}_{\text{СТ}}$ и h , при которых обеспечивается достаточный запас устойчивой работы при наибольшей полноте сгорания и минимальных потерях полного давления.

В случае, если для полученных таким методом значений параметров оптимизации потери полного давления превышают заданное ограничение, решение задачи находится методом движения от указанной точки на диаграмме влево по оси абсцисс вдоль границы устойчивой работы до пересечения с последующей изолинией полноты сгорания (соответствующей большему значению количества стабили-

заторов $N_{\text{СТ}}$) при значении $\bar{f}_{\text{СТ}}$, для которого потери полного давления не превышают заданное ограничение. На диаграмме рисунка 6 ограничение для величины потерь полного давления показано горизонтальной линией, а решение задачи оптимизации отмечено точкой, лежащей на изолинии полноты сгорания со значением η_2 .

Для случая, когда имеется ограничение для полноты сгорания топлива, которое не обеспечивается в результате решения описанной выше задачи, требуется пересмотр проекта двигателя на предмет увеличения ограничений для R_{max} и $L_{\text{КС max}}$. В итоге, при заданных ограничениях параметров R_{max} и $L_{\text{КС max}}$ определены параметры оптимизации h и $\bar{f}_{\text{СТ}}$, а из уравнений (27) находим расстояние между стабилизаторами H и количество стабилизаторов $N_{\text{СТ}}$.

Таким образом описанный метод решения задачи оптимизации рабочих характеристик прямоточной камеры сгорания позволяет определить все ее основные геометрические характеристики фронтального устройства и длину камеры.

Выводы

Задача создания двигателей с прямоточной камерой сгорания является актуальной и новой для отечественной отрасли двигателестроения, и выбор параметров фронтального устройства прямоточной камеры сгорания и ее длины на начальных этапах проектирования является одной из основных составляющих этой задачи.

В результате проведенной работы предложен метод выбора геометрических размеров фронтального устройства и длины камеры сгорания. Разработанный метод позволяет обеспечить оптимальные основные рабочие характеристики камеры сгорания – потери полного давления, полноту сгорания топлива и запасы устойчивости горения.

Для реализации предложенного метода сформированы математические модели описания зависимости потерь полного давления, полноты сгорания топлива и диапазона устойчивой работы камеры сгорания от параметров потока, геометрических характеристик фронтального устройства и длины камеры сгорания. Определен перечень основных геометрических характеристик фронтального устройства, от которых зависят потери полного давления, полнота сгорания топлива и диапазон устойчивой работы камеры сгорания. Выполнен анализ зависимостей рабочих характеристик камеры сгорания от геометрических характеристик фронтального устройства и ее длины, определены критерий оптимизации, пара-

метры оптимизации и ограничения для решения задачи.

В качестве реализации метода оптимизации предложено использовать диаграмму рабочих характеристик камеры сгорания в координатах параметров оптимизации $\bar{f}_{ст} - h$. Показано, что выбор геометрических характеристик $\bar{f}_{ст}$ и h в качестве параметров оптимизации достаточен для решения задачи оптимизации рабочих характеристик камеры. Остальные геометрические характеристики, влияющие на рабочие характеристики камеры, однозначно зависят от $\bar{f}_{ст}$ и h либо могут быть определены из условий габаритных ограничений.

Литература

1. Mattingly, J. D. *Aircraft Engine Design [Text] : AIAA education series / J. D. Mattingly, W. H. Heiser, D. T. Pratt. – 2nd ed. – Reston, VA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002. – 691 p.*

2. Шукин, В. А. *Предварительный расчет форсажной камеры сгорания [Текст] : учеб. пособие / В. А. Шукин, Б. А. Рогожин, В. М. Янковский. – Казань : Изд-во Казанского авиационного института, 1981. – 43 с.*

3. *Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей [Текст] / Б. В. Раушенбах, С. А. Бельий, И. В. Беспалов [и др.]. – М. : Машиностроение, 1964. – 527 с.*

4. Талантов, А. В. *Горение в потоке [Текст] / А. В. Талантов. – М. : Машиностроение, 1978 – 160 с.*

5. Кудрявцев, А. В. *Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчета характеристик [Текст] / А. В. Кудрявцев, В. В. Медведев. – М. : ЦИАМ, 2013. – 137 с.*

References

1. Mattingly, J. D., Heiser, W. H., Pratt, D. T. *Aircraft Engine Design. AIAA education*, 2nd ed., Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002. 691 p.

2. Shhukin, V. A., Rogozhin, B. A., Jankovskij, V. M. *Predvaritel'nyj raschet forsazhnoj kamery sgoranija*. ucheb. posobie: [Afterburner preliminary calculation]. Kazan', Izd-vo Kazanskogo aviacionnogo instituta Publ., 1981. 43 p.

