

УДК 621.44

Бойко Л.Г., канд. техн. наук,
 Бусургин А.В., канд. техн. наук,
 Грига А.Д., д-р, техн. наук,
 Демин А.Е.,
 Зубов Н.М.,
 Прокопович В.Г.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОПЫТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕЧЕНИЯ В СТУПЕНЯХ КОМПРЕССОРА, РАЗРАБОТКА ЭЛЕМЕНТОВ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

Известно, что 25% снижения удельного расхода топлива авиационных двигателей (АД) новых поколений прогнозируется обеспечить за счет улучшения параметров цикла и 75% — за счет повышения КПД узлов. Эти же тенденции касаются ГТД самого различного назначения входящих в состав энергетических установок (ЭУ). В связи с этим актуальными задачами исследований являются:

- определение параметров течения в периферийной области рабочих колес (РК) ступени осевого компрессора;
- исследование влияния формы и величины радиального зазора на параметры многоступенчатого осевого компрессора;
- нахождение оптимальной плотности решеток компрессора;
- построение алгоритма расчета пространственного течения в ступенях.

Для определения параметров трехмерного пограничного слоя в ступени осевого компрессора (ОК) был использован аппарат теории трехмерного пограничного слоя /1/. Основой для получения интегральных параметров течения явились результаты комплексного экспериментального исследования, выполненного на ступени С-12, состоящей из рабочего колеса (РК) и направляющего аппарата (НА).

Вход в ступень осевой, степень реактивности 0,78. Расчетный коэффициент теоретического напора 0,3, при коэффициенте расхода 0,41. Закрутка лопаток по высоте соответствовала закону свободного вихря. Было выполнено детальное траверсирование потока по радиусу в сечениях перед и за РК на нескольких режимах по расходу при окружных скоростях по концам лопаток 90 м/с. В опытах изменялась величина радиального зазора от 0,6 до 4,6 мм. Количество режимов по расходу для каждого зазора от пяти до семи. Для естественной системы координат получены профили поперечной скорости и продольной скорости.

Расчетным путем по опытным профилям скорости найдено распределение интегральных параметров пограничного слоя.

Полученный массив опытных интегральных параметров трехмерного торцевого пограничного слоя может составить основу для разработки метода расчета трехмерного пограничного слоя на стенке ОК, уточнения существующих методов или их опытной проверки. Полученные данные могут явиться базой для создания полуэмпирической модели течения в периферийной области РК и методики расчета концевых потерь.

В многоступенчатых осевых компрессорах (МОК) как авиационных ГТД, так и стационарных ГТУ имеют место две формы поверхности над РК - гладкая и в виде кольцевой проточки. При первой из них радиальный зазор принято называть зазором при гладкой проточной части (ГПЧ), при второй - в форме "колодца" или "утопленного зазора". Естественно предполагать, что при разных формах зазора будет различная структура течения, разное влияние на параметры как отдельной ступени, так и МОК в целом.

В эксплуатации ГТД чаще наблюдается зазор в форме "утопленного". В качестве объекта исследования выбран МОК ТВД АИ-24. В исследованиях достигалась иммитация реальной ситуации - износ колец над РК в эксплуатации.

МОК был испытан с $\Delta r = 0,6$ мм ГПЧ (исходная серийная сборка). Частоты вращения при испытаниях $\bar{n} = 0,89 \dots 1,0$.

На первом этапе определены характеристики МОК на четырех режимах по частоте вращения при исходной величине радиального зазора.

Зазор в рабочем состоянии компрессора на всех режимах по частоте вращения, как показали измерения над РК 3, 6 и 9 ступеней был, примерно, одинаков и равен 0,2 мм (на 0,4 мм меньше сборочного). В последующих испытаниях будут получены данные о влиянии величины радиального зазора на параметры МОК и двигателя в целом, что позволит улучшить методы расчета ОК.

Практика создания компрессоров показывает, что густота решеток с учетом необходимой экономичности, запасов газодинамической устойчивости, числа, деталей, прочности и других факторов может отличаться от расчетного значения на $-20\% \dots +100\%$. При доводке двигателя часто требуемое воздействие на характеристики ступеней оказывают, изменяя густоту решеток. Важно знать в каких пределах возможно менять густоту, каких ступенях это необходимо делать. Для решения перечисленных задач необходимо определить оптимальную густоту решеток.

В работе /2/ предложен параметр - приведенное удлинение лопаток, который позволяет классифицировать решетки по степени проявления концевых потерь, дать количественную характеристику термина "малое удлинение лопаток". Опытные данные показывают, что при изменении удлинения лопаток, меняется значение оптимальной густоты. Таким образом, для определения оптимальной густоты необходимо вначале классифицировать решетки. Всего было отобрано около 120 венцов (РК и НА) компрессоров высокого давления с лопатками малого удлинения.

