

УДК 621.44.533.697

Ю.Ф. БАСОВ¹, Л.Г. БОЙКО²¹ ОАО "Мотор-Січ", Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ВЛИЯНИЕ ПОЛЯ ПАРАМЕТРОВ НА ВХОДЕ НА ТЕЧЕНИЕ В СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

На основе усовершенствованного метода расчета проведено моделирование трансзвукового течения в ступени осевого компрессора. Показано влияние формы проточной части на входе на структуру течения в компрессорной ступени и его характеристики.

ступень компрессора, моделирование трансзвукового течения, влияние формы проточной части на входе в ступень

Введение, постановка задачи исследования

В процессе разработки газотурбинных двигателей важная роль принадлежит проектированию их элементов с использованием баз данных, содержащих геометрические параметры типовых конструкций, а также их газодинамические и прочностные характеристики, полученные экспериментально или расчетным путем. Для успешного использования этих материалов необходимо иметь хорошо отработанный инструмент математического моделирования.

Возможность применения доведенных конструкций ступеней компрессоров и вентиляторов делает процесс проектирования более целенаправленным, существенно сокращает его сроки. Подходы к моделированию ступеней турбомашин представлены в монографиях [1, 2]. Однако получение геометрических параметров современных высоконагруженных компрессорных ступеней, имеющих сложное пространственное профилирование, с помощью классических методов теории подобия имеет особенности. Часто по условиям работы ступеней не удается удовлетворить требованиям теории и обеспечить подобие течений во всех точках проточной части даже по наиболее важным критериям. По этой при-

чине хорошо отработанная и доведенная в стендовых условиях ступень не всегда подтверждает заявленные параметры, а иногда оказывается вообще неработоспособной на реальном объекте. К числу трудно моделируемых условий следует отнести подобие полей параметров потока на входе. Обеспечение подобия течений на среднем радиусе в этом случае не является достаточным.

В свете этого исследование влияния радиально-неравномерного поля параметров потока на входе на структуру течения в высоконагруженной ступени вентилятора современного авиационного двигателя и его суммарные характеристики является актуальной задачей.

Решение данной задачи предлагается осуществить, опираясь на имеющиеся результаты опытных исследований, методами численного анализа.

Решение задачи

При проведении работ использован программный комплекс AxSym, предназначенный для поверочного расчета осесимметричных до- и трансзвуковых течений в осевых компрессорах, позволяющий получить поля газотермодинамических параметров потока в проточной части на различных режимах и суммарные характеристики.

Исходными данными для расчета являются: режим работы по расходу и частоте вращения ротора, поля полных температур, давлений и углов входа потока на входе, геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов в различных сечениях по высоте лопатки. Все необходимые геометрические параметры лопаток и других элементов ступени могут быть получены в результате пространственного моделирования на основании чертежей.

Для получения суммарных характеристик в программном комплексе имеется встроенная процедура осреднения параметров потока по высоте лопатки на основе законов сохранения массы, полной энергии и энтропии в осредненном и осредняемом потоках. Полученные значения полных температур и давлений используются для расчета интегральных величин степени повышения давления π_g^* и КПД.

В работе [3] при исследовании ступени с цилиндрической формой проточной части на входе и выходе, соответствующей стендовым условиям, показано удовлетворительное согласование суммарных характеристик, полученных опытным и расчетным путем.

Однако в системе двигателя ступень вентилятора имеет расширяющуюся проточную часть в выходной области и обтекатель с резко изменяющейся формой обводов по втулке на входе.

На рис. 1, а показана, форма меридиональных обводов, которая на входе в ступень ограничена цилиндрическими поверхностями, а на выходе соответствует реальной в системе двигателя. Напорные характеристики вентиляторной ступени, расположенной в такой проточной части, приведены на рис. 2 в сопоставлении с характеристиками той же ступени с цилиндрической проточной частью [3]. Как видно из рисунка, небольшое раскрытие проточной части в меридиональной плоскости на выходе практически не сказывается на суммарных характеристиках ступени.

Гораздо более существенное влияние оказывает форма проточной части на входе. Приближенная к реальной проточная часть на входе в компрессор (соответственно и в двигатель) показана на рис. 1, б.

Полученные расчетным путем напорные характеристики вентилятора, расположенного в этой проточной части, в сравнении с расчетными характеристиками ступени в стендовых условиях и экспериментальными данными приведены на рис. 3, а. Сплошной линией нанесены характеристики с "реальной" проточной частью, пунктиром – с цилиндрической на входе и расширяющейся на выходе.

На рис. 3, б приведено влияние формы проточной части в меридиональной плоскости на характеристики рабочего колеса.

