

### ***Выбор режима работы машины***

Менее жесткая конструкция авиационных ГТД приводит к тому, что в нормируемом диапазоне частот может находиться большое количество резонансов. Их выявление требует измерения вибрации на переходных режимах работы машины. Для реализации такого подхода наиболее эффективным является метод следящего анализа. Поэтому современная «штатная» виброизмерительная аппаратура должна иметь данную функцию.

### ***Места постановки вибродатчиков и их ориентация***

Места постановки вибродатчиков и их ориентация должны определяться разработчиком машины на основе доводочных испытаний и опыта эксплуатации прототипа.

## **РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА В КАНАЛАХ ТЕПЛОВЫХ МАШИН**

Росляков А.Д.

ОАО "Самарское конструкторское бюро машиностроения", г. Самара

Численное исследование процессов, протекающих в системах и отдельных элементах объектов техники, становится приоритетным направлением при совершенствовании существующей техники и создании научно-технического задела. Тенденции повышения параметров тепловых машин сопровождаются неизбежным повышением требований к системам, управляющим процессами, в том числе и в камерах сгорания. Современные системы регулирования тепловых машин построены на электронной базе и способны эффективно обеспечивать оптимальное соотношение параметров рабочих процессов. Возникает необходимость усовершенствования математических моделей процессов, протекающих в основных сборочных единицах тепловых машин. Объективным фактором, стимулирующим развитие численных методов исследования, является постоянное повышение стоимости энергоносителей и, как следствие, натурных и модельных испытаний с одной стороны и внедрение в повседневную практику персональных вычислительных машин с другой стороны.

В работе представлена методика аэродинамического расчёта течения в каналах и распределения температуры и давления в выходном сечении применительно к модулю камеры. Разработанная методика может применяться для аэродинамического расчёта как полноразмерных камер сгорания различных конструкций, так и их отдельных элементов, в том

числе диффузоров, жаровых труб, кольцевых каналов и т.д.

Методика состоит из пакета программ. Пакет программ содержит как программу аэродинамического расчёта, адаптированную к ПЭВМ, так и сервисные блоки ввода исходных данных и вывода информации в табличном и графическом виде.

При анализе течения в каналах камер сгорания из всех известных методов расчёта отрывных течений чаще всего применяются методы, использующие полную систему уравнений движения Рейнольдса и двух-параметрическую модели турбулентности. Эти методы становятся общепринятыми при проектировании элементов машин, несмотря на ряд недостатков моделирования физических процессов.

Для решения уравнений типа Навье - Стокса используются численные методы, в которых рассматриваются либо естественные переменные  $U, P$ , либо для исключения давления – переменные  $\Omega - \Psi$  (вихрь и функция тока). Сравнительные достоинства систем уравнений в тех или иных из указанных переменных зависят от типа решаемых задач. В случае двумерных стационарных течений в односвязных областях решение в переменных  $\Omega - \Psi$  требует меньшей машинной памяти и поэтому более экономично, чем решение с использованием  $U$  и  $P$ . Однако в случае многосвязной области решение в переменных  $\Omega - \Psi$  становится невозможным, так как заранее неизвестны граничные условия для  $\Psi$  на внутренних границах области течения. Тогда целесообразно решать задачу в естественных переменных, особенно если течение нестационарное.

Методы математического моделирования турбулентных течений используются широко. Однако, подавляющее число работ относится к расчётам стационарных процессов. Реальные процессы в тепловых машинах не всегда являются таковыми, имеют место газодинамические и акустические колебания. Для моделирования таких течений в работе используется нестационарные уравнения (1)...(4), учитывающие изменение плотности газа. Система таких уравнений имеет вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial \tau} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial \tau} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + T_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon, \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial\tau} + \frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_T}{\sigma_k} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} T_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k}, \quad (4)$$

где

$$T_{ij} = -\frac{2}{3} \delta_{ij} k + \mu_T \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_\ell}{\partial x_\ell} \right); \quad \mu_T = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon};$$

$\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$ ,  $C_1$ ,  $C_2$  и  $C_\mu$  - эмпирические константы модели турбулентности;  $k$ ,  $\varepsilon$ ,  $\rho$  и  $\mu$  - среднестатистические значения кинетической энергии турбулентности, её диссипации, плотности и давления газа.

В численном решении дифференциально-разностных уравнений естественные переменные обычно нормализуются. Это позволяет оперировать с числами порядка 1 и более быстро получать решения, особенно когда требуется исследовать ряд подобных вариантов конструкции.

Особенностью граничных условий является то, что приграничные ячейки возле наклонной поверхности тела выделены в отдельный массив. Для них из граничных условий и условий переноса массы, импульса и энергии турбулентности формируются свои соотношения. При этом легко учитывается проницаемость при наличии мелких по сравнению с ячейкой перфораций.

В численном методе при использовании естественных переменных применялась технология метода расщепления. В случае нестационарного движения газа сначала определялись промежуточные значения потока массы, а затем из уравнения неразрывности находили давление. Узлы разностной сетки располагаются так, чтобы границы расчётной области находились на границах контрольных объёмов, а граничные условия связывали конвективные и диффузионные потоки импульса и других величин.

Границы течения в камерах сгорания ГТД очень сложны и «подгонка» к ним прямолинейной сетки трудоёмка. Кроме того, из криволинейности границ расчётной области вытекает, что часть узлов сетки в прямоугольной системе координат оказывается мнимой, так как будет расположена вне расчётной области. Другой очень серьёзный недостаток декартовой системы координат заключается в том, что сетка может локально сгущаться, не затрагивая оставшуюся часть расчётной области. Преимущество алгоритма, записанного в криволинейной системе координат, очевидно связано с тем, что по координатам, согласованным с направлением движения, информация передается кратчайшим путём [1, 2].

