

УДК 621.51:629.735

Д. А. АХМЕДЗЯНОВ, Ю. М. АХМЕТОВ, А. Б. КОЗЛОВСКАЯ, А. Е. МИХАЙЛОВ

О ПРИМЕНЕНИИ МЕТОДА ОЛЬШТЕЙНА ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕВЫХ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ КОМПРЕССОРОВ

Рассмотрен метод Л. Е. Ольштейна для расчета характеристик ступеней осевого компрессора. В НИЛ САПР-Д УГАТУ создана система имитационного моделирования COMPRESSOR для расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров с применением метода сложения характеристик отдельных ступеней и метода Ольштейна. Авторами проведена верификация разработанной системы имитационного моделирования (СИМ) по результатам сравнения расчетных и экспериментальных характеристик отдельных ступеней. Проведена идентификация экспериментальной характеристики ступени по методу Ольштейна. Проведено расширение области применения метода Ольштейна по значениям числа Маха по окружной скорости на среднем радиусе. Модифицированный метод Ольштейна реализован в разработанной СИМ COMPRESSOR. Проведена верификация модифицированного метода Ольштейна по результатам сравнения расчетных и экспериментальных характеристик ступеней компрессора. Авторами сделано заключение о повышении адекватности математической модели, реализованной в СИМ COMPRESSOR, в результате расширения диапазона применения метода Ольштейна. *Авиационные двигатели; осевые компрессоры; расчет характеристик; имитационное моделирование*

Анализ тенденций развития авиационных двигателей показал, что уже в начале XXI века авиационный двигатель является наукоемким высокотехнологичным объектом, аналогов которому по уровню напряжений и тепловому состоянию деталей практически нет среди других изделий машиностроения, что обеспечивает ему высочайшую энергоемкость (удельная мощность с кубического метра современного авиационного газогенератора составляет 40...45 МВт). Создание компрессоров для современного авиационного двигателя – комплексный процесс, базирующийся на современных достижениях многих отраслей науки и техники (газовая динамика, теплопередача, прочность, материалы, технологии, электроника и т. д.). Вместе с тем это дорогостоящий процесс, который в настоящее время проходит в условиях жесткой конкуренции на открытом рынке авиационной техники. Мировое двигателестроение является динамично развивающейся отраслью, происходит постоянное повышение качества авиационных двигателей: повышение экономичности, снижение уровня шума, повышение надежности и увеличение назначенного ресурса двигателя до назначенного ресурса планера [1].

В условиях жесткой конкурентной борьбы за финансовый рынок первоочередным требо-

ванием становится снижение стоимости жизненного цикла двигателя, включающей стоимость разработки, производства и эксплуатации. Внедрение CALS-технологий и имитационного моделирования позволяет значительно снизить затраты и сроки выполнения различных работ на стадии проектирования.

В данной работе рассматриваются вопросы расчета характеристик многоступенчатых осевых компрессоров. Получение характеристики компрессора является одной из ключевых задач на различных стадиях проектирования от эскизного до технического проекта. Достоверная характеристика компрессора (каскада компрессора) позволяет рассчитать характеристики разрабатываемого изделия на установившихся (дрессельная, климатическая, высотно-скоростные характеристики) и на неустановившихся режимах (динамическая характеристика ГТД) с высокой точностью.

Проведенный анализ работ ведущих авиадвигателестроительных предприятий указывает на актуальность проведения исследований в области получения характеристик осевых компрессоров.

1. СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

В настоящее время существует три основных способа получения характеристик компрессоров. Наиболее надежный и точный способ их определения – по результатам испыта-

ния на специальных стендах. Определенными недостатками этого метода являются: необходимость специального оборудования (испытательные стенды, мультипликаторы), большие затраты энергии и времени, необходимость иметь готовый компрессор (или его уменьшенную модель). Кроме того, на современном оборудовании невозможно получить характеристики в широком диапазоне – в области пониженных частот вращения, в зоне авторотации, помпажа, не доводя компрессор до разрушения. Таким образом, на предварительных этапах проектирования характеристику компрессора получить экспериментальным путем затруднительно.

Второй способ – статистический анализ характеристик компрессоров (полученных при помощи эксперимента) и по обобщенным зависимостям с некоторой долей вероятности построение характеристики конкретного (в том числе вновь создаваемого) компрессора. Недостатком этого метода является то, что характеристики принципиально новых компрессоров, не охваченные статистикой, не могут быть получены.

Третий способ – математическое описание процессов, происходящих в элементах компрессора. Достоинство метода – возможность получения характеристик компрессора в широком диапазоне входных параметров и частот вращения на этапе проектирования, доводки и эксплуатации. В настоящее время при стремительном развитии компьютерной техники особую актуальность приобретает применение численных методов для решения задач гидродинамики в трехмерной вязкой постановке. Применение численных методов (вычислительный эксперимент) является достоверным способом получения характеристик осевых компрессоров, однако требует значительных затрат машинного времени и компьютерных ресурсов. В области математического описания процессов, протекающих в осевом компрессоре, велись многочисленные разработки такими известными отечественными авторами [1–4], как К. В. Холщевников, Л. Н. Дружинин, А. П. Тунаков, О. Н. Емин, Р. М. Федоров, Л. Е. Ольштейн, В. Г. Августиневич и др. За рубежом исследования в области математического описания рабочего процесса в осевом компрессоре вели такие известные авторы, как S. Lieblein, M. Schobeiri, L. N. Smith, C. C. Koch, W. M. König, J. P. Gostelow, A. R. Howell [9] и др.

2. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК

Существуют различные подходы к математическому описанию процессов, протекающих в осевых компрессорах, которые позволяют получать расчетным путем характеристики осевых компрессоров. Эти методы отличаются количеством машинного времени, количеством входной информации, требуемой для проведения расчета, а также точностью получаемых результатов. Применяемый в каждом конкретном случае метод определяется адекватностью, а также материальными и временными затратами на его применение на определенном этапе жизненного цикла изделия. К наиболее известным методам расчета характеристик можно отнести использование обобщенных характеристик ступеней компрессора, метод сложения различных видов потерь в лопаточных венцах и численное моделирование течения в лопаточных венцах.

В ЦИАМ им. П. И. Баранова под руководством Л. Е. Ольштейна разработан метод расчета характеристик осевых компрессоров с использованием обобщенных характеристик ступеней осевого компрессора. Данный метод базируется на параметрах лопаточных венцов на среднем радиусе и не требует определения параметров потока в лопаточном венце на различных радиусах с последующим интегрированием параметров потока по высоте проточной части [3, 4]. Обобщенные характеристики ступеней получены по результатам обработки большого количества экспериментальных характеристик отдельных ступеней в широком диапазоне изменения входных параметров ступени компрессора. Высокую адекватность результатов, получаемых с использованием обобщенных характеристик, позволяет получить обработка экспериментальных характеристик ступеней с различной аэродинамической нагруженностью в широком диапазоне приведенных частот вращения.

Рассматривая треугольник скоростей (рис. 2) элементарной ступени (рис. 1), можно написать уравнение для коэффициента теоретического напора ступени в расчетной точке напорной ветки характеристики:

$$\bar{H}_{th0} = 1 - \bar{c}_{a0} (\operatorname{ctg} \alpha_1 + \operatorname{ctg} \beta_2). \quad (1)$$

Под расчетной точкой ветви характеристики в методе Ольштейна подразумевается точка максимума коэффициента полезного действия элементарной ступени (оптимальная точка напорной ветви характеристики компрессора).

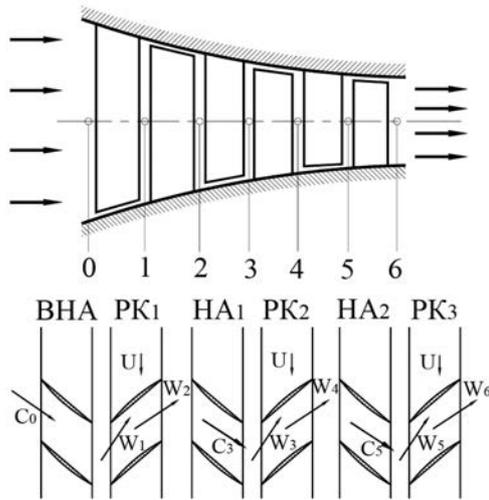


Рис. 1. Меридиональное сечение проточной части компрессора с повенцовым изменением направления скорости

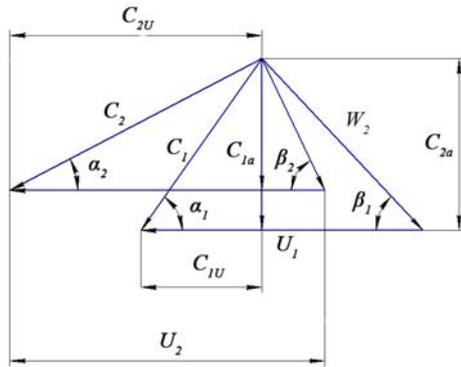


Рис. 2. Треугольник скоростей элементарной ступени

Обширные экспериментальные исследования, проведенные в ЦИАМ на плоских решетках, указывают на постоянство угла отставания потока на выходе из решетки в широком диапазоне изменения угла атаки [2]. Как следствие, можно заключить о независимости угла выхода потока из межлопаточного канала от режима течения на входе в решетку.