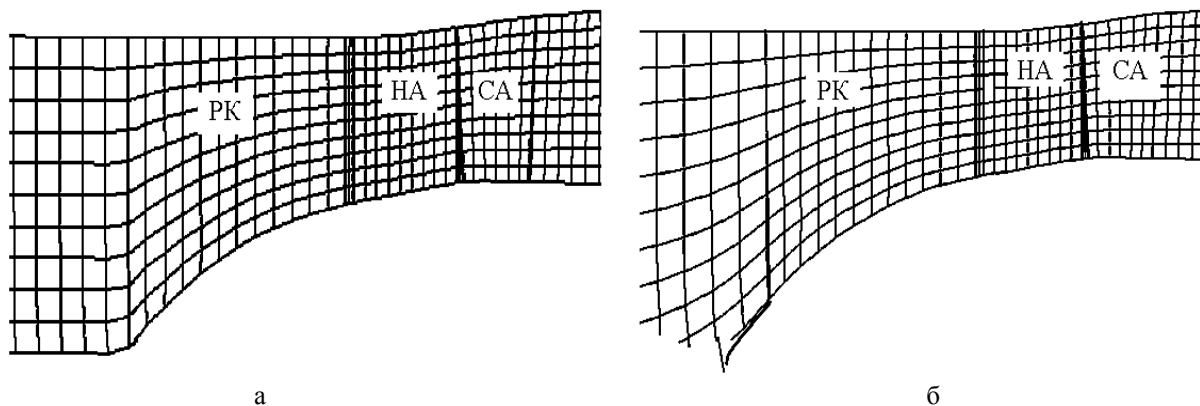


Рис. 1. Проточная часть вентиляторной ступени

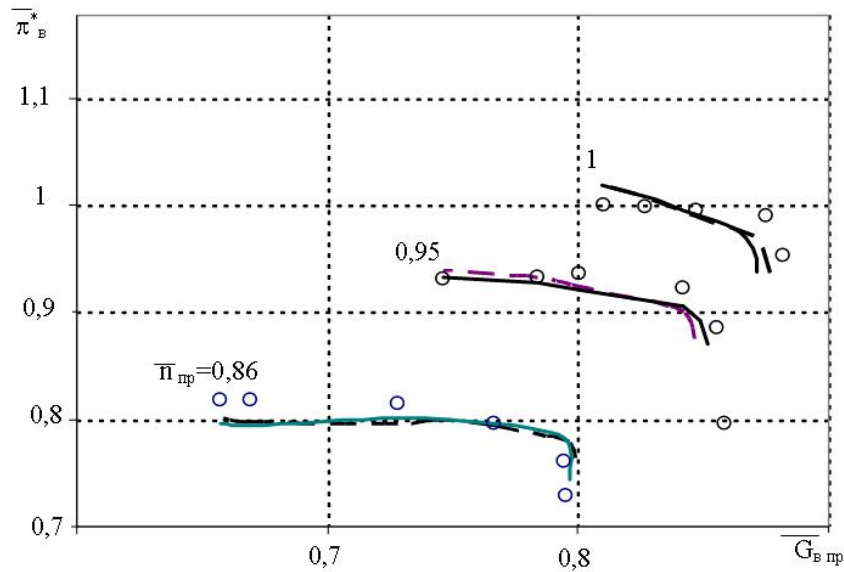


Рис. 2. Влияние формы проточной части на выходе из ступени

——— – цилиндрическая, - - - - - – расширяющаяся на выходе

Обращает на себя внимание существенное снижение максимального расхода воздуха через проточную часть на всех рассмотренных частотах вращения в ступени с реальной проточной частью.

Причиной этого является деформация поля скорости в сечении на входе в рабочее колесо (рис. 4), которая во многом определяется формой

обтекателя двигателя. Перераспределение осевых составляющих скорости по радиусу приводит к изменению эпюры углов натекания (рис. 5). Так, в ступени с "реальной" формой проточной части в периферийной области углы натекания на лопатки РК уменьшаются, однако значительно возрастают на втулке.