Особо следует остановиться на постановке граничных условий при решении эллиптической системы уравнений. Условия на входе в канал и выходе из него обычно не вносят значительных изменений в результаты расчёта. На входе в канал задают профили скорости и турбулентных характеристик. На выходе задают условия плоскопараллельного течения всех переменных. Влияние параметров в выходном сечении обычно охватывают несколько ячеек расчётной сетки вверх по потоку.

На стенках каналов касательная составляющая скорости сильно изменяется на расстоянии, значительно меньшем допустимого шага сетки. Ввиду этого при расчётах течений в каналах сложной формы используется полуэмпирический «закон стенки»

$$\frac{u_{\tau}}{\sqrt{\left(\frac{T_o}{\rho}\right)}} = \frac{1}{\alpha} \ln \left( E \frac{\sqrt{\frac{T_o}{\rho \delta}}}{\nu} \right), \quad (5)$$

где  $u_{\tau}$  - касательная составляющая скорости;

$T_o$  - напряжение трения на стенке;

$\delta$  - расстояние от стенки;

$\alpha$  и  $E$  - эмпирические константы;

$\alpha = 0,41$ ;

$E = 9,0$ .

Возможности метода расчёта продемонстрированы на примере расчёта современной камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-38. Камера сгорания имеет двух зонную конструкцию с выносными жаровыми трубами, которые в свою очередь содержат центральную горелку и карбюраторы. Разработанная методика сквозного аэродинамического расчёта и пакет программ, реализующий данную методику, обеспечили определение полей скоростей и давлений в кольцевых каналах и внутри выносной жаровой трубы и распределение температуры в этом модуле камеры сгорания. В модели рассматривалось течение газовой фазы, процесс испарения капель не учитывался. Двигатель спроектирован для работы в основном на газовом топливе. На рис. 1 для примера показаны векторы скорости потока среды в модуле камеры сгорания, полученные в результате расчёта по разработанной методике. На рис. 2 приведены изотермы потока газа в выносной жаровой трубе модуля камеры сгорания. На графике рис. 2 значения температур уменьшены в 1000 раз.

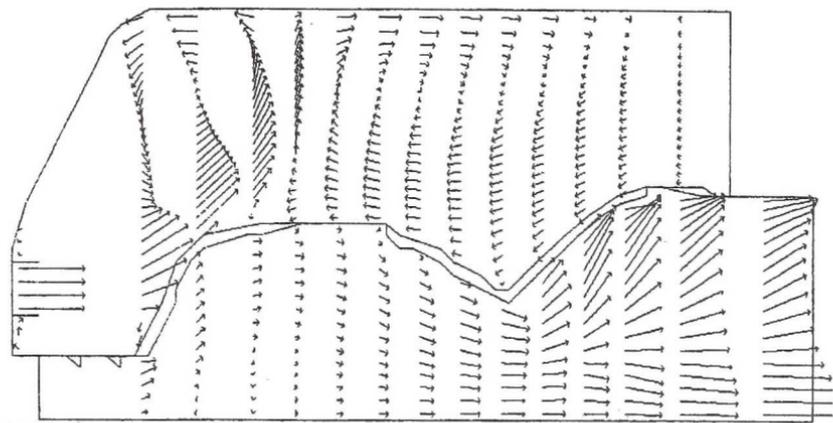


Рис. 1. Векторы скорости потока в модуле камеры сгорания

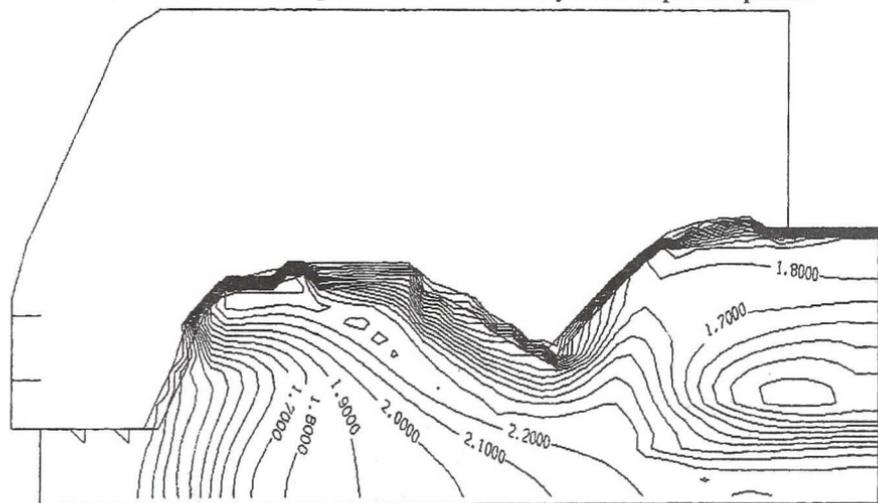


Рис. 2. Изотермы потока газа в жаровой трубе модуля камеры сгорания

На основании результатов численного исследования намечены пути совершенствования конструкции.

#### Список литературы

1. Патанкар Р.В. Турбулентные течения предварительно не перемешанных реагентов. В сб Турбулентные течения реагирующих газов. Под ред. Либби П., Вильямса Ф. Пер. С англ. — М.: Мир, 1983. — 325 с.
2. Shyy W., Braaten M.E. Three-dimensional analysis of the flows in a curved hudraulic turbine draft tube // Inter. J. For Numer. Meths. In Fluids, 1986, 6, 861.