Принимая, что углы α_1 (входа потока в РК в абсолютном движении) и β_1 (выхода потока из РК в относительном движении) остаются постоянными как для расчетного, так и для нерасчетных режимов работы ступени компрессора (до срыва потока со спинки или корыта лопатки при значительном изменении угла атаки относительно расчетной величины), то для нерасчетного режима уравнение коэффициента теоретического напора примет вид:

$$\bar{H}_{th} = 1 - \bar{c}_a (\text{ctg}\alpha_1 + \text{ctg}\beta_2). \quad (2)$$

Можно связать теоретический, адиабатический напор и КПД ступени с помощью уравнения:

$$\frac{\bar{H}_{th}}{\bar{H}_{th0}} \cong \frac{\bar{H}\eta_{\kappa 0}^*}{\bar{H}_0\eta_{\kappa}^*}. \quad (3)$$

Обобщая уравнения (1–3), можно получить два безразмерных комплекса, зависящих от кинематики потока.

$$K_1 = \frac{\bar{H}}{\eta_{\kappa}^*} - \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}} \frac{\bar{H}_0}{\eta_{\kappa 0}^*}, \quad (4)$$

$$K_2 = \bar{H} - \bar{H}_0 \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}. \quad (5)$$

Графики изменения коэффициентов K_1 и K_2 в зависимости от критериев $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$ и M_u , определяющих режим работы ступени, приведены на рис. 3 и 4 [3].

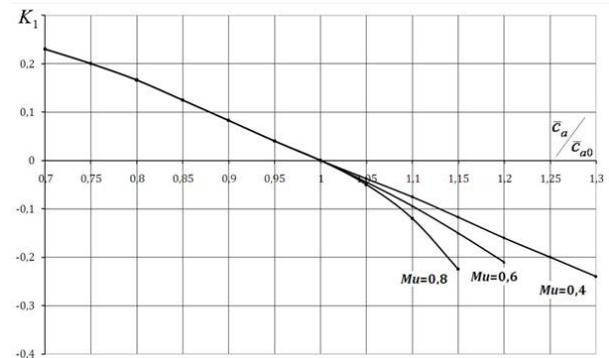


Рис. 3. Изменение коэффициента $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$

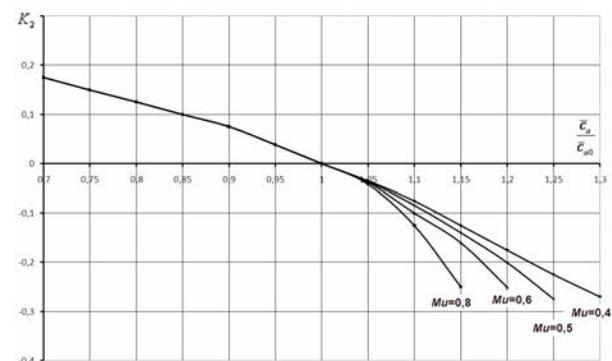


Рис. 4. Изменение коэффициента $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$

Комплексные зависимости $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ и $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ представляют собой обобщенные характеристики ступени компрессора. Метод Ольштейна, использующий зависимости, представленные на рис. 3 и 4, позволяет определять основные параметры ступени компрессора на нерасчетных режимах работы.

Значение коэффициента K_2 позволяет определить коэффициент адиабатического напора ступени для любого нерасчетного режима работы, характеризующегося $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$ и M_u :

$$\bar{H} = K_2 + \bar{H}_0 \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}. \quad (6)$$

Используя коэффициент K_1 и значение коэффициента адиабатического напора, можно вычислить КПД ступени для любого нерасчетного режима работы, характеризующегося $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$ и M_u :

$$\eta_{\kappa}^* = \frac{K_2 + \bar{H}_0 \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}}{K_1 + \frac{\bar{H}_0}{\eta_{\kappa 0}^*} \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}}. \quad (7)$$

С помощью коэффициента адиабатического напора можно вычислить степень повышения давления ступени компрессора:

$$\pi_{\kappa}^* = \left(1 + \frac{\bar{H} \cdot u_{\kappa}^2}{\frac{k}{k-1} R \cdot T^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (8)$$

В данной работе рассматривается протекание правой ветви напорной характеристики ступени без анализа процессов, происходящих в неустойчивой области (левой ветви) характеристики и на границе устойчивости ступени компрессора. Исследование срывных режимов работы ступени компрессора является темой отдельного исследования. Соответственно проводится анализ протекания обобщенных характеристик ступени по методу Ольштейна в виде кривых $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ и $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$, позволяющих проводить расчет характеристик осевых многоступенчатых компрессоров.

3. ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА ОЛЬШТЕЙНА В СИМ COMPRESSOR ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКЕ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА

В НИЛ САПР-Д кафедры авиационных двигателей УГАТУ разработана система имитационного моделирования осевых компрессоров авиационных ГТД COMPRESSOR [6]. В СИМ реализована возможность расчета характеристик осевых многоступенчатых ком-

прессоров. Для расчета многоступенчатых компрессоров применяется метод последовательного сложения характеристик отдельных ступеней [3]. Данный метод позволяет с высокой точностью и возможностью учета взаимного влияния отдельных ступеней друг на друга получать расчетным путем характеристики многоступенчатых компрессоров в широком диапазоне приведенного расхода воздуха на входе и приведенной частоты вращения ротора. Основной проблемой при использовании данного метода становится возможность расчета характеристик отдельных ступеней осевого компрессора в широком диапазоне значений приведенной частоты вращения ротора и расхода воздуха на входе.

Для расчета характеристик отдельных ступеней осевого компрессора в СИМ COMPRESSOR реализован рассмотренный выше метод Ольштейна, базирующийся на обобщенных характеристиках ступени компрессора. На данном этапе проводимых авторами исследований особое внимание уделяется отработке метода Ольштейна, реализованного в СИМ на экспериментальных характеристиках отдельных ступеней.

Для верификации разработанной математической модели используется экспериментальное исследование современной высоконагруженной ступени осевого компрессора [5]. Исследуемая ступень является сверхзвуковой первой ступенью вентилятора. К конструктивным особенностям ступени можно отнести отсутствие входного направляющего аппарата, что обеспечивает осевой вход в рабочее колесо на всех режимах работы ступени, а также конструкцию лопатки статора, обеспечивающую осевой выход из ступени. Основные проектные параметры и геометрические размеры исследуемой ступени представлены в табл. 1 [5].

Лопатки ротора и статора исследуемой ступени набраны из профилей, состоящих из дуг окружностей различного радиуса. Лопатка ротора является сверхзвуковой по всей высоте пера ($M_w \leq 1$) и обеспечивает постоянную степень повышения давления в радиальном направлении. Лопатки статора рассчитаны на дозвуковые значения абсолютной скорости по высоте пера ($M_c \leq 1$) [5].

Исследования проводились на разгонном стенде с лемнискатным насадком на входе, обеспечивающим равномерное поле параметров воздуха на входе в рабочее колесо.

Таблица 1
Основные параметры ступени компрессора
на расчетном режиме

Параметр	Значение
Расход воздуха, кг/с	84,869
КПД ступени	0,842
Частота вращения ротора, об/мин	11110
Степень повышения давления в ступени	1,936
Диаметр концевое сечения лопатки на входе в ступень, м	0,8382
Диаметр среднего сечения лопатки на входе в ступень, м	0,62865
Диаметр втулочного сечения лопатки на входе в ступень, м	0,4191
Относительный диаметр втулки на входе в ступень	0,5
Окружная скорость в концевом сечении, м/с	487,7
Количество лопаток рабочего колеса, шт.	30
Количество лопаток направляющего аппарата, шт.	44

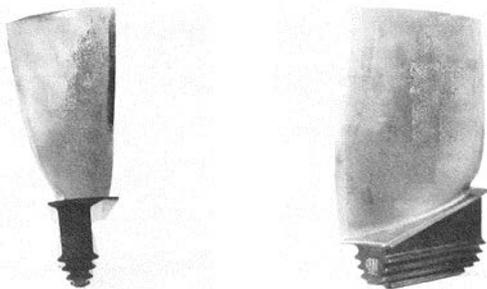


Рис. 5. Внешний вид лопатки ротора исследуемой ступени компрессора [5]

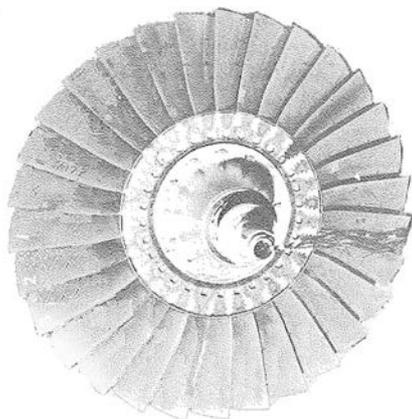


Рис. 6. Внешний вид ротора исследуемой ступени компрессора [5]

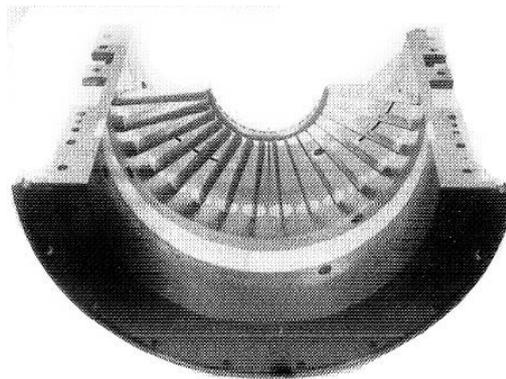


Рис. 7. Внешний вид статора исследуемой ступени компрессора [5]

Графические материалы, представленные на рис. 5–7, дают внешнее представление о конструктивных особенностях исследуемой ступени осевого компрессора.

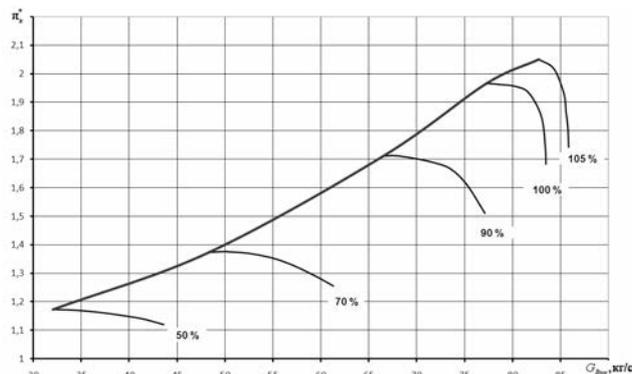


Рис. 8. Экспериментальная напорная характеристика ступени компрессора [5]

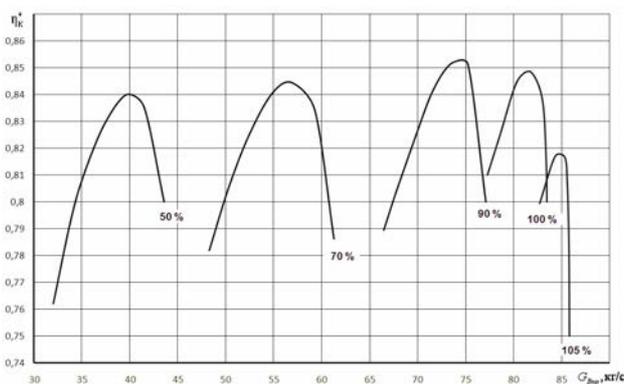


Рис. 9. Экспериментальная КПД-характеристика ступени компрессора [5]

Начальным этапом проведения работ по верификации математической модели для расчета характеристик осевых компрессоров в СИМ COMPRESSOR является проведение расчета исследуемой ступени по среднему диаметру в проектной точке. На этом этапе проводится верификация основных конструктивных параметров ступени, получаемых в процессе расче-

та, по данным, представленным в отчете [5]. Подобный расчет проводится последовательно для оптимальной точки каждой напорной ветви характеристики с сохранением постоянных значений геометрических размеров и конструктивных углов лопаток [2].

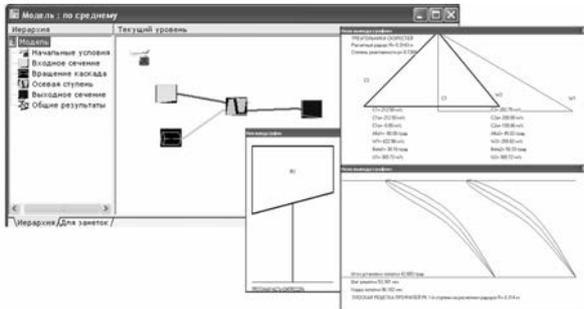


Рис. 10. Внешний вид окна SIM COMPRESSOR при расчете ступени по среднему диаметру

Расчет в SIM COMPRESSOR по среднему диаметру ступени в оптимальной точке ветви (рис. 10, 11) позволяет определить требуемые для проведения расчета характеристики безразмерные параметры ступени \bar{c}_{a0} и \bar{H}_{th0} . Расчет ступени по среднему диаметру в оптимальной точке позволяет определить коэффициенты расхода ступени во всех расчетных сечениях (перед РК, на выходе из РК и на выходе из НА) ступени. Подобный расчет является итерационным, поскольку существует взаимное влияние коэффициента теоретического напора ступени и коэффициентов расхода перед и за рабочим колесом. Данный этап является ключевым при использовании метода Ольштейна, поскольку корректное определение параметров в оптимальной точке в значительной степени определяет характер протекания напорной ветви характеристики ступени компрессора.

Следующим этапом является получение напорных ветвей характеристики ступени компрессора в SIM COMPRESSOR при различных значениях приведенной частоты вращения ротора.

Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной характеристик ступени компрессора (рис. 8, 9, 12) указывает на высокую сходимость результатов в области пониженных относительных приведенных частот вращения ротора $\bar{n}_{np} = 50..70\%$. В данном диапазоне приведенных частот ротора числа Маха по окружной скорости на среднем радиусе укладываются в приведенный на рис. 3, 4 [3] диапазон значений $M_u \leq 0,8$. Соответственно значения коэффициентов $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ на

обобщенной характеристике ступени компрессора определяются интерполяцией внутри области определения функции.

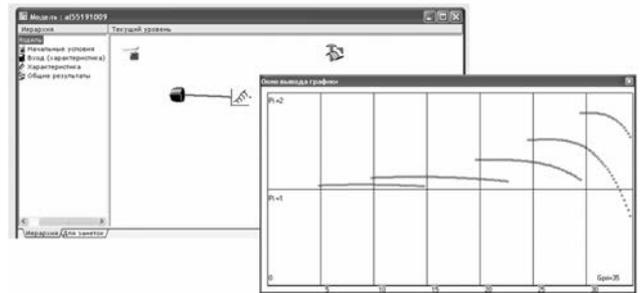


Рис. 11. Внешний вид окна SIM COMPRESSOR при расчете характеристики ступени компрессора

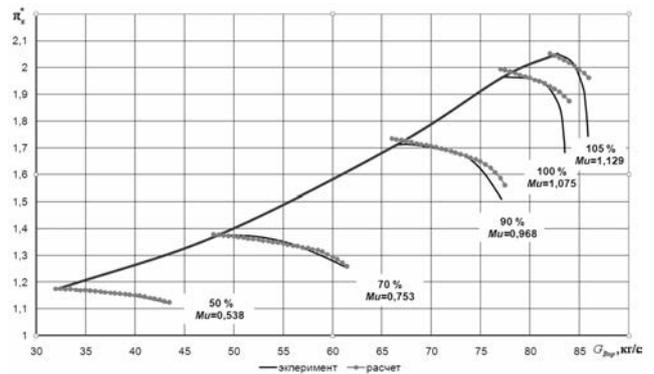


Рис. 12. Сравнение расчетной и экспериментальной характеристик ступени компрессора

При значениях относительной приведенной частоты вращения ротора $\bar{n}_{np} \geq 70\%$ выявлена значительная погрешность в результатах, полученных при использовании метода Ольштейна. Данная погрешность может быть обусловлена выходом числа Маха $M_u \geq 0,8$ за область определения функции представленной на рис. 3, 4 [3]. При максимальной частоте вращения на среднем радиусе достигается значение $M_u = 1,13$. Таким образом, получение соответствующих значений коэффициентов $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ при повышенных (близких к максимальным) частотах вращения производится экстраполяцией функции двух переменных. Использование экстраполяции функции двух переменных при значительном выходе за область определения функции может приводить к существенной погрешности при определении значений коэффициентов K_1 и K_2 .

Можно отметить, что напорные ветви на характеристике ступени компрессора, рассчитанные по методу Ольштейна, являются полными во всем диапазоне относительных приведенных частот вращения (в том числе в области

экстраполяции кривых, представленных на рис. 3, 4 [3], на повышенных частотах вращения). Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных напорных ветвей характеристики позволяет высказать предположение о качественном изменении протекания зависимостей $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ в области $M_u \geq 0,8$, что отражает тенденцию к значительному увеличению крутизны веток при повышенных оборотах в современных высоконагруженных транс- и сверхзвуковых ступенях осевого компрессора. Данный факт также может вносить значительную погрешность в результаты расчетов при использовании обобщенных характеристик ступени компрессора по методу Ольштейна.

Таким образом, особую актуальность при расчете характеристик современных высоконагруженных транс- и сверхзвуковых компрессоров приобретает исследование, направленное на расширение области применения метода Ольштейна для получения обобщенных характеристик ступени компрессора в диапазоне значений $M_u \geq 0,8$.

4. ИДЕНТИФИКАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА ПО МЕТОДУ ОЛЬШТЕЙНА

Первым этапом проведения расчетных исследований, связанных с расширением области применения метода Ольштейна для расчета обобщенных характеристик ступеней компрессора, является идентификация характеристики ступени компрессора по предложенному методу.

Под термином идентификация понимается следующий процесс: по экспериментальной характеристике исследуемой ступени компрессора производится расчет зависимостей типа $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ и $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ с последующим сравнительным анализом полученных кривых и материалов, представленных в открытой литературе по методу Ольштейна [3, 4].

Подобный «обратный» расчет позволит сделать заключение об адекватности представленного метода экспериментальным данным и о применимости метода Ольштейна к расчету характеристик современных высоконагруженных транс- и сверхзвуковых ступеней компрессора. Идентификацию следует проводить в допустимом диапазоне значений $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$ и M_u , представленном в [3, 4].

В качестве исследуемой ступени выступает высоконагруженная тихоходная первая ступень вентилятора. Особенностью данной ступени является отсутствие входного направляющего аппарата (что обеспечивает осевой вход в рабочее колесо на всех режимах работы) и особая конструкция направляющего аппарата, которая обеспечивает снижение уровня шума. Рассматриваемая ступень вентилятора предназначена для установки на двухконтурных турбореактивных двигателях с высоким значением степени двухконтурности и пониженным уровнем шума. Степень повышения давления в ступени сохраняется постоянной в радиальном направлении. Основные проектные параметры и геометрические размеры исследуемой ступени представлены в табл. 2 [7].

Таблица 2
Основные параметры ступени компрессора на расчетном режиме

Параметр	Значение
Расход воздуха, кг/с	83,92
КПД ступени	0,873
Частота вращения ротора, об/мин	7400
Степень повышения давления в ступени	1,54
Диаметр концевое сечения лопатки на входе в ступень, м	0,7874
Диаметр среднего сечения лопатки на входе в ступень, м	0,548
Диаметр втулочного сечения лопатки на входе в ступень, м	0,309
Относительный диаметр втулки на входе в ступень	0,392
Окружная скорость в концевом сечении, м/с	304,8
Количество лопаток рабочего колеса, шт	24
Количество лопаток направляющего аппарата, шт	64

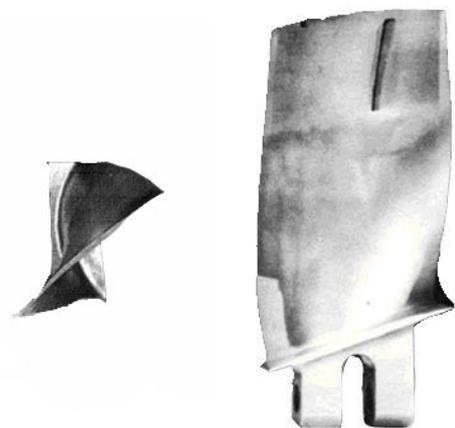


Рис. 13. Внешний вид лопатки ротора [7]

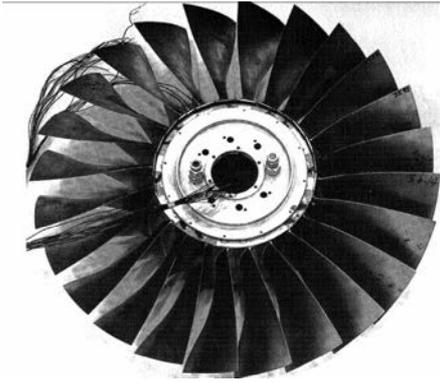


Рис. 14. Внешний вид ротора исследуемой ступени компрессора [7]

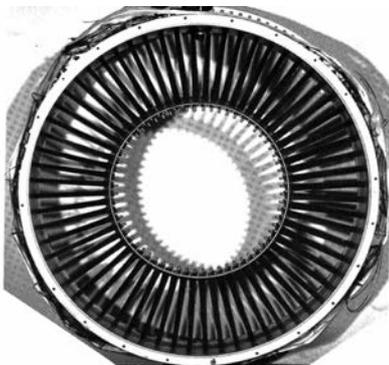


Рис. 15. Статор ступени компрессора (вид с выходной кромки) [7]

Графические материалы, представленные на рис. 13–15, дают внешнее представление о конструктивных особенностях рассматриваемой ступени компрессора.

Лопатка ротора имеет шарнирное крепление к диску и относительно низкое значение удлинения, что позволило обеспечить требуемую прочностную надежность и избежать применения бандажной полки. Данное конструктивное решение улучшило аэродинамические характеристики ступени и позволило снизить уровень шума. Лопатки ротора и статора набраны из дозвуковых профилей по всей высоте пера, состоящих из дуг окружностей различного радиуса, расположенных на конических поверхностях [7].

Исследования проводились на разгонном стенде с лемнискатным насадком на входе, обеспечивающим равномерное поле параметров воздуха на входе в рабочее колесо.

Для расчетных исследований применяются экспериментальные напорные и КПД-характеристики ступени компрессора [7].

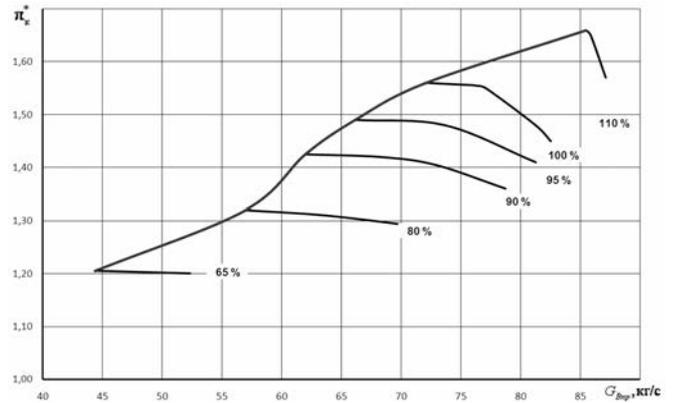


Рис. 16. Экспериментальная напорная характеристика ступени осевого компрессора [7]

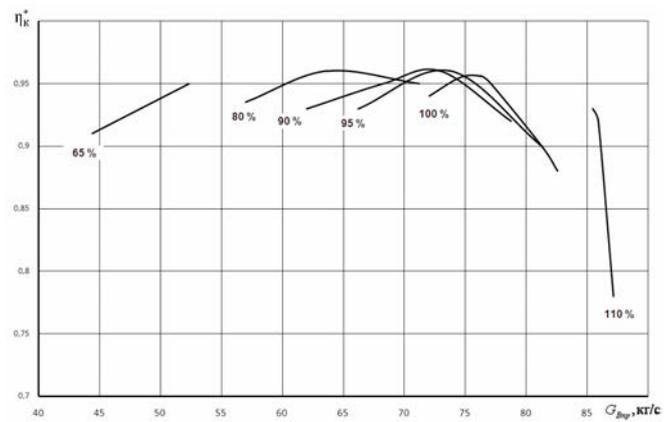


Рис. 17. Экспериментальная КПД-характеристика исследуемой ступени осевого компрессора [7]

Рассмотрим методику проведения обработки экспериментальных данных:

1. Все необходимые для проведения расчетов данные представлены в табл. 2 и на рис. 16–17. Испытания производятся на разгонном стенде при постоянных параметрах воздуха на входе (полное давление $p_{вх}^*$ и полная температура $T_{вх}^*$).

