

УДК 629.7.036.3

А. Н. МАРКУШИН, А. В. БАКЛАНОВ, Г. Ф. САЛИМЗЯНОВА

ОАО «Казанское моторостроительное производственное объединение», Россия

## ОЦЕНКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ НА ПРИМЕРЕ ГТД НК-8

В статье описываются особенности конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-8. Представлены результаты испытания по определению гидравлических потерь в камере сгорания НК-8 и его модификации НК-8-4. Произведен инженерный расчет по имеющейся методике и сравнительный анализ гидравлических потерь в упомянутых выше камерах сгорания на параметрах соответствующих взлетному режиму двигателя. Выполнена оценка эффективности имеющейся методики и анализ возможности ее применения в процессе проектирования и доводки камер сгорания ГТД. Рассмотрено, как с увеличением раскрытия камеры сгорания меняются ее гидравлические потери.

**Ключевые слова:** камера сгорания, экспериментальное исследование, конструкция, газотурбинный двигатель, гидравлические потери

### Введение

Расчетное определение гидравлических потерь в камере сгорания, является важным этапом при проектировании и доводке, так как завышенные потери могут приводить к уменьшению экономичности ГТД за счет возросшего сопротивления камеры, а также приводить к нарушению процессов горения на струях, в результате слишком слабой или чрезмерно высокой пробивной способности втекающих в жаровую трубу струй воздуха.

В общем случае уровень потерь полного давления в камерах сгорания зависит от конструкции и типа фронтного устройства, степени раскрытия жаровой трубы, скорости воздуха на входе в диффузор, вторичные каналы и т.д. Поэтому очень важно иметь методики инженерного расчета для возможности оценки данных потерь [1].

### 1. Объект исследования

На ОАО «КМПО» долгое время серийно выпускались ГТД семейства НК-8, камера сгорания которого показана на рис. 1, поэтому в качестве объекта исследования взяты камеры сгорания данного семейства. Жаровая труба 1 кольцевого типа состоит из блока форсунок 2, наружного 3 и внутреннего 4 кожухов и наружного кольца 5.

Блок форсунок 2 сварной конструкции расположен в передней части жаровой трубы, образует два кольцевых топливных коллектора 6 и форсунок первого и второго контуров 7. На блоке форсунок в два кольцевых ряда установлены 139 топливных рабочих форсунок. В наружном кольцевом ряду ус-

тановлено 70 форсунок, из них 35 форсунок первого контура, а 35 – второго. Во внутреннем ряду установлены 69 форсунок второго контура. Возле каждой форсунки выполнены сегментные отверстия для прохода первичного воздуха.

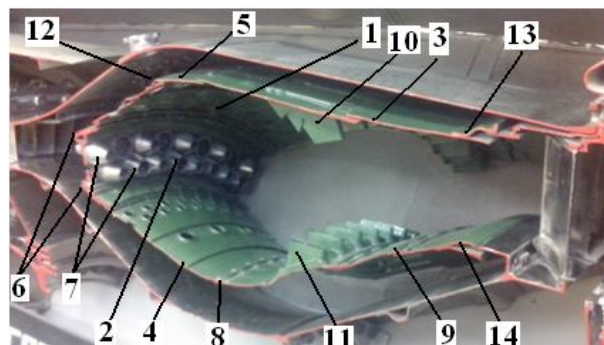


Рис. 1. Разрез камеры сгорания НК-8

Топливные форсунок состоят из корпуса, к которому через лопатки завихрителя крепят конфорзорные или диффузорные втулки. Внутри диффузорных втулок имеется конический стабилизатор. В корпусе установлены распылитель и фильтр. Форсунок закреплены шлицевыми гайками.

Блок форсунок 2 крепится к кольцам наружного 3 и внутреннего 4 кожухов, которые состоят из отдельных колец. Кольца кожухов соединены между собой с учетом тепловых расширений. Между кольцами при соединении установлены дистанционные пластинки 8 или гофрированные ленты 9 для создания пленочного воздушного охлаждения. На наружном и внутреннем кожухах установлены смесительные патрубки 10 и 11, которые способствуют эф-

фективному перемешиванию вторичного потока воздуха и газа для обеспечения допустимой температуры газов перед турбиной двигателя. Жаровая труба с передней стороны подвешивается с помощью фиксаторов 12. К задней части наружного и внутреннего кожухов приварены кольца 13 и 14, которыми они опираются на соответствующие кольцевые поверхности соплового аппарата первой турбины [2].

## 2. Методика расчета

В данной статье гидравлический расчет производился по методике, предложенной в работах [3, 4] с учетом влияния расхода охлаждающего воздуха.

