

## ВАРИАНТНОЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБОКОМПРЕССОРА АВИАЦИОННЫХ ГТД

© 2006 И.Н. Крупенич, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин

Самарский государственный аэрокосмический университет

Составной частью разработанной на кафедре теории двигателей летательных аппаратов автоматизированной системы термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) ГТД различных типов и схем является подсистема проектирования проточной части турбокомпрессора АСТРА-ТК.

Как известно, проектирование проточной части турбокомпрессора завершает начальный уровень проектирования, который начинается с выбора параметров рабочего процесса двигателя, проектного термогазодинамического расчета и расчета его характеристик. Результаты термогазодинамического расчета на максимальном режиме в САУ при  $H=0$ ,  $M_{II}=0$  являются исходными данными для проектирования проточной части, а ее выбранный вариант используется в дальнейшем для проектирования узлов турбокомпрессора.

Задача формирования проточной части в равной степени относится как к теории и расчету авиационных двигателей, так и к теории и расчету лопаточных машин. Здесь приходится решать взаимосвязанные и противоречивые задачи, связанные с обеспечением эффективной работы турбокомпрессора, его минимальных габаритов и массы, заданного ресурса двигателя. Правильное их разрешение является необходимым условием для дальнейшего успешного проектирования двигателя.

Эта задача впервые была решена Холщевниковым К.В. для одновального ТРД [6], который предложил использование комплексного параметра, позволяющего согласовать компрессор и турбину по окружным скоростям с учетом обеспечения запаса прочности рабочих лопаток турбины по растягивающим напряжениям. Сосунов В.А. и Цховребов М.М. [3, 4], обобщили опыт разработки двухконтурных двигателей, что позволило ввести новые критерии и предло-

жить методологию проектирования проточной части.

Суть задачи согласования параметров турбокомпрессора, заключается в необходимости определения основных диаметральных размеров и числа ступеней компрессора и турбины, которое, как известно, при прочих равных условиях обратно пропорционально квадрату окружной скорости. Окружная скорость, в свою очередь, зависит от среднего диаметра компрессора (турбины) и частоты вращения ротора. Максимально допустимая частота вращения ротора определяется запасом прочности рабочих лопаток турбины и целым рядом других факторов. Все перечисленные параметры взаимосвязаны, и невозможно представить выбор оптимальных параметров турбокомпрессора без проработки ряда вариантов его компоновки, то есть проектирование проточной части должно быть вариантным. На основе указанных выше работ была разработана методика [5], которая легла в основу подсистемы вариантного проектирования проточной части турбокомпрессора авиационных ГТД.

Задача решается следующим образом. Прежде всего определяются площади всех характерных сечений проточной части  $F_i$ :

$$G_i = m_2 p_i^* F_i q(\lambda_i) / \sqrt{T_i^*},$$

поскольку величины расхода рабочего тела  $G_i$ , полного давления  $p_i^*$  и температуры  $T_i^*$  заданы, а значением приведенной скорости рабочего тела  $\lambda_i$  можно задаться, так как оно изменяется в сравнительно узком диапазоне [2].

Величинами  $F_i$  по формулам для площади кольцевого сечения однозначно определяются основные диаметральные размеры характерных сечений, если в каждом сечении известна хотя бы одна из шести величин

(периферийный  $D_{\Pi}$ , втулочный  $D_{ВТ}$ , средний  $D_{ср}$  диаметры, высота лопатки  $h_i$ , относительный диаметр втулки компрессора  $\bar{d}_{ВТ} = D_{ВТ}/D_{\Pi}$  или отношение среднего диаметра к высоте лопатки турбины  $(D_{ср}/h)$ ). Однако такой величиной во многих случаях задаться нельзя. Например, для одновального газогенератора целесообразно задаться числом ступеней турбины  $z_T$  (одна или две) и определить соответствующую окружную скорость, а частоту вращения определить из условий обеспечения запаса прочности рабочих лопаток турбины. Тогда диаметральные размеры оказываются зависимой переменной. Для компрессора целесообразно задаться его типом, то есть приведенной окружной скоростью на периферии рабочей лопатки первой ступени  $u_{к.п.пр}$ , которой определяется число ступеней. А величинами  $u_{к.п.пр}$  и частоты вращения определяются диаметральные размеры. В других случаях целесообразно задаться диаметрными размерами, например, из условия обеспечения заданных минимальных габаритов. По величинам частоты вращения и диаметру определяется окружная скорость, а следовательно и число ступеней.

