

УДК 621.44.533.697

Ю.Ф. БАСОВ¹, А.Е. ДЕМИН², Ю.П. МАКСИМОВ²¹ *ОАО "Мотор-Сич", Украина,*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В ТРАНСЗВУКОВОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ

На основе усовершенствованного описания профиля лопатки проведена модификация метода расчета и расширена область применения соответствующего программного комплекса, включая ступени с произвольной формой средней линии, в том числе и *S*-образные. Представлены результаты численного моделирования трансзвукового течения в ступени осевого компрессора. Проведено сопоставление с опытными данными.

ступень компрессора, моделирование трансзвукового течения, сопоставление с опытными данными

Введение

Организация процесса доводки газотурбинных двигателей и их элементов в настоящее время невозможна без использования современных информационных технологий. Совершенствование газотермодинамических параметров лопаточных машин проводится на базе вычислительных алгоритмов, позволяющих обоснованно выбрать направление коррекции поверхностей лопаток и проточной части.

1. Формулирование проблемы

При доводке лопаточных венцов даже относительно небольшие изменения их формы, например, подгиб входных кромок, оборачиваются большим объемом вычислительных работ, связанных как с геометрическим моделированием лопаток, так и с выполнением поверочных расчетов и построением суммарных характеристик ступеней в диапазоне рабочих режимов. Поэтому проведение коррекции становится реальным только при использовании специализированных программных комплексов, обладающих высоким быстродействием.

Современное поколение методов расчета осесимметричных течений, основанных на решении

системы уравнений Эйлера, в отличие от их классических предшественников [1 – 3], предполагает использование конечно-разностных схем высокого порядка точности, достаточно точное описание поверхностей лопаток и учет загромождения проточной части в узлах расчетной сетки, что оказывает существенное влияние на качество получаемых результатов расчета. Кроме того, в эти методы вводятся полуэмпирические данные для учета проявления вязких свойств течения. Важной особенностью является возможность определения с помощью таких методов расчета не только структуры течения, но и суммарных характеристик ступеней в широком диапазоне режимов. Высокое быстродействие этих методов позволяет провести необходимый объем расчетных работ в практически обозримое время, а также строить на их основе оптимизационные алгоритмы.

В процессе доводки трансзвуковых ступеней задача проведения численного анализа течения на основе методов поверочного расчета и соответствующих программных комплексов становится особенно актуальной. Однако, сложность геометрии лопаточных венцов таких ступеней приводит к необходимости совершенствования блоков подготовки исходной информации и адаптации численных алгоритмов к расчету таких ступеней.

Метод поверочного расчета, представленный в работах [4, 5], и соответствующий программный комплекс (ПК) AxSym, используемые авторами, предназначены для численного анализа структуры течения и определения суммарных характеристик в изолированных ступенях и многоступенчатых компрессорах на основе заданной геометрии. При подготовке исходных данных геометрические параметры лопаточных венцов могут непосредственно из конструкторской или технологической документации в системе координат, принятой на предприятии, передаваться в программный комплекс для последующей обработки. В случае необходимости для восполнения информации может быть использовано твердотельное моделирование лопаточных венцов с помощью известных пакетов, таких как Pro/Engineer или Unigraphics.

2. Решение проблемы

Проектирование срединной поверхности лопатки S2 на меридиональную плоскость требует знания ее координат в пространстве. Построение этой поверхности исключительно с помощью известных программных пакетов весьма затруднено. Обычно вначале получают координаты профилей, образующихся в результате пересечения лопатки цилиндрическими или коническими поверхностями, определяют координаты их средних линий, проводят их аппроксимацию, а затем осуществляют восстановление срединной поверхности.

Существующий в настоящее время вариант программного комплекса позволяет моделировать форму лопаток и расчет течения в ступенях и многоступенчатых компрессорах, лопатки которых имеют традиционную форму средней линии: дугу окружности, параболы, гиперболы или состоящую из двух сопряженных дуг окружности. В то же время современные трансзвуковые ступени могут иметь более сложное пространственное профилирование, и адаптация программного комплекса для решения таких

задач является актуальной. Для ее осуществления требуется совершенствование геометрической части блока подготовки исходной информации и адаптация комплекса программ в целом.

Одним из путей построения срединной поверхности лопатки является аппроксимация средних линий профилей отрезками полиномов третьей степени, предусматривающая знакопеременный, в общем случае, характер изменения кривизны. Данное предложение реализовано в модифицированном варианте ПК AxSym, который применен для моделирования течения в трансзвуковой компрессорной ступени. Проведен расчет ее характеристик и выполнено сопоставление с опытными данными.

На рис. 1 представлен объект исследования – рабочее колесо (РК) компрессорной ступени. Рис. 2 отражает форму проточной части РК в меридиональной плоскости, где укрупненно показана расчетная сетка. На рис. 3 приведены сечения срединной поверхности лопатки линиями расчетной сетки q_i , полученные в результате применения геометрического блока.

Моделирование течения в ступени выполнено при стандартных атмосферных условиях на входе в лопаточный венец: $T^* = 288$ К, $P_g^* = 101325$ Па. При моделировании проточной части на входе и выходе обводы имели очертания, близкие к цилиндрическим, и соответствовали проточной части стэнда.

На рис. 4 показаны полученные в результате расчета суммарные характеристики компрессорной ступени в виде зависимостей $\bar{\pi}_{cm}^* = f(\bar{G}_{np})$, где $\bar{\pi}_{cm}^* = \pi_{cm}^* / \pi_{cm p}^*$, $\bar{G}_{np} = G_{np} / G_{np p}$, индексом "p" обозначены параметры ступени на "расчетном" режиме. Там же для сопоставления маркерами нанесены результаты экспериментального исследования. Оценка среднеквадратичного отклонения (СКО) расчетных и опытных значений $\bar{\pi}_{cm}^*$ представлена в табл. 1 для всех частот вращения за исключением режимов максимального расхода.