Расчетная формула для определения коэффициента гидравлических потерь в камере сгорания:

$$\delta = \frac{\Delta P_{\Sigma}^*}{P_K^*} = \left[ \varphi \left( 1 - \frac{F_K}{F_{KK}} \right)^2 + \zeta_0 \left( \frac{F_K}{\Sigma \mu F_0} \right)^2 + \frac{1}{2} (\theta - 1) \left( \frac{F_K}{F_{Ж}} \right)^2 - 2 \cdot \frac{G_{охл}}{G_{\Sigma}} \cdot \frac{\Sigma \mu F_0}{F_{Ж}} \left( 1 - \frac{1}{2} \frac{\Sigma \mu F_0}{F_{KK}} \right) \cdot \frac{F_K}{\Sigma \mu F} \right] \cdot \frac{k}{2} \cdot \Pi(M_K) M_K^2,$$

где  $\Delta P_{\Sigma}^* = P_K^* - P_{Г}^*$  - потери полного давления в камере сгорания,

$$\Pi(M_K) = \frac{P_K}{P_K^*} = \frac{1}{\left( 1 + \frac{k-1}{2} M_K^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}.$$

Первый член формулы учитывает потери в диффузоре камеры сгорания,  $\varphi$  - коэффициент полноты удара. Для грубой оценки потерь в диффузоре будем предполагать, что  $\varphi=1$ .

Второй член формулы определяет потери при перетекании воздуха из кольцевых каналов. Величина коэффициента  $\zeta_0$  зависит только от отношений  $\frac{\Sigma \mu F_0}{F_{Ж}}$  и  $\frac{\Sigma \mu F_0}{F_{KK}}$ .  $\mu$  - коэффициент истечения. При расчетах эффективной площади отверстий в жаровой трубе  $\Sigma \mu F_0$  предполагалось, что коэффициенты истечения  $\mu$  были равны [3, 5]:

- для отверстий - 0,6,
- для патрубков - 0,8,
- для завихрителей фронтального устройства - 0,8,
- для отверстий системы охлаждения - 0,8.

Тепловые потери в камере сгорания определяются третьим членом формулы.  $\Theta = \frac{T_{Г}^*}{T_K^*}$  - степень подогрева воздуха в камере сгорания.

Восстановление давления вследствие осевого подвода воздуха на охлаждение определяется четвертым членом формулы.

Расчет производился в следующей последовательности:

1. Определение скорости воздуха  $W_K$  на входе.

$$W_K = a_{кр} \cdot \lambda_K.$$

Для определения  $\lambda_K$  вычисляем  $q(\lambda_K)$

$$q(\lambda) = \frac{G_B \cdot \sqrt{T_K^*}}{m_{кр} \cdot F_K \cdot P_K^*}.$$

По таблицам газодинамических функций по  $q(\lambda_K)$  находится:  $\lambda_K$ ;  $M_K$ ;  $\Pi(M_K)$

Вычисляем коэффициент, постоянный для данных параметров двигателя.

$$\frac{k}{2} \cdot \Pi(M_K) M_K^2.$$

2. Определение коэффициента гидравлических потерь в диффузоре  $\delta_{диф}$ . Принимаем  $\varphi=1$ .

$$\delta_{диф} = \varphi \left( 1 - \frac{F_K}{F_{KK}} \right)^2.$$

3. Определение коэффициента гидравлических потерь при перетекании воздуха из кольцевых каналов в жаровую трубу  $\delta_{ж}$ .

$$\delta_{ж} = \zeta_0 \left( \frac{F_K}{\Sigma \mu F_0} \right)^2,$$

$$\Sigma \mu F_0 = \mu_{л} F_{фр} + \mu_{патр} F_{кам} + \mu_{охл} F_{охл} + \mu_{отв} F_{отв}.$$

Принимая, как указывалось выше,  $\mu_{л}=0,8$ ;  $\mu_{патр}=0,8$ ;  $\mu_{охл}=0,8$ ;  $\mu_{отв}=0,6$ .

4. Определение коэффициента потерь полного давления из-за подвода тепла  $\delta_{\theta}$

$$\delta_{\theta} = \frac{1}{2} (\theta - 1) \left( \frac{F_K}{F_{Ж}} \right)^2.$$

5. Определение восстановления полного давления в жаровой трубе из-за осевого подвода охлаждающего воздуха

$$\delta_{охл} = 2 \cdot \frac{G_{охл}}{G_{\Sigma}} \cdot \frac{\Sigma \mu F_0}{F_{Ж}} \left( 1 - \frac{1}{2} \frac{\Sigma \mu F_0}{F_{KK}} \right) \cdot \frac{F_K}{\Sigma \mu F}.$$

6. Определение суммарных гидравлических потерь давления камеры сгорания.

$$\delta_{КС} = \delta_{диф} + \delta_{ж} + \delta_{\theta} - \delta_{охл}.$$

## 3. Результаты исследования

Расчет геометрических и газодинамических параметров для камер сгорания проводился по представленной выше методике (табл. 1).