3. Raushenbah, B. V., Belyj, S. A., Bespalov, I. V., Borodachev, V. Ja., Volynskij, M. S., Prudnikov, A. G. *Fizicheskie osnovy rabocheho processa v kamerah sgoranija vozdushno-reaktivnyh dvigatelej* [Physical foundations of the working process in the combustor of air-jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1964. 527 p.

4. Talantov, A. V. *Gorenie v potoke* [Combustion in the flow]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 160 p.

5. Kudrjavcev, A. V., Medvedev, V. V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoranija PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta harakteristik* [Afterburners and combustors of ramjet engine. Engineering methods for characteristics calculation]. Moscow, CIAM, 2013. 137 p.

Надійшла до редакції 12.07.2021, розглянута на редколегії 20.08.2021

ВИБІР ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ФРОНТОВОГО ПРИСТРОЮ ТА ДОВЖИНИ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ПРЯМОТОЧНОГО ТИПУ

Д. В. Козел

Розроблено метод вибору геометричних розмірів фронтального пристрою і довжини камери згоряння прямооточного типу. Форсажні камери згоряння є камерами прямооточного типу і застосовуються для короткочасного збільшення тяги газотурбінного двигуна на зльоті, подолання літаком звукового бар'єру і його польоту з надзвуковою швидкістю, здійснення маневрів. У складі прямооточних повітряно-реактивних двигунів прямооточні камери згоряння застосовуються в якості основних камер згоряння, в яких забезпечується процес спалювання палива і підведення тепла до робочого тіла. Розроблений метод вибору геометричних розмірів полягає в оптимізації основних робочих характеристик камери згоряння. Запропоновано математичні моделі опису залежності втрат повного тиску, повноти згоряння палива і діапазону стійкої роботи камери згоряння від параметрів потоку на вході в камеру згоряння і геометричних характеристик фронтального пристрою та довжини камери згоряння. Виконано аналіз залежностей робочих характеристик камери згоряння від геометричних характеристик фронтального пристрою і її довжини. В результаті аналізу математичних моделей визначено перелік основних геометричних характеристик фронтального пристрою, від яких залежать втрати повного тиску, повнота згоряння палива і діапазон стійкої роботи камери згоряння. Визначено параметри оптимізації, критерій оптимізації і обмеження для вирішення

оптимізаційної задачі. У якості реалізації методу оптимізації запропоновано використовувати діаграму робочих характеристик камери згоряння в координатах параметрів оптимізації. Розроблений метод дозволяє забезпечити оптимальні основні робочі характеристики камери згоряння - втрати повного тиску, повноту згоряння палива і запаси стійкості горіння.

Ключові слова: прямоточна камера згоряння; стабілізатори полум'я; фронтовий пристрій; повнота згоряння палива; втрати повного тиску.

THE GEOMETRIC CHARACTERISTICS OF THE FRONT AND THE LENGTH SELECTION FOR THE COMBUSTION CHAMBER OF DIRECT FLOW TYPE

D. Kozel

A method has been developed for selecting the geometric characteristics of the front and the length of the direct-flow combustion chamber. Afterburner combustion chambers are of the ramjet type and are used for a short-term increase in the thrust of a gas turbine engine during takeoff, for overcoming the sound barrier by an aircraft and for flying at supersonic speed, and for making maneuvers. As part of ramjet engines, ramjet combustion chambers are used as the main combustion chambers in which the process of fuel combustion and heat supply to the working fluid is ensured. The developed method for selecting the geometric characteristics consists in optimizing the main operating characteristics of the combustion chamber. Mathematical models are proposed for describing the dependence of the total pressure loss, the combustion efficiency and the range of stable operation of the combustion chamber against the parameters of the flow at the inlet to the combustion chamber and the geometric characteristics of the front device and the length of the combustion chamber. The analysis of the dependences of the combustion chamber working characteristics on the geometric characteristics of the front-line device and its length is carried out. As a result of the analysis of mathematical models, a list of the main geometric characteristics of the front device was determined, on which the total pressure loss, the combustion efficiency and the range of stable operation of the combustion chamber depend. Optimization parameters, optimization criterion and limits for solving the optimization problem are determined. As an implementation of the optimization method, it is proposed to use a diagram of the combustion chamber performance in the coordinates of the optimization parameters. The developed method makes it possible to ensure the optimal basic operating characteristics of the combustion chamber - total pressure loss, combustion efficiency and combustion stability limits.

Keywords: direct-flow combustion chamber; flame stabilizers; front of combustion chamber; combustor efficiency; total pressure loss.

Козел Дмитрий Викторович – ведущий конструктор, руководитель расчетно-экспериментальной группы отдела камер сгорания, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Dmitry Kozel – chief designer, head of design-experimental group of the combustion chambers department, SE Ivchenko-Progress, Zaporozhye, Ukraine,
e-mail: 03503@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0002-7295-2284.