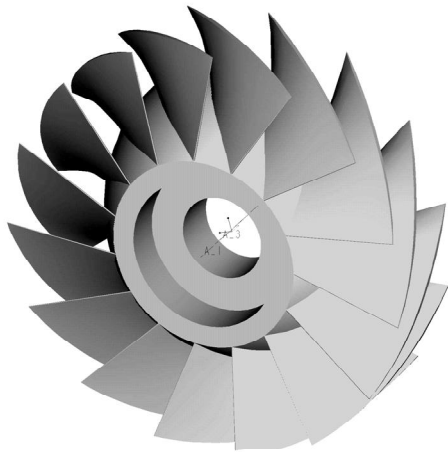


Рис. 1. Объект исследования

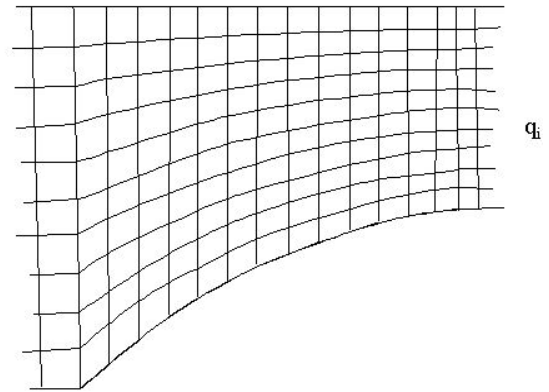


Рис. 2. Расчетная область

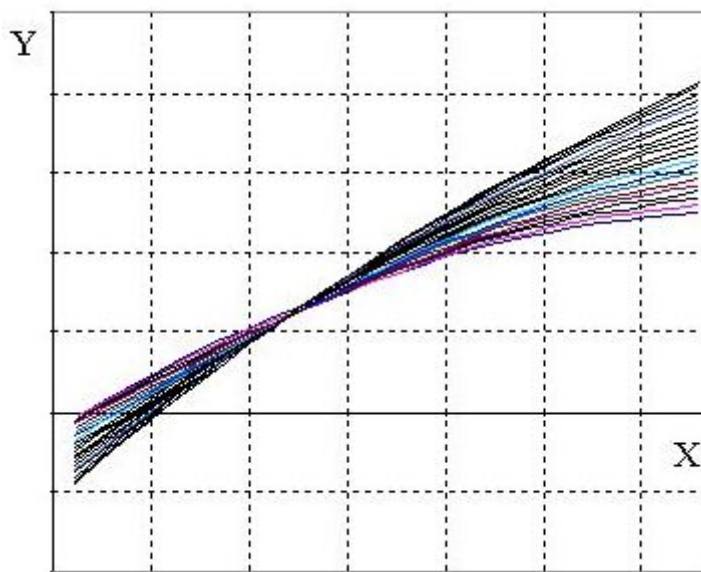


Рис. 3. Средние линии рабочего колеса на линиях расчетной сетки

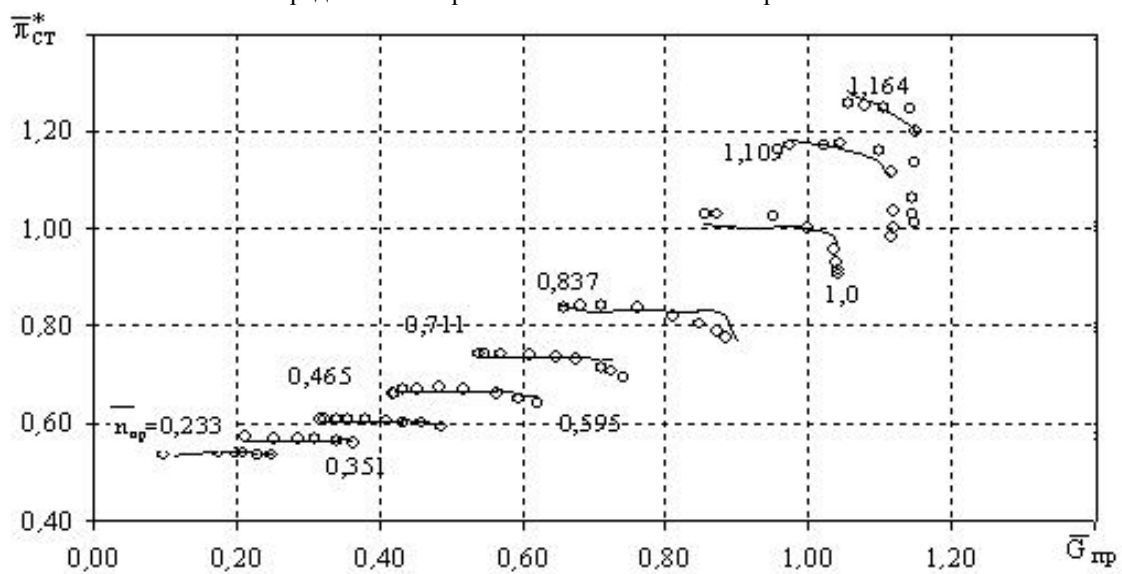


Рис. 4. Характеристика компрессорной ступени

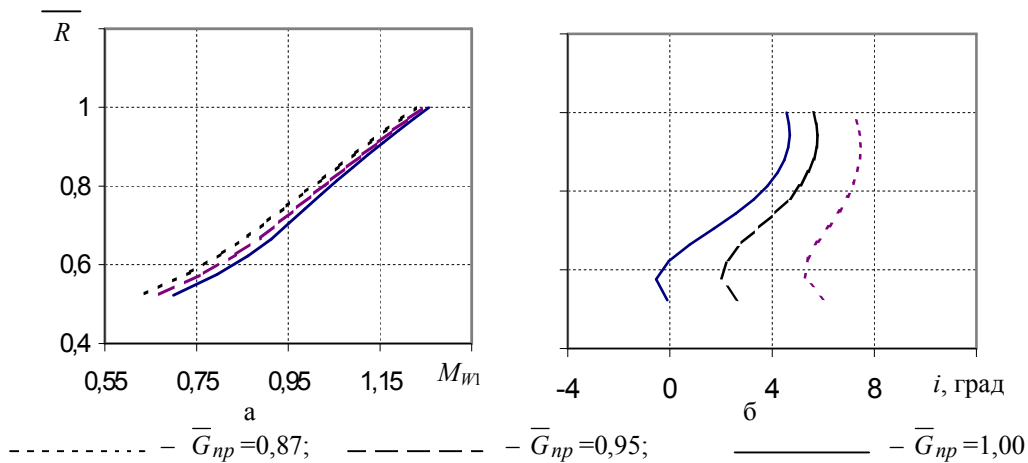
Таблица 1

Среднеквадратичное отклонение по режимам

\bar{n}_{np}	0,233	0,351	0,465	0,595	0,711	0,837	1,00	1,109	1,164	среднее
СКО, %	0,012	0,051	0,14	0,393	0,563	1,6	3,544	6,876	2,538	0,497

Полученные удовлетворительные результаты согласования опытных и расчетных значений интегральных параметров позволили более детально рассмотреть структуру течения в ступени.

На рис. 5, а показано изменение чисел Маха потока в относительном движении на входе в РК при $\bar{n}_{np} = 1,0$ на трех режимах по расходу. Из рисунка следует, что примерно на 50% высоты лопатки в периферийной области скорость потока, набегающего на рабочее колесо, является сверхзвуковой.

Рис. 5. Изменение параметров потока в рабочем колесе по радиусу при $\bar{n}_{np} = 1,0$

Изолинии чисел Маха в абсолютном (неподвижные элементы проточной части) и относительном (рабочее колесо) движении на "расчетной" частоте вращения приведены на рис. 6. Увеличение расхода приводит к расширению сверхзвуковой области в рабочем колесе и увеличению максимальных чисел Маха с $M_{max} = 1,25$ ($\bar{G}_{np} = 1,0$) до $M_{max} = 1,44$ ($\bar{G}_{np} = 1,04$). Сгущение изолиний в периферийной области рабочего колеса можно интерпретировать как скачок уплотнения, который при увеличении расхода становится более мощным. Сверхзвуковая область на рабочем колесе в обоих случаях занимает более половины высоты лопатки.

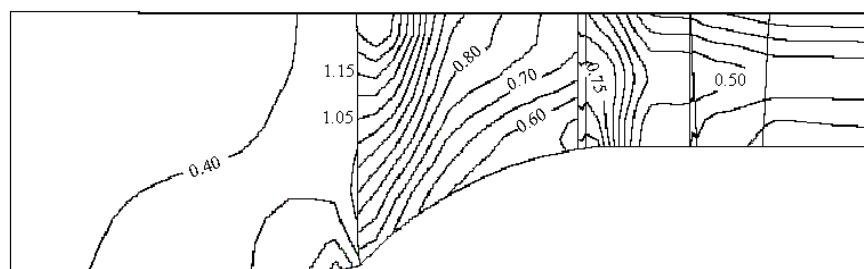
Максимальное значение M_{wl} составляет $\sim 1,28$. Влияние режима работы по расходу на распределение углов натекания на входе в рабочее колесо показано на рис. 5, б.

Увеличение расхода приводит к снижению значений углов натекания.

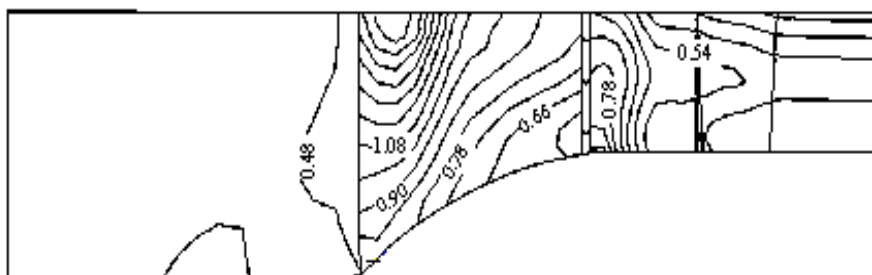
Увеличение углов натекания вблизи втулки объясняется особенностями профилирования меридиональных обводов втулочной поверхности рабочего колеса в этой области.

Полученные результаты расчета позволяют также определить структуру течения в направляющем (НА) и спрямляющем (СА) аппаратах. На обоих режимах течение в привтулочных сечениях лопаток НА имеет сверхкритический характер, что может быть причиной появления дополнительных потерь.

С помощью модернизированного ПК AxSym_M получены также углы натекания на неподвижные лопаточные аппараты, что позволило судить о согласованности работы на различных режимах и при необходимости вносить коррективы в геометрические параметры.



а



б

Рис. 6. Изолинии чисел Маха в рабочем колесе при $\bar{n}_{np}=1,0$:

а – $\bar{G}_{np} = 1,0$; б – $\bar{G}_{np} = 1,04$.

Заключение

Полученные удовлетворительные результаты апробации модернизированного ПК AxSym позволяют применять его для исследования в течения трансзвуковых ступенях, что создает реальную основу для усовершенствования и доводки таких ступеней применительно к конкретным условиям работы в системе двигателя

Литература

1. Жуковский М.И. Аэродинамический расчет потока в осевых турбомашинах. – Л.: Машиностроение, 1967. – 288 с.
2. Дорфман Л.А. Численные методы в газодинамике турбомашин. – Л.: Энергия, 1974. – 272 с.
3. Сальников В.С. К расчету осесимметричного потока газа в турбомашинах // Лопаточные ма-

шины и струйные аппараты. – 1972. – Вып. 6. – С. 25 – 48.

4. Бойко Л.Г., Ковалев М.А. Метод расчета до- и трансзвукового течения в осевых компрессорах и результаты его апробации // Сб. научн. трудов Ин-та проблем машиностроения им. А.Н.Подгорного НАН Украины. – Х.: ИПМаш. – 1997. – С. 231 – 234.

5. Бойко Л.Г., Ковалев М.А., Демин А.Е. Комплекс программ аэродинамического расчета и проектирования компрессоров газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т "ХАИ". – 1998. – Вып. 5 (тематич.). – С. 91 – 93.

Поступила в редакцию 25.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.