Таблица 1

Геометрические и газодинамические параметры камер сгорания

Параметры двигателя на расчетном режиме				Геометрические параметры камеры сгорания						
$P_k^*$	$T_k^*$	$T_3^*$	$G_v$	$F_{фр}$	$F_{карм}$	$F_{охл}$	$F_{\Sigma}$	$F_k$	$F_{кк}$	$F_{ж}$
кг/см <sup>2</sup>	°К	°К	кг/с	см <sup>2</sup>	см <sup>2</sup>	см <sup>2</sup>	см <sup>2</sup>	см <sup>2</sup>	см <sup>2</sup>	см <sup>2</sup>
НК-8-4										
10,8	618	1196	108,1	273	464	557	1889	1447,5	1927	6233,7
НК-8										
10,5	610	1159	105,7	273	464	557	1622	1430,4	1927	6233,7

На рис. 2 приведен график сравнения экспериментальных данных по определению потерь давления НК-8 с результатами расчета.

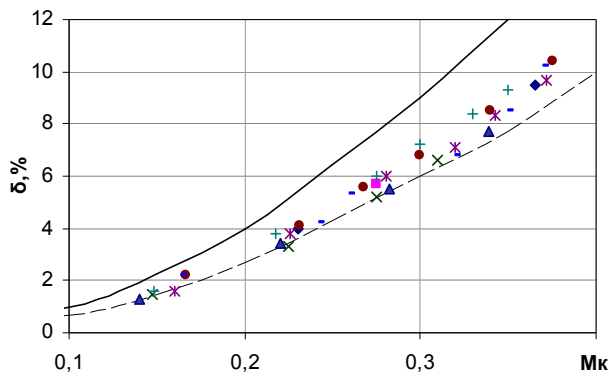


Рис. 2. Потери полного давления в камере сгорания ГТД НК-8: точки - результаты испытаний

Из графика следует, что расчетные потери давления (сплошная линия) превышают потери, определенные экспериментально, примерно, в 1,5 раза. Такое отличие, очевидно, объясняется выбором при расчете заниженных значений коэффициентов истечения из отверстий в стенках жаровой трубы. В связи с этим был проведен расчет при значениях:  $\mu_{л} = \mu_{патр} = \mu_{охл} = \mu_{отв} = 1$ , результаты которого приведены также на рис. 2 пунктирной линией. Откуда следует, что расчет при  $\mu=1$  дает хорошее совпадение с экспериментальными данными.

На рис. 3 представлены аналогичные зависимости для двигателя НК-8-4.

В данной работе был проведен расчет гидравлических потерь при различных раскрытиях камеры сгорания  $\Sigma F_{отв}/F_{ж}$ , которое определяется отношением суммарной площади отверстий к площади поперечного сечения жаровой трубы. За исходный вариант взят двигатель НК-8-4. Результаты расчета представлены на рис. 4. Из проведенного расчета

видно, что с увеличением раскрытия камеры сгорания ее гидравлические потери снижаются.

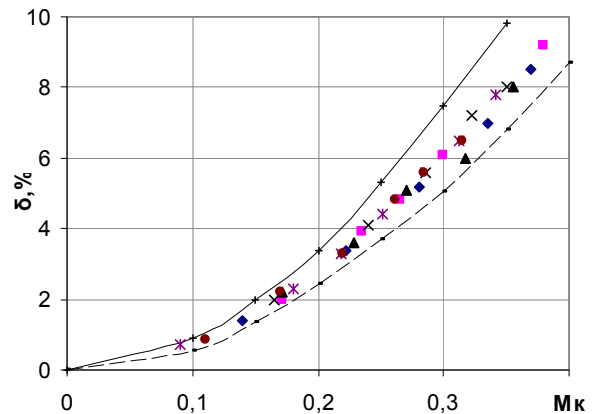


Рис. 3. Потери полного давления в камере сгорания ГТД НК-8-4

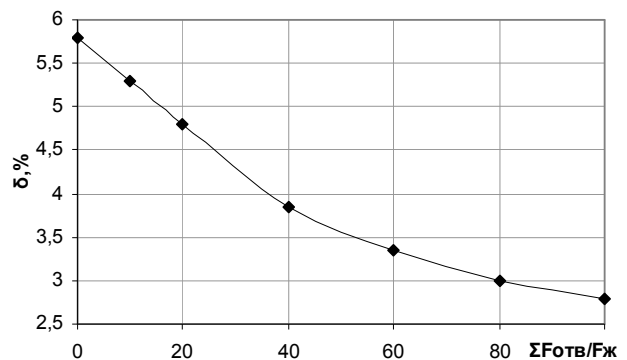


Рис. 4. Гидравлические потери в зависимости от раскрытия камеры сгорания НК-8-4

### Выводы

1. Методика расчета при рекомендуемых значениях коэффициентов истечения  $\mu$  дает завышенные результаты по сравнению с данными экспери-

мента. Совпадение расчетных данных с экспериментальными получается при предположении, что  $\mu_{л} = \mu_{патр} = \mu_{охл} = \mu_{отв} = 1$ .