2. В зависимости от типа представления экспериментальных характеристик (в виде массива данных или графиков) определяется точка максимума КПД ступени на напорной ветке характеристики компрессора (интерполяцией или графически). В данной точке определяются $\eta_{к0}^*$, $\pi_{к0}^*$, $G_{впр0}$ и частота вращения ротора на данной напорной ветке $u_{ср} = \frac{\pi D_{ср} n}{60}$.

3. Исходя из геометрических размеров рабочего колеса, определяется кольцевая площадь поперечного сечения на входе в РК:

$$F_{вх} = \frac{\pi}{4} (D_{к}^2 - D_{вт}^2). \quad (9)$$

4. По заданным значениям рассчитывается осевая скорость на входе в РК (с учетом закрутки потока на входе или осевого входа) в точке максимума КПД:

$$q(\lambda_0) = \frac{G_{\text{впр}0} \cdot \sqrt{T_{\text{вх}}^*}}{F_{\text{вх}} \cdot p_{\text{вх}}^* \cdot m},$$

$$\lambda_0 = f(q(\lambda_0)),$$

$$c_{a0} = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot R \cdot T_{\text{вх}}^* \cdot \lambda_0}.$$
(10)

5. Определяется коэффициент расхода ступени на среднем радиусе в оптимальной точке:

$$\bar{c}_{a0} = \frac{c_{a0}}{u_{\text{ср}}}. \quad (11)$$

6. По значениям степени повышения давления и КПД в оптимальной точке производится расчет теоретического напора ступени:

$$H_{th0} = \frac{k}{k-1} R \cdot T_{\text{вх}}^* \cdot \frac{\pi_{\text{к}0}^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{к}0}^*}. \quad (12)$$

7. Определяется коэффициент теоретического напора в оптимальной точке расчетной напорной ветви характеристики:

$$\bar{H}_{th0} = \frac{H_{th0}}{u_{\text{ср}}^2}. \quad (13)$$

8. Рассчитывается коэффициент адиабатического напора в оптимальной точке расчетной напорной ветви характеристики:

$$\bar{H}_0 = \bar{H}_{th0} \cdot \eta_{\text{к}0}^*. \quad (14)$$

Таким образом, определены все необходимые параметры в оптимальной точке расчетной напорной ветви характеристики компрессора – \bar{H}_0, \bar{c}_{a0} .

9. Определяются параметры в произвольной точке напорной ветви характеристики компрессора, не совпадающей с точкой максимума КПД $\eta_{\text{к}}^*, \pi_{\text{к}}^*, G_{\text{впр}}$.

10. Согласно пунктам 4–8 определяются коэффициент адиабатического напора и коэффициент расхода ступени на нерасчетном режиме \bar{H}, \bar{c}_a .

11. По рассчитанным параметрам определяется критерий $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$.

12. Определяется число Маха по окружной скорости на среднем радиусе рабочего колеса:

$$M_u = \frac{u_{\text{ср}}}{\sqrt{k \cdot R \cdot T_{\text{вх}}}}. \quad (15)$$

13. По двум критериям M_u и $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$ определяется коэффициент K_1 :

$$K_1 = \frac{\bar{H}}{\eta_{\text{к}}} - \frac{\bar{H}_0}{\eta_{\text{к}0}} \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}. \quad (16)$$

14. Происходит определение коэффициента K_2 по критериям, определяющим нерасчетный режим работы ступени компрессора:

$$K_2 = \bar{H} - \bar{H}_0 \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}. \quad (17)$$

Расчеты, проведенные по предложенной методике, позволили получить обобщенные характеристики ступени в виде $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ и $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ (рис. 18, 19) по экспериментальным характеристикам высоконагруженной тихоходной ступени компрессора.

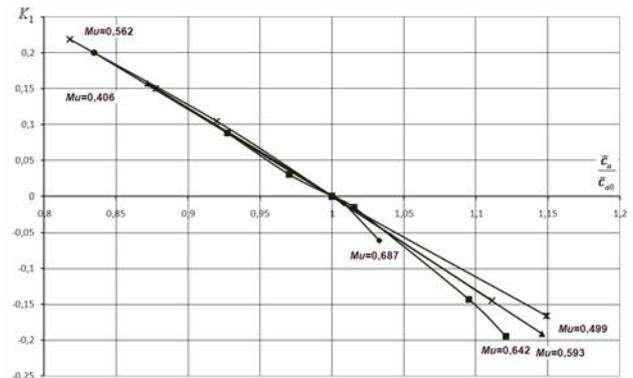


Рис. 18. Экспериментальная обобщенная характеристика ступени $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$

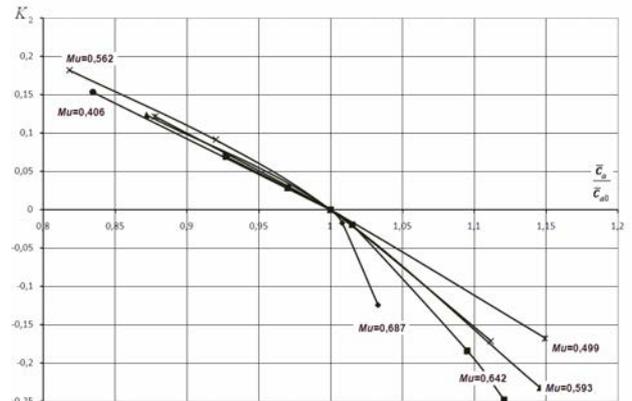


Рис. 19. Экспериментальная обобщенная характеристика ступени $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$

Сравнительный анализ полученных результатов и материалов, приведенных в [3], указывает на качественно верное протекание обобщенных характеристик, полученных путем

идентификации экспериментальных напорной и КПД-характеристики компрессора. Детальный сравнительный анализ полученной обобщенной характеристики ступени и кривых $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ и $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$, приведенных на рис. 3, 4 [3], проводить нецелесообразно. Это связано с тем, что экспериментальные данные, полученные на разгонном стенде [7], обуславливают конкретные значения M_u на напорных ветках, которые не совпадают со значениями, приведенными на рис. 3, 4 [3]. Приведенная методика обработки экспериментальных данных и сравнительный анализ полученных обобщенных характеристик с материалами, приведенными в [3], позволяет сделать заключение о возможности получения обобщенных характеристик ступеней в исследовательских целях по результатам экспериментальных исследований.

5. РАСШИРЕНИЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА ОЛЬШТЕЙНА ДЛЯ РАСЧЕТА ОБОБЩЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СТУПЕНЕЙ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ

Развитие компрессоров авиационных двигателей от поколения к поколению идет по пути повышения напорности отдельных ступеней. Повысить напорность ступени можно двумя путями: увеличением аэродинамической нагрузки \bar{H}_{th}/\bar{c}_a при умеренных окружных скоростях или путем повышения окружных скоростей. Обе возможности приводят к проблеме создания высокоэффективных транс- и сверхзвуковых ступеней.

В приведенных в открытой литературе материалах применение метода Ольштейна ограничивается значением $M_u = 0,8$, что соответствует при САУ окружной скорости на среднем радиусе рабочего колеса $u_{cp} = 272,14$ м/с.

В современных высоконапорных ступенях вентиляторов и газогенераторов окружная скорость в концевом сечении лопатки может достигать значений $u_k = 500-550$ м/с. На величину окружной скорости (частоты вращения ротора) накладываются ограничения, связанные с обеспечением прочностной надежности вращающихся элементов ротора компрессора. На среднем диаметре окружная скорость может достигать при максимальной частоте вращения ротора значений $u_{cp} = 350-450$ м/с, что соответствует сверхзвуковым значениям числа Маха по окружной скорости $M_u \geq 1$.

Как показали результаты проведенных исследований, изложенные в пункте 3 данной ра-

боты, в области повышенных частот вращения при $M_u \geq 0,8$ возникает значительная погрешность расчета характеристик ступени по методу Ольштейна. Сравнительный анализ позволил выдвинуть предположение о качественном изменении характера протекания зависимостей $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ при $M_u \geq 0,8$ и пониженной точности получения значений коэффициентов K_1, K_2 при экстраполяции за область определения функции. Было сделано заключение о необходимости проведения исследований по расширению области применения метода Ольштейна для расчета характеристик осевых компрессоров. Напорные ветви на характеристике ступени компрессора при пониженных частотах вращения ротора являются пологими, соответственно в области низких значений M_u необходимо иметь обобщенную характеристику ступени в широком диапазоне значений $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$.

Напорные ветви на характеристике ступени при повышенных (близких к проектным параметрам) значениях M_u имеют значительную крутизну, что соответствует более узкому диапазону изменения значений коэффициента $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$.

Обобщенные характеристики ступени компрессора имеют широкий диапазон изменения $\frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}$,

полученный при обширном исследовании различных ступеней компрессоров при пониженных значениях M_u [3]. Таким образом, расширение области применения метода Ольштейна следует производить за счет увеличения допустимого диапазона изменения чисел Маха по окружной скорости на среднем радиусе.

Для решения поставленной задачи проведения исследования трансзвуковой первой ступени вентилятора с обработкой экспериментальных характеристик ступени. В табл. 3 приведены основные проектные параметры и геометрические размеры исследуемой ступени [8]. Ступень имеет осевой вход потока в рабочее колесо без установки входного направляющего аппарата. Лопатка рабочего колеса во втулочных сечениях имеет профили, составленные из дуг окружностей до 32% высоты пера и трансзвуковые профили выше 37% высоты пера лопатки с переходной областью между ними. Рабочее колесо ступени рассчитано на трансзвуковые значения относительной скорости потока на входе в межлопаточный канал. Число Маха в концевом сечении по относительной скорости на входе в рабочее колесо $M_w = 1,77$.

Таблица 3
Основные параметры ступени компрессора на расчетном режиме

Параметр	Значение
Расход воздуха, кг/с	78,65
КПД ступени	0,84
Частота вращения ротора, об/мин	12464
Степень повышения давления в ступени	2,285
Диаметр концевое сечения лопатки на входе в ступень, м	0,84074
Диаметр среднего сечения лопатки на входе в ступень, м	0,63056
Диаметр втулочного сечения лопатки на входе в ступень, м	0,42037
Относительный диаметр втулки на входе в ступень	0,5
Окружная скорость в концевом сечении, м/с	548,68
Количество лопаток рабочего колеса, шт	38
Количество лопаток направляющего аппарата, шт	60

Лопатка направляющего аппарата рассчитана на дозвуковые значения абсолютной скорости на входе ($M_c = 0,89$). Лопатка по высоте пера набрана из профилей, состоящих из дуг окружностей различного радиуса. Конструктивные особенности ротора и статора исследуемой ступени показаны на рис. 20–22 [8].

Приведенные на рис. 23 и 24 характеристики позволяют получить обобщенные характеристики ступени компрессора в виде зависимостей $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$. Данные кривые позволяют расширить область применения метода Ольштейна для расчета характеристик отдельных ступеней компрессора при высоких значениях $M_u \geq 0,8$.

Анализ результатов, представленных на рис. 25, 26, указывает на значительное увеличение крутизны кривых, описывающих функциональные зависимости коэффициентов $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ в правой ветви обобщенных характеристик при увеличении M_u относительно значений, представленных в [3]. Значительная крутизна правых ветвей обобщенной характеристики ступени компрессора при $M_u \geq 1$ отражает приближение к режиму запираания межлопаточного канала, при котором незначительное изменение расхода воздуха приводит к значительному падению напора в ступени (что также отражает узкий диапазон изменения \bar{c}_a/\bar{c}_{a0} в правой ветви характеристик).



Рис. 20. Внешний вид лопатки ротора [8]



Рис. 21. Внешний вид ротора ступени [8]



Рис. 22. Лопатка статора исследуемой ступени [8]

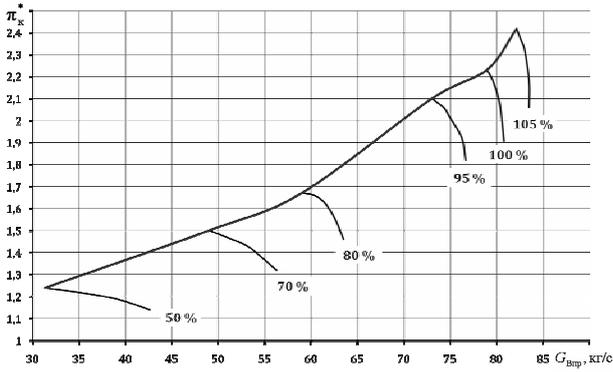


Рис. 23. Экспериментальная напорная характеристика ступени компрессора [8]

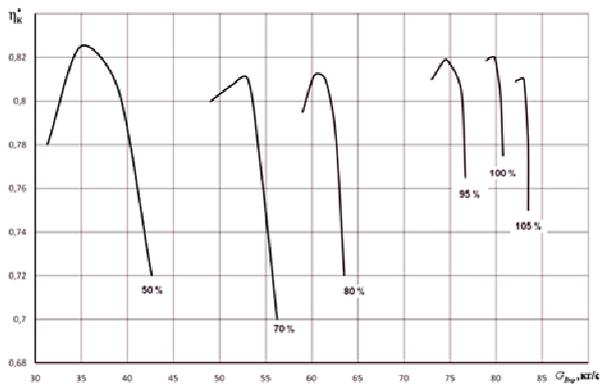


Рис. 24. Экспериментальная КПД-характеристика ступени компрессора [8]

При пониженных значениях M_u все левые ветви обобщенной характеристики ступени в области $\bar{c}_a/\bar{c}_{a0} \leq 1$ (при расходах воздуха меньше точки максимума КПД на ветви напорной характеристики) вырождаются в одну кривую, отражающую зависимости $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ (рис. 25, 26). Как показало проведенное исследование, при значениях M_u , близких к звуковым ($M_u \geq 0,95$), и сверхзвуковых значениях числа Маха по окружной скорости на среднем диаметре происходит резкое расслоение кривых $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ в правой ветви обобщенных характеристик ступени компрессора. Незначительным расслоением кривых в левой ветви обобщенных характеристик ступени $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ можно пренебречь из-за определенных погрешностей проведения экспериментальных исследований. Применение различных методов экстраполяции функций двух переменных может вносить значительную погрешность в результаты расчетов обобщенных характеристик ступени при $M_u \geq 0,8$ из-за качественного изменения протекания правой

ветви и расслоения кривых $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$.

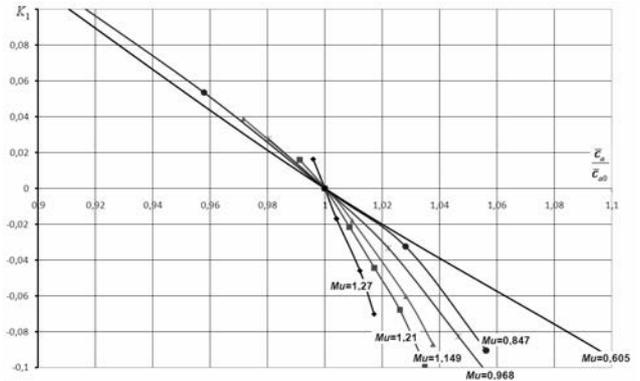


Рис. 25. Обобщенная характеристика трансзвуковой ступени компрессора $K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$

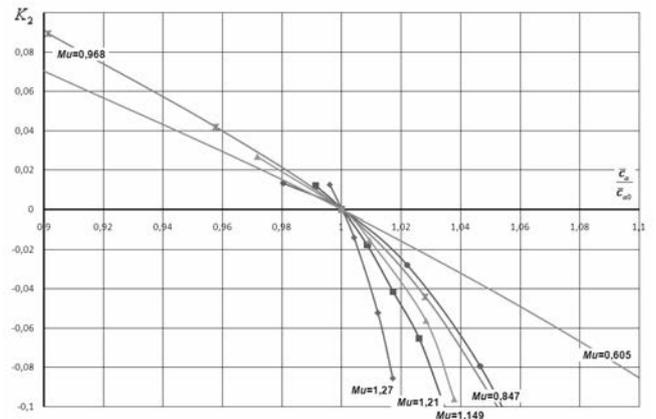


Рис. 26. Обобщенная характеристика трансзвуковой ступени компрессора $K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$

Таким образом, проведенные исследования позволяют получить зависимость $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ в широком диапазоне чисел Маха по окружной скорости $M_u = 0,4 \dots 1,27$ (рис. 27, 28). Представленные на рис. 27 и 28 зависимости могут значительно повысить точность расчета характеристик ступеней осевых компрессоров при высоких значениях чисел Маха по окружной скорости на среднем радиусе (рис. 29).