Другими словами, для определения числа ступеней и диаметральных размеров одновального газогенератора простая система из четырех уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} u_{к.ср} = \pi \cdot D_{к.ср} \cdot n \\ u_{т.ср} = \pi \cdot D_{т.ср} \cdot n \\ L_T = z_T \cdot u_{т.ср}^2 \cdot \eta_T^* / (2 \cdot u_T^{*2}) \\ L_K = z_K \cdot \bar{H}_{к.ср} \cdot u_{к.ср}^2 \end{array} \right. \quad (1)$$

$$(2)$$

$$(3)$$

$$(4)$$

может быть решена по-разному, поскольку в ней 9 неизвестных величин: частота вращения  $n$ , количество ступеней компрессора  $z_K$  и турбины  $z_T$ , их диаметральные размеры  $D_{к.ср}$  и  $D_{т.ср}$ , окружные скорости на среднем диаметре  $u_{к.ср}$  и  $u_{т.ср}$ , коэффициент напора компрессора  $\bar{H}_{к.ср}$  и параметр на-

груженности турбины  $u_T^*$ . Следовательно, любые пять из них должны быть приняты как независимые переменные.

Однако в качестве независимой переменной вместо окружной скорости на среднем диаметре компрессора  $u_{к.ср}$  целесообразно задаваться приведенной скоростью на периферийном диаметре входного сечения компрессора  $u_{к.п.пр.вх}$ , а вместо среднего диаметра  $D_{к.ср}$  ( $D_{т.ср}$ ), который может изменяться в широких пределах, целесообразно задаваться относительным диаметром втулки во входном сечении компрессора  $\bar{d}_{ВТ}$  (отношением  $D_{ср}/h$  в выходном сечении турбины) или высотой лопатки последней ступени компрессора (если заведомо известно, что она близка к минимально допустимому значению  $h = 15..17 \text{ мм}$ ). Если заказчиком заданы диаметральные габариты двигателя, то в качестве независимых переменных можно принять величины  $D_{к.п.вх}$  и  $D_{т.п.вых}$ .

Таким образом, в процессе проектирования проточной части двигателя постоянно возникает необходимость пересчета одних геометрических параметров (и, соответственно, окружных скоростей) на другие (в том числе, среднедиаметральные) параметры и окружные скорости. Например, если при известной частоте вращения ротора в качестве независимой переменной величины выбрана высота лопатки последней ступени компрессора, то вычисляются периферийный, средний и втулочный диаметры выходного сечения. Задаваясь формой проточной части, например  $D_{ВТ} = \text{const}$ , переходим к входному сечению и определяем соответствующие диаметры и высоту лопатки первой ступени компрессора. Далее определяем средний диаметр компрессора в целом  $D_{к.ср} = 0,5(D_{к.ср.вх} + D_{к.ср.вых})$ , а также соответствующую окружную скорость на среднем диаметре компрессора и его число ступеней. Следовательно, по указанным шести характерным геометрическим параметрам с учетом формы проточной части,

вычисляются потребные для решения системы уравнений (1) величины  $D_{к.ср}$ ,  $D_{т.ср}$  и  $u_{к.ср}$ .

