

УДК 621.452.3.037.015.2

Л.Г. ВОЛЯНСКАЯ

Национальный авиационный университет, Украина

ПРОБЛЕМА ПРЕДЕЛЬНОЙ ПРИЕМИСТОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД И ВОЗМОЖНОСТИ ЕЕ РЕШЕНИЯ НА ОСНОВЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОМПРЕССОРОВ

Рассмотрены основные этапы решения задач обеспечения предельной газодинамической устойчивости авиационных ГТД на основе аэродинамического совершенствования характеристик многоступенчатого осевого компрессора, обеспечивающего предельную приемистость ГТД. Показаны основные направления использования методов управления пограничным слоем в лопаточных венцах осевых компрессоров применительно к задачам разработки и оптимизации компрессоров.

газодинамическая устойчивость, приемистость, управление пограничным слоем, срыв потока, термогазодинамический расчет, модернизация и разработка перспективных двигателей

Введение

Одним из основных требований к эксплуатационной надежности авиационных ГТД являются требования по обеспечению устойчивой работы ГТД на переходных режимах. Эти требования становятся более актуальными с учетом эксплуатационных факторов, к которым относятся: входная неравномерность потока; переходные процессы, связанные с изменением степени дросселирования, осуществлением приемистости; изменение геометрии, связанное с нарушением размеров и формы лопаточных венцов в результате механического повреждения компрессора и эрозии лопаток.

1. Формулирование проблемы

Большой диапазон высот и скоростей полета современных маневренных самолетов вызывает необходимость изменения в широких пределах режимов работы их двигателей. В свою очередь диапазон режимов работы двигателей ограничен устойчивой работой компрессора (газодинамической устойчивостью) и рядом других факторов, характеризующих устойчивость термогазодинамических процессов и прочность элементов двигателя [1].

При разработке многоступенчатых компрессоров сложной проблемой является согласование режимов работы последовательно расположенных ступеней, так чтобы поток на выходе из одной ступени был согласо-

ван с последующей ступенью. Эта проблема становится более актуальной по мере увеличения общей степени повышения давления в компрессоре, так как для высоконапорных компрессоров труднее достичь приемлемого компромисса между характеристиками ступеней на максимальных и на пониженных режимах, особенно на режимах запуска двигателя.

Улучшить показатели устойчивости компрессора и двигателя в целом можно за счет применения управления обтеканием лопаток [2]. В этой связи применение методов активного и пассивного управления пограничным слоем в компрессорах авиационных ГТД преследует следующие цели:

- совершенствование объемно-массовых характеристик и удельных параметров ГТД путем повышения аэродинамической нагруженности лопаточных венцов ступеней;

- совершенствование удельных параметров авиационных ГТД за счет повышения аэродинамического совершенствования лопаточных венцов в осевом компрессоре;

- улучшение динамических характеристик ГТД во всем диапазоне эксплуатационных режимов и, как следствие, увеличения температуры газа перед турбиной до значений, обеспечивающих предельную приемистость ГТД за счет повышения предельной аэродинамической нагруженности лопаточных венцов.

2. Анализ возможностей реализации предельной приемистости ГТД

В проточной части осевого компрессора воздушный поток имеет сложную, пространственную структуру. Трехмерное течение трудно поддается расчету, так как при этом необходимо учитывать большое количество факторов. Наиболее надежным является получение характеристик путем экспериментального испытания компрессора на стенде. В то же время на этапах предварительного проектирования ГТД необходимо иметь максимально достоверные характеристики всех элементов двигателя и в первую очередь – компрессора. Это позволяет оценить соответствие параметров и характеристик компрессора для обеспечения всех режимов работы авиационного ГТД и эффективность предлагаемых мероприятий по совершенствованию внутренней аэродинамики.

В известных исследованиях зарубежных и отечественных авторов [3 – 5] рассматриваются, в основном, три метода расчета характеристик, основанные на:

- использовании характеристик плоских решеток, полученных экспериментальным или расчетным способами;
- использовании характеристик отдельных (модельных) ступеней для проектируемого (натурного) многоступенчатого компрессора;
- полном моделировании с использованием характеристик ранее созданных компрессоров.

Метод расчета проточной части многоступенчатого компрессора и его характеристик по характеристикам плоских решеток разработан и развит Хауэллом, Эккертом, Хайнсом, Холщевниковым и др. В основе данного метода лежит решение задачи о течении воздуха в проточной части компрессора. В зависимости от принятых допущений реализуется три типа задач: трехмерная, двумерная и одномерная (расчет на одном сечении по радиусу).

Наиболее точно процессы, происходящие в компрессоре, отражают сложные пространственные модели. Несколько проще решается система уравнений в двумерной постановке. Но наиболее широкое рас-

пространение в практике предварительных расчетов получила одномерная задача. Интегральные характеристики по высоте рабочего колеса заменяются аэродинамическими характеристиками плоских решеток профилей на среднем радиусе. С их использованием определяются напор венца и профильные потери, а влияние пространственных эффектов учитывается введением экспериментально определенных поправок. Основными недостатками такого метода являются неполный учет влияния физических процессов, происходящих во вращающейся решетке, например, пространственного характера потока, действия центробежных сил, взаимного влияния решеток в ступенях, концевых явлений и т.д.

Возможность получения обобщенных аэродинамических характеристик решеток с различными видами управления пограничным слоем позволяет использовать данный метод для предварительной оценки влияния управления, распределения работы между ступенями и других особенностей компрессора. Этот метод несколько проще и менее трудоемок, по сравнению с расчетом по методу обобщенных характеристик ступеней. Практическое применение метода обобщенных характеристик ступеней для расчета характеристик компрессора осложняется отсутствием в настоящее время характеристик ступеней с управлением пограничным слоем, недостаточной изученностью деформации поля скоростей и других форм влияния отдельных ступеней друг на друга при их совместной работе в компрессоре. Для его дальнейшего развития необходимо иметь достаточно большую базу экспериментальных данных по характеристикам ступеней осевых компрессоров с управлением пограничным слоем. Динамические характеристики двигателя определяются диапазоном изменения угла атаки решеток от номинального до критического (срывного) режима. На характеристиках компрессора изменение положения рабочей точки при приемистости определяется темпом изменения степени подогрева $\Delta = T_{\Gamma}^* / T_{\text{H}}^*$ и приближением рабочей точки к границе газодинамической устойчивости.

Оптимальная приемистость достигается определенным законом изменения расхода топлива, который обеспечивает минимальное время приемистости при изменении параметров в области допустимых режимов работы двигателя. Анализируя динамические характеристики двигателя, рассматривают граничные переходные процессы, которые определяют максимально возможный темп увеличения или уменьшения тяги двигателя. Фактическое время приемистости больше теоретического из-за неоптимальности закона подачи топлива, недостаточности запаса устойчивости компрессора, наличия допусков на величину расхода топлива при приемистости и разброса параметров на границе устойчивости.

3. Методика оценки динамических характеристик авиационных ГТД

Требования, предъявляемые к решению задач модернизации современных и разработке перспективных авиационных двигателей, являются жесткими. Как правило, удовлетворение по одному из них приводит к несоблюдению других. Случается, что созданный объект не полностью удовлетворяет требованиям, указанным в проекте. В таком случае начинается этап доводки, сопровождающийся внесением в проект соответствующих изменений на основании проводимых испытаний. Экспериментальные исследования технически трудны и экономически дороги. Использование численного моделирования при решении этих проблем дает полную информацию в короткие сроки и является весьма перспективным. Немаловажную роль играет и экономический фактор. Численный эксперимент, во-первых, дешевле натурного и, во-вторых, дает возможность проанализировать влияние различных методов на повышение газодинамической устойчивости и оценить возможность совершенствования динамических характеристик двигателя.

В процессе численного моделирования процесс принятия решений носит поэтапный характер и основан на принципе оптимальности. На рис. 1 показана блок-схема методики оценки газодинамической

устойчивости газотурбинных двигателей на переходных режимах работы (при приемистости).

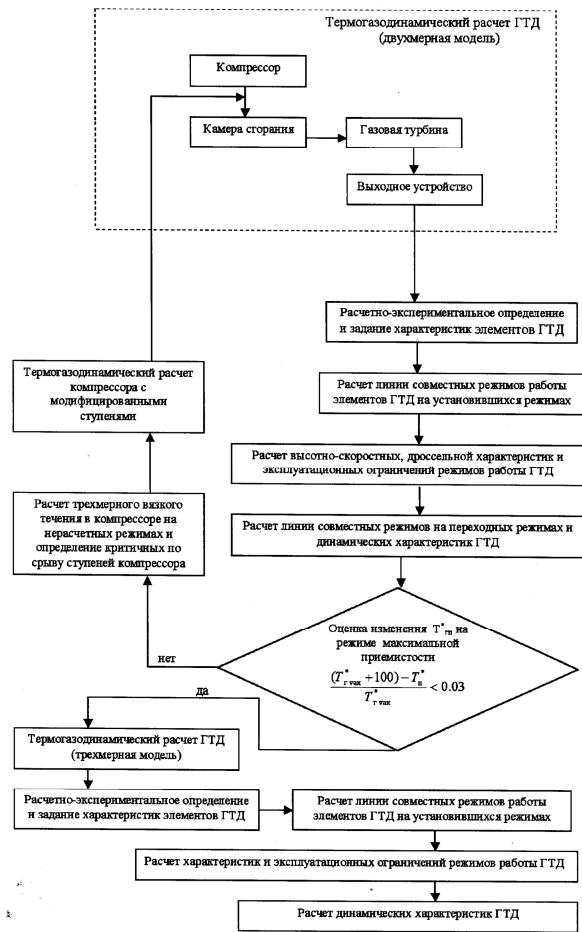


Рис. 1. Блок-схема методики оценки газодинамической устойчивости ГТД

На первом этапе проводится термогазодинамический расчет двигателя на основе методик, использующих одномерную или двумерную модели течения в проточной части двигателя. В результате термогазодинамического расчета получаем первую редакцию геометрических параметров лопаточных венцов компрессора и других элементов двигателя.

На втором этапе определяются расчетным или расчетно-экспериментальным путем характеристики компрессора первой редакции, а также других элементов двигателя. На третьем этапе на основе рассмотрения совместной работы элементов двигателя с компрессором первой редакции рассчитываются линии рабочих режимов для установившихся режимов.

На четвертом этапе рассчитываются эксплуатационные (высотно-скоростные) характеристики двигателя с компрессором первой редакции и определяют

ся основные эксплуатационные ограничения. На пятом этапе рассчитываются динамические характеристики двигателя с компрессором первой редакции и определяются зависимости изменения запасов газодинамической устойчивости и температуры газа перед турбиной при максимальной (предельной) приемистости двигателя. На шестом этапе производится сравнение температуры газа перед турбиной при предельной приемистости двигателя $T_{г.пр}$ с максимально допустимыми значениями кратковременного заброса температуры газа перед турбиной $T_{г.мах} + 150$. При значениях температуры $T_{г.пр}$, близких к $T_{г.мах}$ (что определяется условиями расчета), возможности совершенствования процесса приемистости ГТД повышением газодинамической устойчивости ступеней к срыву потока считаются исчерпанными. При значениях $T_{г.пр}$, меньших $T_{г.мах}$, производится последовательная замена лопаточных венцов компрессора, начиная с первой ступени, до выполнения условия сравнения. На этом этапе на основе анализа течения в многоступенчатом компрессоре на режиме приемистости определяются "критичные" по срыву потока ступени компрессора и производится перепрофилирование лопаточных венцов этих ступеней на лопаточные венцы с управлением обтеканием лопаток, имеющие более высокий запас по срыву потока. Определяются параметры модифицированных лопаточных венцов, которые обеспечивают заданные условиями расчета изменение запаса газодинамической устойчивости компрессора и, соответственно, максимальные значения температуры газа перед турбиной. Сначала производится перепрофилирование (модернизация) одной ступени. Оптимизация параметров лопаточных венцов с управлением обтеканием производится с учетом их напряженно-деформированного состояния.

С учетом перепрофилированного лопаточного венца одной ступени выполняются последовательно с первого по шестой все этапы определения динамических характеристик двигателя с компрессором второй редакции, в котором заменены лопаточные венцы одной ступени. После выполнения шестого этапа (сравнения температуры газа перед турбиной $T_{г.пр}$ при предельной приемистости двигателя с компрес-

сором второй редакции с максимально допустимыми значениями кратковременного заброса температуры газа перед турбиной $T_{г.мах} + 150$) делается вывод либо о необходимости дальнейшей модернизации последующих ступеней компрессора с заменой лопаточных венцов на венцы с управлением обтеканием, либо о достижении уровня предельной приемистости при максимально допустимых значениях температуры газа перед турбиной в режиме приемистости. После выполнения условия сравнения производится термогазодинамический расчет компрессора с последней редакцией лопаточных венцов на основе трехмерной модели течения вязкого сжимаемого газа с учетом термонапряженного состояния.

Заключение

Предлагаемая методика обеспечивает необходимую точность оценки даже в тех случаях, когда данная конструкция коренным образом отличается от прототипов. При таком подходе с использованием двумерной и трехмерной моделей течения удается выявить наиболее существенные особенности и произвести на этой основе эффективные мероприятия по устранению возникновения срыва.

Литература

1. Дмитриев С.А. Диагностирование проточной части газотурбинных двигателей на переходных режимах работы // К.: КМУГА, 1996. – 120 с.
2. Терещенко Ю.М., Митрохович М.М. Аэродинамика компрессоров с управлением отрывом потока. – К.: Институт математики НАН Украины, 1996. – 250 с.
3. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин Е.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
4. Аэродинамический расчет осевых компрессоров. – М.: ЦИАМ, 1964, пер. № 9185. – 841 с.
5. Хауэл А. Гидродинамика осевого компрессора. В кн.: Развитие газовых турбин. – М.: БНТ, 1947. – С. 42 – 56.

Поступила в редакцию 28.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук., проф. В.В. Панин, Национальный авиационный университет, Киев.