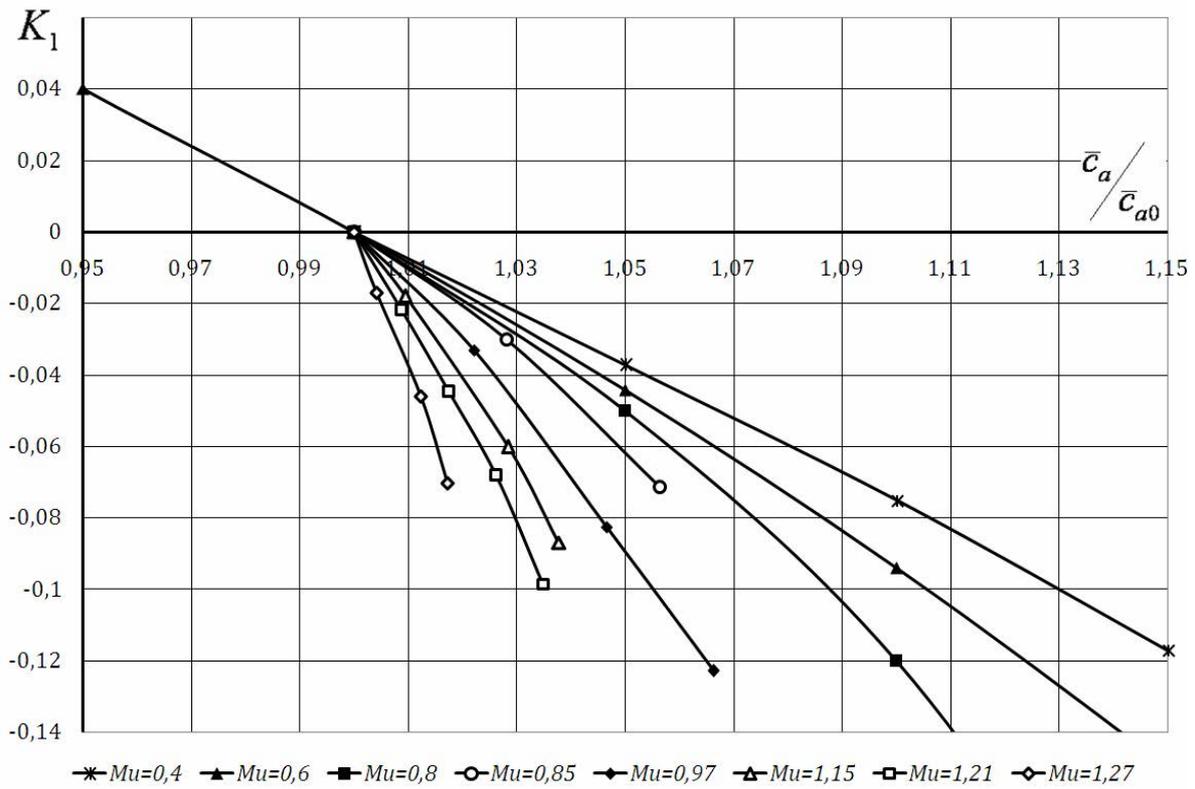


Рис. 27. Обобщенная характеристика ступени компрессора $K_1 = f(\bar{c}_a / \bar{c}_{a0}, M_u)$ в широком диапазоне чисел Маха $M_u = 0,4..1,27$

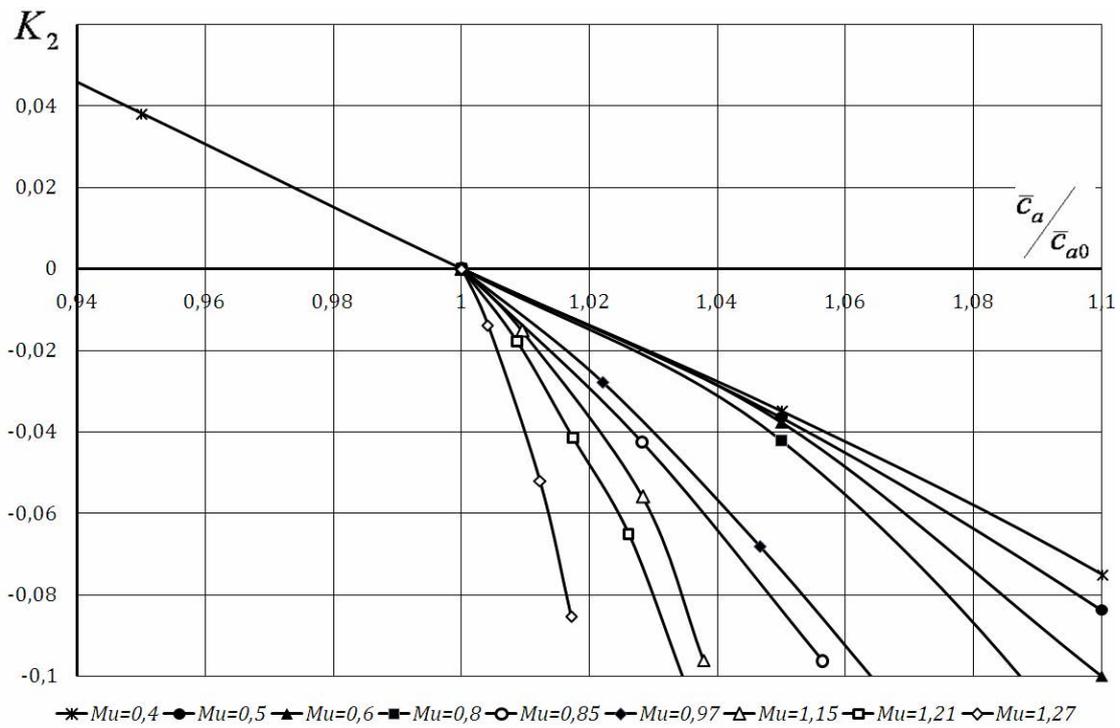


Рис. 28. Обобщенная характеристика ступени компрессора $K_2 = f(\bar{c}_a / \bar{c}_{a0}, M_u)$ в широком диапазоне чисел Маха $M_u = 0,4..1,27$

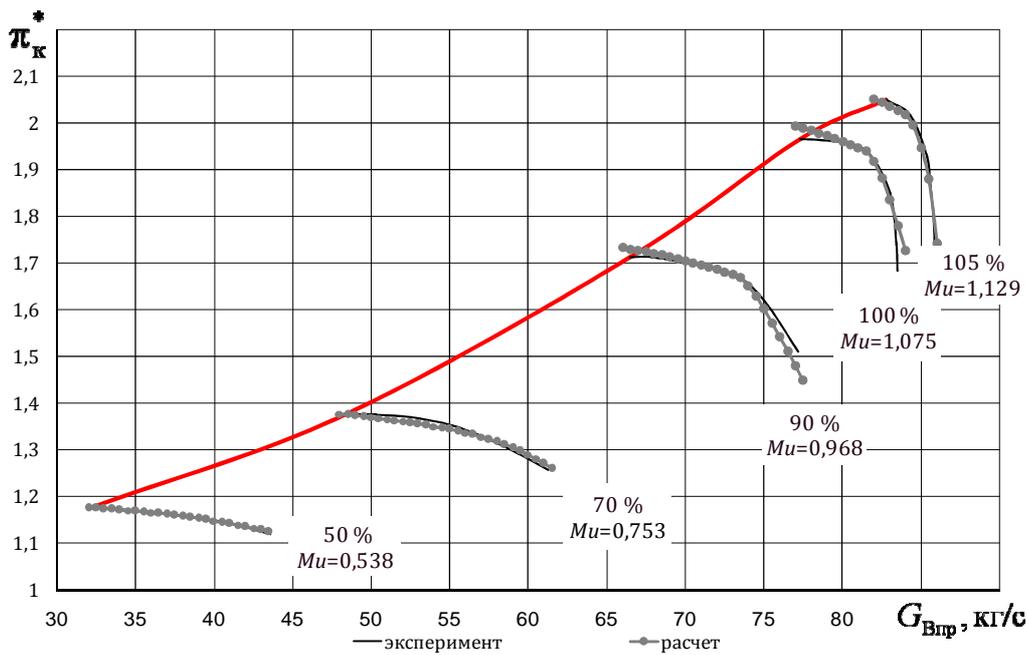


Рис. 29. Сравнение экспериментальной и расчетной характеристик

6. ВЕРИФИКАЦИЯ МОДИФИЦИРОВАННОГО МЕТОДА ОЛЬШТЕЙНА В СИМ COMPRESSOR ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКЕ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА

Заключительным этапом проведения расчетных исследований по применению метода Ольштейна для расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров является верификация модифицированного метода Ольштейна в широком диапазоне чисел Маха по окружной скорости на среднем диаметре.

Проведенные расчетные исследования, результаты которых изложены в пункте 5 данной статьи, позволяют получить обобщенные характеристики ступеней осевого компрессора в широком диапазоне чисел Маха $M_u = 0,4 \dots 1,27$. Идентифицированные по экспериментальным данным кривые (рис. 27 и 28) были включены в разработанную математическую модель для расчета характеристик многоступенчатых осевых компрессоров, реализованную в СИМ COMPRESSOR.

Верификация разработанной математической модели производилась по экспериментальным данным высоконагруженной ступени, рассмотренной в пункте 3 данной работы [5].

Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной характеристик ступени компрессора указывает на высокую сходимость результатов в области пониженных относительных приведенных частот вращения ротора $\bar{n}_{пр} = 50..70\%$ (рис. 29). В данном диапазоне

приведенных частот ротора числа Маха по окружной скорости на среднем радиусе укладываются в приведенный на рис. 3, 4 [3] диапазон значений $M_u \leq 0,8$. Соответственно значения коэффициентов $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, M_u)$ на обобщенной характеристике ступени компрессора определяются интерполяцией внутри области определения функции.

В области повышенных частот вращения $\bar{n}_{пр} \geq 70\%$ модифицированный метод Ольштейна позволяет значительно повысить точность расчетов характеристик ступени компрессора. Применение полученных обобщенных характеристик позволяет получить качественно верное изменение крутизны напорных веток при повышении частоты вращения в современных высоконагруженных транс- и сверхзвуковых ступенях компрессора.

Таким образом, проведенные исследования позволяют значительно повысить адекватность разработанной математической модели для расчета характеристик осевых компрессоров, реализованной в системе имитационного моделирования компрессоров авиационных ГТД COMPRESSOR.

ВЫВОДЫ

В ходе расчетных исследований проведен анализ протекания обобщенных характеристик ступени компрессора, используемых в методе Ольштейна для расчета характеристик осевых компрессоров. Рассмотренный метод реализо-

ван в системе имитационного моделирования компрессоров авиационных ГТД COMPRESSOR для расчета характеристик отдельных ступеней осевого компрессора. Для расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров применяется метод последовательного сложения характеристик отдельных ступеней.

Авторами проведена верификация математической модели для расчета характеристик отдельных ступеней по методу Ольштейна, реализованная в СИМ COMPRESSOR по экспериментальным данным. В результате получена расчетная характеристика ступени высоконагруженной сверхзвуковой ступени вентилятора. Сравнительный анализ полученных характеристик с экспериментальными указывает на высокую сходимость результатов при пониженных частотах вращения. В области повышенных приведенных частот вращения ротора (близких к максимальным) выявлена значительная погрешность расчетной характеристики, полученной с помощью метода Ольштейна. Данная погрешность связана с применением экстраполяции обобщенных характеристик ступеней в области повышенных приведенных частот вращения ротора. Таким образом, выявлена актуальность расширения диапазона применения метода Ольштейна для расчета современных высоконапорных транс- и сверхзвуковых ступеней компрессора.

Проведена идентификация экспериментальной характеристики тихоходной ступени вентилятора по методу Ольштейна. Получены экспериментальные обобщенные характеристики ступени компрессора в виде зависимостей $K_1, K_2 = f(\bar{c}_a / \bar{c}_{a0}, M_u)$. Проведен сравнительный анализ, который указывает на качественно верное протекание кривых на экспериментальной и расчетной обобщенных характеристиках ступени компрессора.

По методике обработки экспериментальных ступеней компрессора проведено расчетное исследование, направленное на расширение области применения метода Ольштейна. В результате получены экспериментальные обобщенные характеристики ступеней компрессора в широком диапазоне чисел Маха по окружной скорости на среднем радиусе $M_u = 0,4 \dots 1,27$.

Модифицированный метод Ольштейна реализован в разработанной авторами в НИЛ САПР-Д СИМ COMPRESSOR. По экспериментальной характеристике высоконагруженной сверхзвуковой ступени вентилятора проведена верификация разработанной СИМ. Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных характеристик указывает на значительное

повышение адекватности математической модели, реализованной в СИМ COMPRESSOR в широком диапазоне приведенных частот вращения ротора. Таким образом, разработанная СИМ COMPRESSOR позволяет рассчитывать характеристики современных высоконагруженных транс- и сверхзвуковых ступеней компрессора и многоступенчатых осевых компрессоров. Проведенное исследование выявило следующие преимущества и недостатки метода Ольштейна для расчета характеристик ступеней компрессора. К преимуществам можно отнести следующее: расчет характеристики ступени базируется на расчете компрессора по среднему диаметру, что позволяет получать характеристики ступени на начальных этапах проектирования; применение обобщенных характеристик ступеней позволяет проводить расчет с высокой скоростью, основываясь на ограниченном количестве входных данных; введение различных поправочных коэффициентов, получаемых по результатам верификации по экспериментальным данным (на разгонном стенде или в результате трехмерного вычислительного эксперимента) прототипа или аналогов, позволяет получать характеристики осевых компрессоров на более поздних стадиях проектирования (техническое предложение или технический проект). К недостаткам метода Ольштейна можно отнести следующее: невозможность учета различных законов профилирования и закрутки по высоте пера лопатки; невозможность учета взаимного влияния лопаточных венцов друг на друга (неравномерность поля параметров потока на входе в лопаточный венец, а также пульсационный характер течения из-за влияния аэродинамического следа); невозможность учета различных видов потерь в лопаточных венцах, возникающих на различных режимах работы ступени.

Главной проблемой, возникающей при применении метода Ольштейна для расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров, является необходимость определения оптимальной точки (точки максимума КПД) на каждой напорной ветке, определяемой фиксированной приведенной частотой вращения ротора (построение линии максимумов КПД на напорной характеристике компрессора). Точное определение оптимальной точки является ключевым этапом расчета напорной ветки, поскольку параметры в оптимальной точке в значительной степени определяют характер протекания напорной ветки на характеристике компрессора (особенно в области повышенных значений чисел Маха M_u при значи-

тельной крутизне напорных веток). Определение параметров ступени в оптимальной точке напорной ветки является сложным итерационным процессом в связи с взаимным влиянием различных параметров на входе и на выходе из рабочего колеса ступени. Высокая точность и простота метода Ольштейна обуславливают необходимость проведения отдельного исследования для выработки методики определения оптимальной точки на напорной ветви, исходя из конструктивных параметров и особенностей отдельных ступеней в проектной точке. Данное исследование требует обработки большого количества экспериментальных характеристик ступеней с различной аэродинамической нагруженностью и максимальной частотой вращения ротора. В дальнейшем авторами планируется исследование по расчету характеристик осевых компрессоров на режимах запириания межлопаточных каналов РК или НА различных ступеней и на режимах авторотации. Особый интерес представляет расчет характеристик осевых компрессоров вблизи границы устойчивой работы компрессора и на срывных режимах работы отдельных ступеней.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию лопаточных машин для перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общ. ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина. М.: ЦИАМ, 2004. 424 с.
2. **Ольштейн Л. Е., Процеров В. Г.** Метод расчета осевого компрессора по данным продувок плоских решеток // Труды ЦИАМ № 150. 1948. 64 с.
3. **Холщевников К. В.** Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учеб. для авиац. вузов и факультетов. М.: Машиностроение, 1970. 610 с.
4. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учеб. для студ. вузов / К. В. Холщевников [и др.]. М.: Машиностроение, 1986. 432 с.
5. Single stage evaluation of highly-loaded high-Mach-number compressor stages II. Data and performance of multiple-circular-arc rotor. Pratt&Whitney Aircraft Division(PWA-3772) / D. H. Sulam [et al]. Nasa technical report CR-72694. 1974. 108 p.
6. Система моделирования компрессоров авиационных ГТД (COMPRESSOR): Свид-во об офиц. регистрации № 2009612688 / Д. А. Ахмедзянов [и др.]. М.: Роспатент, 2009.
7. **Keenan M. J., Burdsall E. A.** High-loading, low-speed fan study V. Final report. Pratt&Whitney Aircraft Division (PWA-4517) // Nasa technical report CR-121148. 1977. 110 p.
8. **Morris A. L., Sulam D. H.** High-loading, 1800 ft/sec tip speed, transonic compressor fan stage II Final

Report. Pratt&Whitney Aircraft Division (PWA-4463) // Nasa technical report CR-120991. 1975. 117 p.

9. **Dixon S. L., Eng B. P. H. D.** Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery, University of Liverpool. 1998, 320 p.

ОБ АВТОРАХ

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД. Дипл. инж. по авиац. двиг. и энерг. уст. (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиац. ГТД, разработки матем. моделей сложн. техн. объектов, САПР авиац. ГТД.



Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикл. гидромех., зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. по авиац. двиг. (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Иссл. в обл. газогидр. течений и систем управления энергоустановок.



Козловская Александра Борисовна, асп. той же каф. Дипл. инж. по авиац. двиг. и энерг. установкам (УГАТУ, 2008). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиац. ГТД с использованием имитац. и 3D-CAD/CAE-моделирования.



Михайлов Алексей Евгеньевич, студент каф. авиац. двигателей по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки».