Формулы, связывающие геометрические параметры входного и выходного сечений каждого узла, не включены в систему основных уравнений согласования (1)...(4), поскольку число параметров неопределенно велико (особенно если рассматривать двигатели различных типов и схем), а их пересчеты не затрагивают суть решаемой задачи. Не включены также формулы для расчета частоты вращения ротора из условия обеспечения запаса прочности рабочих лопаток турбины по растягивающим напряжениям. Такой подход позволяет существенно упростить постановку задачи и сделать ее решение в подсистеме АСТРА-ТК простым и понятным.

Итак, при проектировании проточной части одновального турбокомпрессора нужно определить девять неизвестных величин, которые будем называть параметрами согласования; из них пятью величинами и формой проточной части нужно задаваться как независимыми переменными. Укрупненный алгоритм расчета числа ступеней и диаметральных размеров проточной части турбины газогенератора, а также его компрессора приведен на рис. 1.

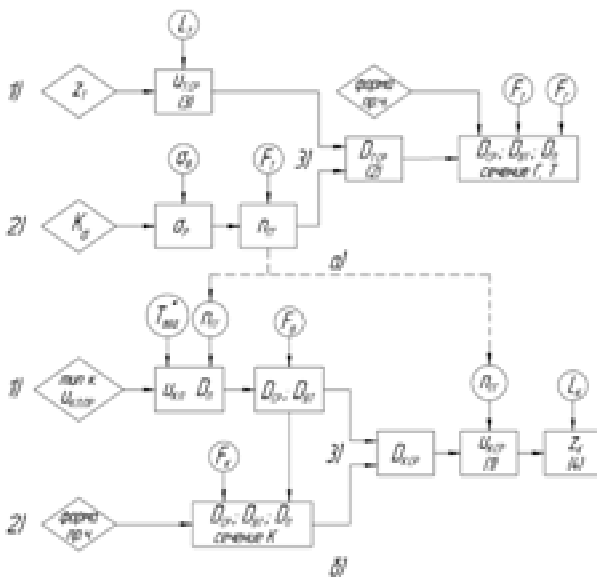


Рис. 1. Укрупненный алгоритм расчета числа ступеней и диаметральных размеров проточной части турбины (а) и компрессора (б) газогенератора

Для двухвального турбокомпрессора (в том числе для двухвального ТРДД без подпорных ступеней) число уравнений и неизвестных удваивается, а для двухвального ТРДД с подпорными ступенями прибавляется ещё два уравнения

$$z_{пс} = \frac{L_{пс}}{\bar{H}_{пс.ср} \cdot u_{пс.ср}^2} \quad (5)$$

$$u_{пс.ср} = \pi D_{пс.ср} n_{нд}, \quad (6)$$

и четыре ( $z_{пс}$ ,  $u_{пс.ср}$ ,  $\bar{H}_{пс.ср}$  и  $D_{пс.ср}$ ) неизвестных величины (частота вращения ротора подпорных ступеней равна частоте вращения ротора вентилятора).

Из сказанного следует, что при проектировании проточной части турбокомпрессора двигателя наиболее распространенной схемы – двухвального ТРДД с подпорными ступенями – приходится иметь дело с 22 параметрами согласования, из которых 12 являются независимыми переменными и ими необходимо задаваться в процессе расчета, а 10 определяются с помощью указанных выше формул. При этом пользователь сам решает, какие величины принять в качестве независимых переменных, а какие будут получены в результате расчета. Такой подход расширяет возможности вариантного проектирования проточной части, не имеющего жесткой последовательности вычисления параметров и определенного набора исходных данных, но практически он может быть реализован только с помощью автоматизированной подсистемы, какой и является АСТРА-ТК, интерфейс которой представлен на рис. 2.

Ключевая задача согласования компрессора и турбины по окружным скоростям решается в ней отдельно для газогенератора и турбовентилятора.

Подсистема позволяет также решать задачу в упрощенной постановке, а именно при условии, что коэффициенты напора  $\bar{H}_{ср}$  для компрессора и нагруженности  $u_T^*$  для турбины задаются по умолчанию согласно рекомендациям.

В этом случае число независимых переменных сокращается на два, и достаточно (при условии, что частота вращения определяется из условия обеспечения запаса проч-

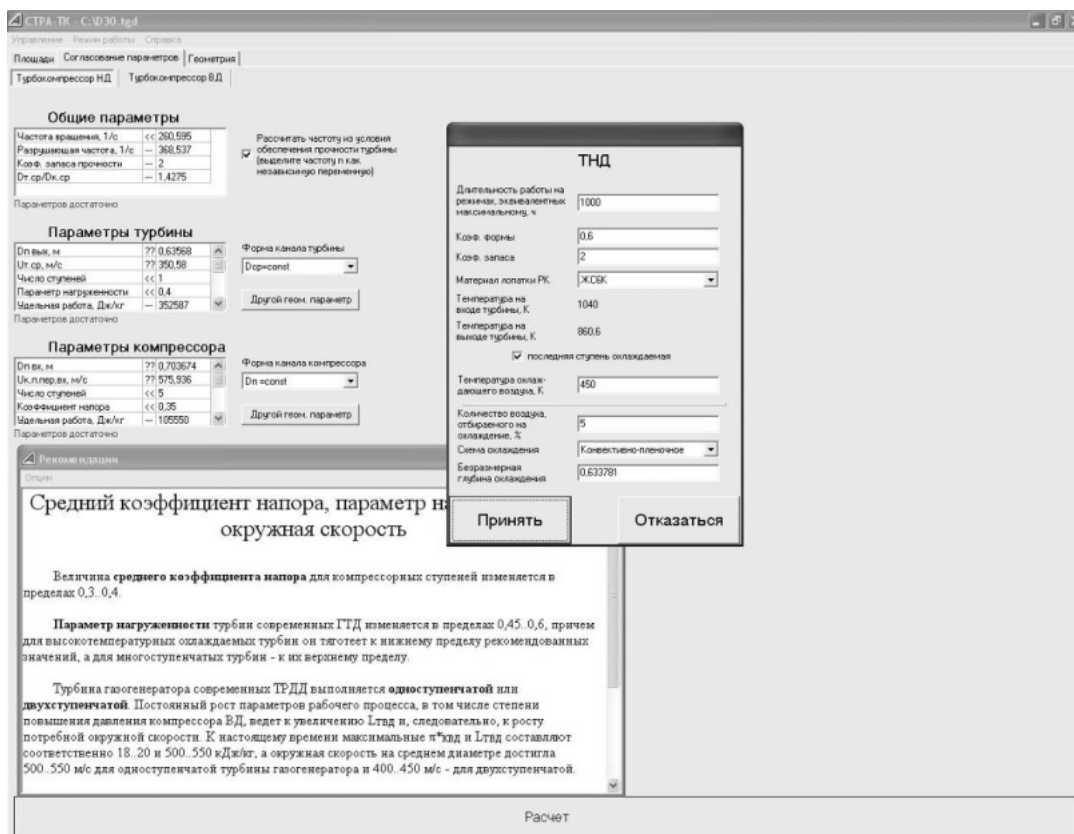


Рис. 2. Интерфейс подсистемы АСТРА-ТК

ности) задаться, например, числом ступеней турбины и типом компрессора, чтобы определить диаметральные размеры и число ступеней.

После решения задачи согласования выполняется детальный расчет геометрических параметров ступеней: высоты рабочих лопаток ступени  $h_{л.рк}$ , ширины рабочих лопаток  $S_{л.рк}$ , ширины лопаток направляющих аппаратов  $S_{л.на}$ , осевого зазор  $\Delta_s$  и радиального зазора  $\Delta_r$  [1]. Соответственно выполняется построение детализированной схемы проточной части. Два варианта такой схемы турбокомпрессора, спроектированного по результатам проектного расчета двухвального ТРДД с высокими параметрами рабочего процесса ( $\pi_{\Sigma}^* = 46,08$ ,  $T_2^* = 1900K$ ), большой степенью двухконтурности ( $m = 7$ ) и величиной суммарного расхода воздуха  $G_6 = 1000 \frac{kg}{c}$ , и отличающиеся главным образом числом ступеней турбины ВД приведены на рис. 3.

Из рисунка видно, что увеличение числа ступеней привело к существенному снижению диаметра газогенератора и увеличению длины двигателя. Предполагается, что в дальнейшем варианты проточной части будут сравниваться, а параметры оптимизироваться, в том числе по массе и критериям эффективности летательного аппарата.

После выбора и расчета всех требуемых параметров детализированной схемы подсистема позволяет сохранить её в формате DXF для вывода в CAD-системах.

Подчеркнем в заключение следующие особенности подсистемы:

- модульное построение;
- возможность работы в упрощенном и полном режимах;
- возможность передачи данных во внешние программы (MS Excel, КОМПАС, AutoCad, Unigraphics, ADEM, и др.);
- ограничение на выбор исходных параметров расчета при попытке создания недопустимой их комбинации;
- дифференцированное представление информации в соответствии с этапами расчета,

наглядно оценивать их влияние на облик

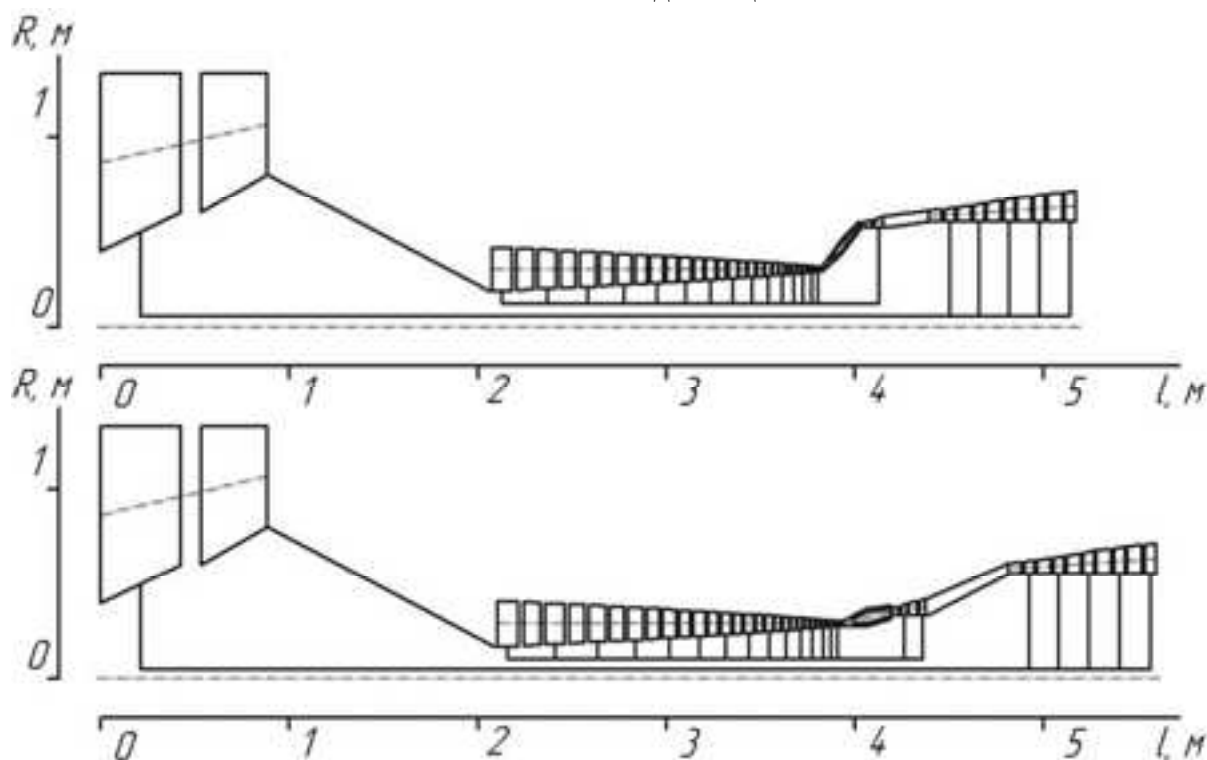


Рис. 3. Сравнение схем проточной части вариантов двухвального ТРДД с одной и двумя ступенями турбины ВД

- выдача указаний пользователю о выходе определенных параметров турбокомпрессора за пределы рекомендованных значений;
- проектирование проточной части, в том числе и построение ее схемы, выполняется целиком в компьютерной среде.