2. Наименьшие потери полного давления в камере сгорания изделия НК-8-4. На режиме взлета они составляют 5,8%.

Потери давления при  $\mu_{л} = \mu_{патр} = \mu_{охл} = \mu_{отв} = 1$ .

– НК-8-4  $\delta = 5,79\%$   $\delta = 4,63\%$ ,

– НК-8  $\delta = 7,15\%$   $\delta = 4,03\%$ .

3. При увеличении раскрытия камеры сгорания  $\Sigma F_{отв}/F_{ж}$  гидравлические потери ее уменьшаются. Так, например, увеличение раскрытия камеры сгорания двигателя НК-8-4 на 20% дает уменьшение потерь на 1,5%, на 40% – на 2%, на 60% – на 2,5%.

## Литература

1. Маркушин, А. Н. Гидравлические характеристики укороченной многофорсунной камеры сгорания ГТД [Текст] / А. Н. Маркушин, А. В. Бакланов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 8(105). – С. 131-135.

2. Тимофеев, Н. И. Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК-8-2У [Текст] / Н. И. Тимофеев. – М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.

3. Методика гидравлического расчета камер сгорания ГТД при горении [Текст]: техн. отчет / ЦИАМ; Абрамович Г. Н., Безменов В. Я., Смирнова И. П. – М., 1955. – № 3618.

4. Термодинамический расчет ВРД [Текст]: техн. отчет / ЦИАМ; Ильичев, Я. Т. – М., 1969. – № 6186.

5. Идельчик, Е. И. Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст] / И. Е. Идельчик. – М.: Книга по Требованию, 2012. – 466 с. – ISBN 978-5-458-39006-4.

*Поступила в редакцию 2.06.2015, рассмотрена на редколлегии 23.06.2015*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Б. Г. Мингазов, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева «КАИ», Казань.

### ОЦІНКА МЕТОДИКИ РОЗРАХУНКУ ГІДРАВЛІЧНИХ ВТРАТ В КАМЕРІ ЗГОРЯННЯ НА ПРИКЛАДІ ГТД НК-8

*А. М. Маркушин, А. В. Бакланов, Г. Ф. Салимзянова*

У статті описуються особливості конструкції камери згоряння газотурбінного двигуна НК-8. Представлені результати випробування за визначенням гідравлічних втрат в камері згоряння НК-8 і його модифікацією НК-8-4. Зроблено інженерний розрахунок за наявною методикою та порівняльний аналіз гідравлічних втрат у згаданих вище камерах згоряння на параметрах відповідних злітному режиму двигуна. Виконано оцінку ефективності наявної методики і аналіз можливості її застосування в процесі проектування і доведення камер згоряння ГТД. Розглянуто, як зі збільшенням розкриття камери згоряння змінюються її гідравлічні втрати.

**Ключові слова:** камера згоряння, експериментальне дослідження, конструкція, газотурбінний двигун, гідравлічні втрати.

### THE ANALYSIS OF THE COMBUSTION CHAMBER PRESSURE LOSS CALCULATION METHOD ON THE EXAMPLE OF NK-8 AIRCRAFT ENGINE

*A. N. Markushin, A. V. Baklanov, G. F. Salimzyanova*

The article describes the design of the combustion chamber of NK-8 aircraft engine. The article also presents the results of pressure loss measurement in the combustion chamber of NK-8 aircraft engine and its modification NK-8-4. The calculation of the pressure loss was made and the results of that calculation were compared with the above mentioned pressure loss measurements at parameters corresponding to the engine take-off mode. The article contains the estimation of the effectiveness of the calculation method and analysis of its usefulness for the development and the post-design process of the aircraft engine combustion chambers. The dependency of the pressure loss on the summary area of the combustion chamber air supplement holes was described.

**Key words:** combustion chamber, experimental research, design, gas turbine engine, converting, hydraulic loss

**Маркушин Андрей Николаевич** – главный специалист по ГТД ОАО «Казанское Моторостроительное Производственное Объединение», Казань, Россия, e-mail: AMarkushin@kmpo.ru.

**Бакланов Андрей Владимирович** – начальник бюро камер сгорания ОАО «Казанское Моторостроительное Производственное Объединение», Казань, Россия, e-mail: andreybaklanov@bk.ru.

**Салимзянова Гузель Фаритовна** – инженер-конструктор ОАО «Казанское Моторостроительное Производственное Объединение», Казань, Россия, e-mail: g.salimzyanova@yandex.ru.