Принято, что суммарные потери в решетке Σ_{Σ} включают в себя профильные, торцевые и вторичные потери.

Аналитическое решение для оптимальной густоты из условия $\partial \Sigma_{\Sigma} / \partial (b/t) = 0$ в конечном виде получить невозможно, так как зависимость большинства параметров решетки от густоты либо неявная, либо носит очень сложный характер.

После анализа расчета потерь с помощью различных методик для выражения суммарных потерь были использованы формулы Либляйна для профильных потерь и формулы А.П. Комарова и С.А. Довжика для определения вторичных и торцевых потерь. Из условия

$\partial \Sigma_{\Sigma} / \partial (b/t) = 0$ были получены выражения $b/t_{\text{опт}} = f(A_i)$, где A_i - структурные соотношения. Если использовать формулы С.А. Довжика для вторичных и торцевых потерь

$$A_i = A_1 = \frac{C \operatorname{ctg} \beta_1 - C \operatorname{ctg} \beta_2}{W_2/W_1} \sqrt{\frac{\sin \beta_1 \sin \beta_2}{\delta^{*2} h}}$$

Сделано предположение, что зависимость можно представить в виде $b/t_{\text{опт}} = a_0 + a_1 A_1 + a_2 A_1^2$, где коэффициенты в уравнении регрессии предложено определить по результатам испытаний и численного эксперимента. Для этого при известной кинематике потока, заданной геометрии на среднем радиусе варьировалась густота и затем определялся КПД. Оптимальной принималась густота, при которой КПД достигал максимума. Далее для значений $b/t_{\text{опт}}$ в зависимости от численных значений A_1 для всех отобранных решеток по методу наименьших квадратов получены уравнения регрессий:

$$\frac{b}{t_{\text{опт}}} = 0,02694 + 0,30590 A_1 - 0,01716 A_1^2 \quad (I)$$

$$b = 0,06715$$

Проверка соотношений (I) для венцов с оптимальной густотой по данным испытаний дала удовлетворительную сходимость с густотой

расчетной. Так при испытаниях ступени ОКВД-6 изменение густоты лопаток РК на $\pm 10\%$ от $\frac{b}{t} = 1,24$ не привело к существенному изменению КПД. Оптимальная густота для ступени ОКВД-6, определенная по формуле (I) имеет значения 1,251, что свидетельствует о хорошей сходимости опытных и расчетных результатов.

Сложность математического моделирования трансзвуковых режимов обтекания венцов ОК обусловлена трехмерным, нестационарным характером реального течения, наличием скачков уплотнения, их взаимодействием с пограничным слоем, отрывными и другими явлениями. Одним из важных этапов математического моделирования течения в ОК является построение метода расчета пространственного обтекания венцов невязким газом. Рассматривается нетеплопроводный сжимаемый газ. Для исследования пространственных процессов в турбомашинах, имеющих цилиндрические или конические торцевые поверхности выбрана цилиндрическая система координат. Расчет пространственного течения осуществлен с помощью метода крупных частиц /3/. Трехмерная сетка получается развитием двумерной сетки в радиальном направлении. Для твердых стенок используется условие непротекания. На боковых границах расчетной области задаются условия периодичности, моделирующие обтекание решетки.

Большое влияние на расчет течения оказывают граничные условия на входе и выходе из расчетной области. Для рассматриваемого класса задач скорость во входном сечении имеет дозвуковую осевую составляющую, а в выходном сечении поток всегда дозвуковой. В этом случае на входе необходимо задать четыре независимых величины, а на выходе - одну /4/. Кроме этого, вводится соотношение, позволяющее доопределить граничные условия; на входной границе условие сохранения левого инварианта Римана,

вычисленного по нормальной к входной границе составляющей скорости, взятого в локально-одномерной постановке; на выходной границе - условие сохранения правого инварианта Римана по нормальной к выходной границе составляющей скорости. Оставшиеся параметры на границе вычисляются путем экстраполяции.

На первом этапе разработана подпрограмма, позволяющая определить параметры на периодических границах расчетной области, на открытых границах на входе и выходе, а также подпрограмма расчета параметров потока на начальном приближении. Эти программы прошли предварительное тестирование. Дальнейшую работу над комплексом программ расчета пространственного течения в лопаточных венцах предполагается продолжить.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гречаниченко Ю.В., Нестеренко В.А. Вторичные течения в решетках турбомашин. - Харьков: Вища школа, из-во при ХГУ, 1983, - 102 с.
2. Грига А.Д. Параметр малого удлинения лопаток /Самолетостроение. Техника воздушного флота. Харьков. Вып. 55. - 1986. С. 24-26.
3. Давыдов Ю.М., Белоцерковский О.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. - М.: Наука. - 1982. - 392 с.
4. Гнесин В.И., Соколовский Г.А. Нестационарные трансзвуковые и вязкие течения в турбомашинах //Киев: Наукова думка, - 1986. - 263 с.