Система рассчитана на пользователя, имеющего навыки работы с персональным компьютером, а также знания в области теории двигателей.

Кроме того, данная система ориентирована на использование ее в учебном процессе, что позволит студентам осуществлять вариантное проектирование, исследовать взаимосвязь параметров турбокомпрессора и

проточной части. Это позволяет получить более глубокие знания в области теории двигателей в процессе выполнения курсового и дипломного проектирования.

На рис. 4 представлены две схемы проточной части: полученная в программе АСТРА-ТК (с использованием исходных данных двигателя Д-30КУ) и истинной схемы двигателя Д-30КУ. На основании этого рисунка можно судить об адекватности разработанной методики проектирования проточной части турбокомпрессора.

#### Список литературы

1. Кузьмичев В.С., Трофимов А.А. Проектный расчет основных параметров

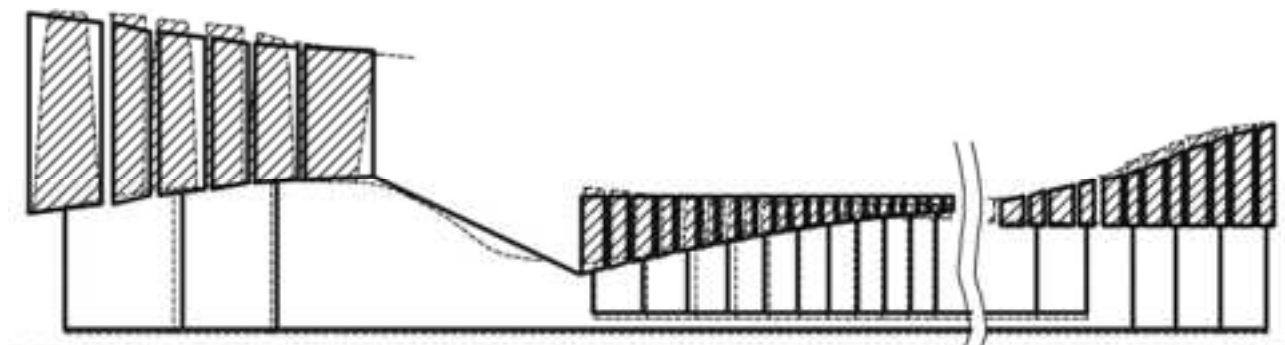


Рис. 4 – Сравнение схем проточной части:  
 - - - - - истинная схема двигателя Д-30КУ;  
 ————— схема, полученная с помощью подсистемы

турбокомпрессоров авиационных ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1990. – 72 с.

2. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн. 2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. М.: Машиностроение, 2003. – 616 с.: ил.

3. Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1 (725 с.). Кн.2 (616 с.) / Под общей ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М.: Машиностроение, 2000.

4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В.П. Деменчонок и др.; Под

ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. - 432 с.

5. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / С.К. Бочкарев, В.С. Кузьмичев и др.; Под общ. ред. В.В. Кулагина. М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

6. Холщевников К.В. Некоторые вопросы теории и расчета ТРД. М.: Оборонгиз, 1960. 118 с.

## **AUTOMATED VARIANT AIRCRAFT GTE TURBOCOMPRESSOR FLOW PATH DESIGNING**

© 2006 I.N. Krupenich, V.S. Kuzmichev, V.V. Kulagin

Samara State Aerospace University

The article describes the problem of GTE turbocompressor flow path designing and the computer-aided subsystem created for solving it.