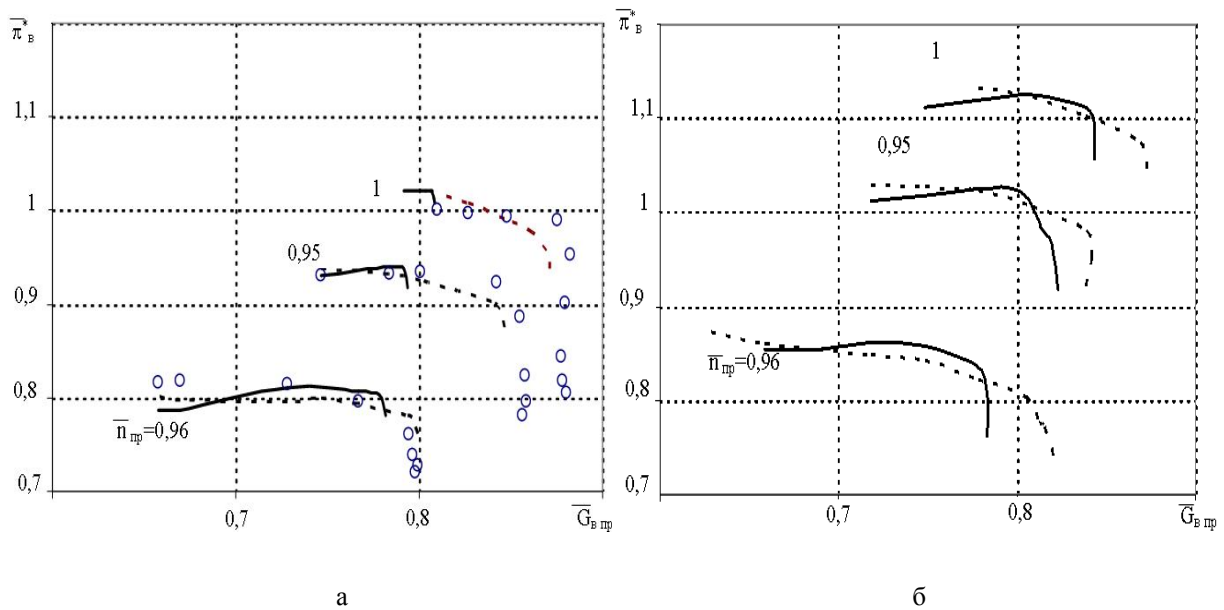


Рис. 3. Влияние формы проточной части на напорные характеристики вентиляторной ступени (а) и рабочего колеса вентилятора (б)

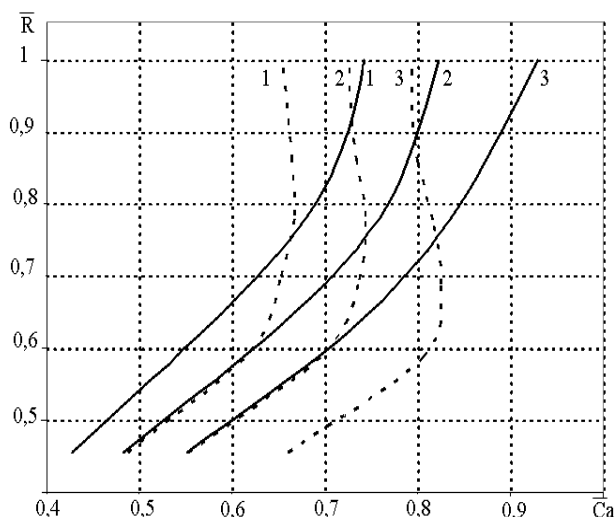


Рис. 4. Влияние формы проточной части на распределение по радиусу осевой составляющей скорости в сечении на входе в рабочее колесо при $\bar{n}_{np} = 0,86$:
 1 – $\bar{G}_{np} = 0,66$; 2 – $\bar{G}_{np} = 0,72$; 3 – $\bar{G}_{np} = 0,78$

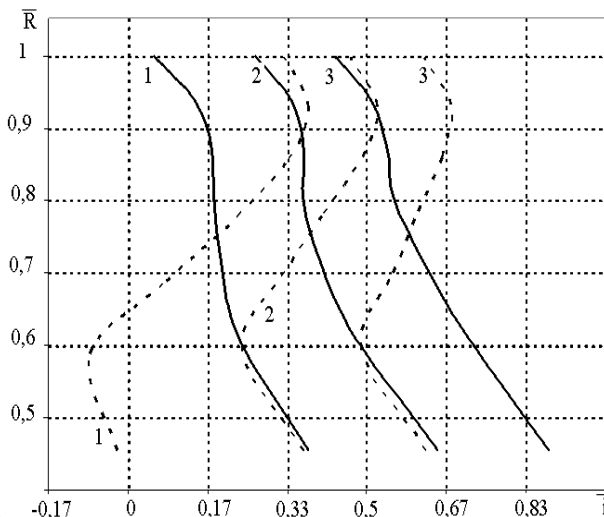


Рис. 5. Влияние формы проточной части на распределение по радиусу углов натекания на рабочее колесо в относительном движении при $\bar{n}_{np} = 0,86$:
 1 – $\bar{G}_{np} = 0,66$; 2 – $\bar{G}_{np} = 0,72$; 3 – $\bar{G}_{np} = 0,78$

Наличие неравномерности на входе приводит к изменению структуры течения внутри ступени. В частности, меняется угол натекания на неподвижный лопаточный аппарат, следующий непосредственно за рабочим колесом, растут скорости потока в привтулочной области, что приводит к более раннему запираанию проточной части и сужению рабочего диапазона ступени по расходу.

Заключение

В статье исследовано влияние изменения форм обводов проточной части на входе на характеристики высоконагруженной осевой вентиляторной ступени. Показано, что при сложной форме проточной части двигателя, приводящей к искажению поля параметров потока на входе, использование ступеней высоконагруженных вентиляторов, имеющих хорошие характеристики в цилиндрической проточной части, не является надежным.

Неравномерность эпюр параметров потока на входе может приводить к существенным изменениям структуры течения в ступени, снижению максимального массового расхода вследствие запираания проходного сечения межлопаточных каналов, а так-

же запасов газодинамической устойчивости. В этом случае вентиляторная ступень должна быть либо спроектирована заново для использования в заданном поле параметров потока либо адаптирована под это поле с помощью соответствующих расчетных методов.

Литература

1. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1970. – 610 с.
2. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
3. Басов Ю.Ф., