

ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН В СИСТЕМЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГТД



ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова":

Алексей Сергеевич Дрыгин, старший научный сотрудник, к.т.н.

Александр Александрович Евстигнеев, научный сотрудник

Анатолий Сергеевич Полев, начальник отдела, д.т.н.

Юрий Александрович Эзрохи, начальник сектора, к.т.н.

Разработана и адаптирована в системе газогенератора математическая модель многоступенчатого осевого компрессора, основанная на результатах экспериментальных исследований лопаточных венцов в виде зависимостей углов отставания и коэффициентов потерь от геометрических параметров на среднем радиусе струйки тока (углов установки, толщины и кривизны профиля, длины хорды, густоты), угла атаки и скорости набегающего потока. Продемонстрированы возможности изложенной методики на примере исследования влияния некоторых вторичных факторов на характеристики компрессора в системе газогенератора.

The mathematical model of the multistage axial compressor in engine core has been developed and verified. This model based on test results of compressor blade rows which deviation angles and pressure losses have been researched as functions of middle radius geometric parameters (in-stallation angles, a profile thickness and curvature, chord length, solidities and others), an attack angle and flow velocity. Developed mathematical model capabilities have been demonstrated by example research of some secondary factors influence engine core compressor characteristics.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, лопаточный венец, многоступенчатый осевой компрессор, расчет характеристик многоступенчатого осевого компрессора, повенцовая модель компрессора.

Keywords: aviation gas turbine engine, blade row, multistage axial compressor, calculation of multistage axial compressor performances, compressor blade row mathematic model.

В настоящее время при создании авиационных газотурбинных двигателей широко применяется математическое моделирование различного уровня сложности. Получение наиболее достоверных данных о двигателе с помощью его математической модели (ММ) зависит от детальности моделирования составляющих двигатель узлов и элементов, прежде всего лопаточных машин (вентилятора, компрессора, турбин). Наиболее, распространенный способ описания этих узлов в математической модели ГТД производится, с помощью характеристик, позволяющих описывать каждый элемент в целом как "черный ящик" с четко выраженными входными и выходными параметрами, что по принятой классификации [1] соответствует нулевому уровню моделирования узлов и первому уровню моделирования двигателя в целом.

Однако при математическом моделировании работы авиационного двигателя часто необходимо применять более детальное описание его узлов в системе ГТД. Задача заключается в выборе рациональных подходов к построению таких моделей и особенно способов описания вентиляторов и компрессоров в математической модели двигателя, отвечающих некоторым, во многом противоречивым, требованиям. Среди них, например, такие:

- ограничение объема алгоритмов, неизбежное при их включении в математическую модель двигателя, не должно приводить к значительной потере информации о характерных особенностях течения (потери, углы поворота, "запирание горла" межлопаточного канала и др.);

- математические модели, применяемые для определения параметров вентиляторов и компрессоров, должны быть работоспособны во всем диапазоне эксплуатационных режимов двигателя (в том числе на режимах автототации, малого газа, запуска, для обеспечения приёмности и др.);

- при математическом моделировании процессов в узлах и элементах ГТД необходимо исключить разрывы функций и другие случаи, вызывающие нарушение устойчивости вычислительных процессов, что позволит использовать наиболее эффективные алгоритмы, основанные на решении больших систем определяющих уравнений [2].

Основная трудность состоит в том, что методы расчета, применяемые при проектировании и доводке лопаточных машин, нельзя непосредственно использовать в математической модели ГТД, так как они не удовлетворяют в полной мере перечисленным

требованиям. Развитие и совершенствование этих методов приводит к их дальнейшему углублению и, соответственно, усложнению (например, созданию трехмерных моделей), что существенно повышает информативность и достоверность получаемых результатов, но еще больше увеличивает разницу между уровнем моделирования течения в элементах ГТД и более низким уровнем моделирования двигателя в целом. Методы повенцового расчёта лопаточных машин в системе двигателя, основанные на обобщении экспериментальных характеристик их лопаточных венцов, занимают промежуточное положение и позволяют, чрезмерно не усложняя ММ газотурбинного двигателя, отражать основные особенности рабочего процесса в элементах его компрессоров и турбин.

Работы по отдельным направлениям создания математических моделей высокого уровня, направленные на преодоление этой разницы, проводились в ЦИАМ [1, 3, 4], ВВИА им. Н.Е. Жуковского [5, 7], Казанском авиационном институте [6] и других организациях.

В данной работе на примере математической модели газогенератора исследовались особенности применения ММ авиационных ГТД с полным повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя. При создании повенцовой математической модели турбины была использована ранее разработанная методика, изложенная в [1, 9], которая здесь подробно не рассматривается.

Для описания осевого компрессора в системе двигателя за основу был взят метод повенцового расчёта его характеристик в двухмерной постановке с помощью статистических обобщений эмпирических данных, разработанный в [7] и доработанный в [8].

Исходными данными для расчёта являлись конструктивные геометрические параметры профиля и межлопаточного канала, а также газодинамические параметры потока во входном сечении.

Поток газа, протекающего через лопаточные венцы, заменяется совокупностью осесимметричных струек тока. Расход газа в струйке тока по длине компрессора считается неизменным. Положение струек тока в межвенцовых зазорах определяется с учётом радиального равновесия [10]:

$$\frac{c_u^2}{r} + \frac{w_s^2 \cos^2 \gamma}{2r^2} \frac{\partial (rtg\gamma)^2}{\partial r} - \frac{w_s^2}{\cos \gamma} \frac{\partial \gamma}{\partial s} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (1)$$

Первое слагаемое в левой части уравнения (1) учитывает закрутку потока, второе - наклон меридиональных линий тока, а

третье - их кривизну. Для определения величины второго и третьего слагаемого требуется построение вычислительной сетки, что значительно усложняет математическую модель компрессора и затрудняет её использование в качестве составной части математической модели двигателя. Поэтому было принято допущение о том, что меридиональные линии тока в межвенцовых зазорах имеют цилиндрическую форму ($\text{tg } \gamma = \partial \gamma / \partial s = 0$). В этом случае уравнение радиального равновесия сильно упрощается и принимает следующий вид

$$\frac{c_u^2}{r} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial r}.$$

Параметры потока в каждой струйке на её среднем радиусе перед лопаточным венцом считаются известными из расчёта предыдущего венца, а после него - определяются по обобщениям экспериментальных характеристик элементарных лопаточных венцов, при этом осевая составляющая скорости потока подбирается так, чтобы в каждой струйке тока обеспечить заданный расход воздуха. Неизвестные для каждого сечения за j -м лопаточным венцом (рис. 1) величины $r_{\text{стр},i}$ и c_{oi} , $i = 1 \dots n_{\text{стр}}$ определяются из решения системы

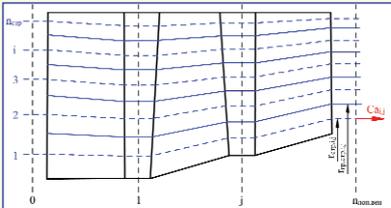


Рис. 1. Модель протекания осесимметричных струек тока через лопаточные венцы

уравнений

$$\begin{cases} G_{i,j} = G_{i,0}, \quad i = 1 \dots n_{\text{стр}}, \quad j = 1 \dots n_{\text{лоп.вен}} \\ \sum_{i=1}^{n_{\text{стр}}} G_{i,j} = G_{\text{в}}, \quad j = 1 \dots n_{\text{лоп.вен}} \\ c_u^2 = \frac{1}{\rho_{\text{гр.стр},i,j}} \frac{\partial \rho_{\text{гр.стр},i,j}}{\partial r_{\text{гр.стр},i,j}}, \quad i = 1 \dots (n_{\text{стр}} - 1), \quad j = 1 \dots n_{\text{лоп.вен}} \end{cases}$$

В расчётах по изложенной выше методике могут быть использованы любые обобщенные характеристики элементарных лопаточных венцов.

Для тестирования описанной выше методики выполнены расчёты модельной ступени МС-1А (ВНА+ПК+НА, $D_k = \text{const}$), течение в которой было подробно исследовано в [11]. Результаты расчёта ступени МС-1А по изложенной выше методике с использованием обобщенных экспериментальных характеристик элементарных лопаточных венцов, описанных в [8], представлены на рис. 2. Сплошная линия - экспериментальные данные, маркеры - результаты расчёта. Экспериментальные характеристики снимались только на пониженных оборотах, и как видно из рисунка, на этих, существенно отличающихся от проектного режимах работы, наблюдается значительное расхождение результатов расчёта и эксперимента.

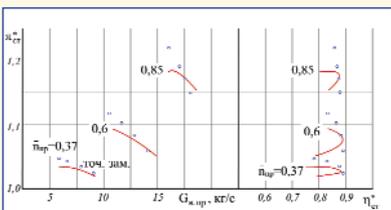


Рис. 2. Результаты расчёта характеристик модельной ступени МС-1А без согласующих поправок

Для согласования результатов расчёта и эксперимента были введены поправки на величину коэффициента потерь и угла отставания потока, отклонения значений которых от единицы при безотрывном обтекании лопаточных венцов не превышают 10%; на режимах, близких к границе устойчивой работы или заперению компрессора, они могут существенно возрастать. Результаты расчёта с такими поправками представлены на рис. 3.

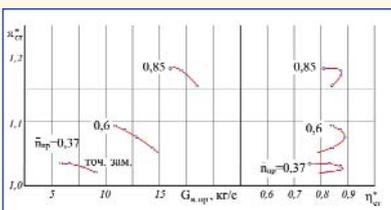


Рис. 3. Результаты расчёта характеристик модельной ступени МС-1А с согласующими поправками

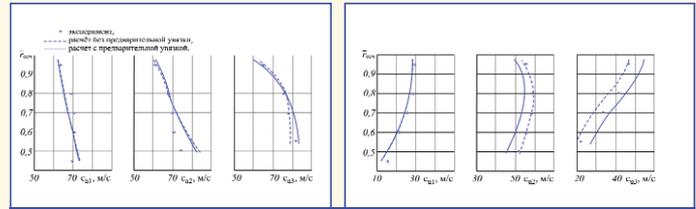


Рис. 4. Распределение кинематических параметров газового потока по высоте лопаток модельной ступени МС-1А

На рис. 4 показано распределение параметров потока по радиусу в осевых зазорах модельной ступени МС-1А при относительной частоте вращения $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,37$ (окружная скорость в концевом сечении рабочих лопаток $u_k = 130 \text{ м/с}$), и $\bar{c}_{10} = 0,48$. На характеристике ступени (рис. 2 и 3) точка с такими параметрами отмечена как "точка замера".

Частным случаем рассматриваемой методики является расчёт параметров лопаточного венца только по среднему радиусу. Для определения особенностей такого подхода были выполнены расчёты 9-ступенчатого модельного компрессора (МК), по которому имеется большое количество экспериментальных и расчётных данных.

На рис. 5 приводится распределение по ступеням МК затраченного H_z и адиабатического $H_{\text{ад}}$ напора. Сплошной линией показаны результаты расчёта по повенцовой ММ, а маркерами - проектные данные. Видно удовлетворительное совпадение результатов расчёта и проектных данных.

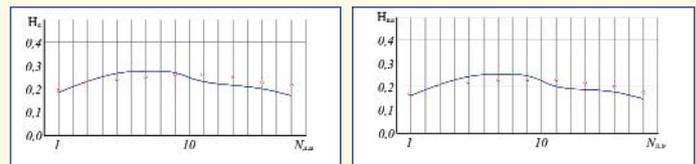


Рис. 5. Результаты расчёта характеристик лопаточных венцов МК

Для демонстрации возможностей изложенной выше методики было исследовано влияние некоторых вторичных факторов на характеристики компрессора в системе ГТ.

На рис. 6,а показано положение напорных веток МК при различной установке регулируемых направляющих аппаратов, причём эта установка может не совпадать с заданной штатной программой регулирования. Видно, что прикрытие направляющих аппаратов приводит к снижению степени повышения давления и смещению напорных веток на меньшие расходы воздуха.

Кроме того, было исследовано влияние величины радиальных зазоров в компрессоре на его характеристики. Расчёты проведены для исходного значения радиальных зазоров и увеличенного на 50%. На рис. 6,б представлены характеристики компрессора, соответствующие разной величине радиального зазора. Напорные ветки соответствуют относительной приведенной частоте вращения $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,9 \dots 1,0$.

Видно, что при увеличении радиальных зазоров на 50% к.п.д. компрессора снижается на 1,5...2,5%, происходит смещение напорных ветвей компрессора в сторону уменьшения расхода воздуха, при этом вид напорных линий также искажается. При значении $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,0$ расход воздуха уменьшается примерно на 0,5...1% (в области рабочих значений Δk_v). Наибольшее уменьшение расхода воздуха наблюдается для напорной ветви $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,9$ и достигает ~2%.

Разработанная математическая модель позволяет также исследовать влияние и других вторичных факторов на характеристики ГТ перспективных ГТД. В качестве примера было определено возможное влияние

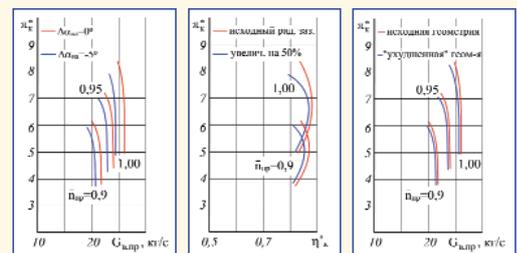


Рис. 6. Влияние вторичных факторов на характеристики МК

яние погрешности в производстве лопаток компрессора. Как известно, наиболее распространённым отклонением в процессе изготовления элементов компрессора является "утонение" кромок лопаток при полировке и фрезеровании. Это приводит к изменению конструктивных углов входа и выхода, а также к уменьшению относительной толщины профиля. Для учёта влияния этих отклонений в ММ входные конструктивные углы лопаток были увеличены на 2 %, а относительные толщины профилей уменьшены на 1 %, что является вполне вероятным диапазоном разброса соответствующих параметров в процессе производства. Результаты расчёта представлены на рис. 6, в. Видно, что "отклонение" геометрии компрессора привело к снижению его производительности и напорности. Было также отмечено некоторое снижение к.п.д.

Таким образом, из представленных выше результатов следует, что разработанная методика, в основном, правильно отражает особенности газовой динамики и может быть использована для расчёта в системе математической модели двигателя осесимметричного течения потока в компрессоре. 

Литература

1. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. / Под ред. С.М. Шляхтенко и В.А. Сосунова.-М.: Машиностроение.- 1979.
2. Минимизация в инженерных расчетах на ЭВМ.-М.: Машиностроение.-1981.
3. Биргер И.А. Основы автоматизированного проектирования. // Изв. ВУЗов "Машиностроение".-1977.-№ 8.
4. Эзрохи Ю.А. Математическое моделирование авиацион-

ных ГТД с повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя. // Вопросы авиац. Науки и техники. Сер Авиац. Двигателестроение, 1995, № 2.

5. Егоров И. Н., Ефимов И. А. и др. Влияние управления направляющими лопатками турбокомпрессора на дроссельные характеристики двухконтурного двигателя. // Изв. ВУЗов. "Авиационная техника".- 1989.-№ 4.

6. Программный комплекс ГРАД. Описание применения. Универсальная математическая модель ГТД.- Казань.- 1988.

7. Колосов Л.С., Фомин В.Н. Расчет характеристик осевого компрессора с учетом пространственности потока. НММ по вопросам теории и конструкции ГТД. М., ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1978, стр.98-114.

8. Дрыгин А.С. Математическое моделирование многоступенчатого компрессора. НММ по рабочему процессу и характеристикам авиационных силовых установок. М., ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1996, стр.56-64.

9. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. М., Труды ЦИАМ №832, 1979, 45 стр.

10. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин. - М.: Машиностроение, 1986.

11. Аэродинамические исследования больших удлинений лопаток осевых компрессоров. / ХАИ. Технический отчёт №73040810 - 1974.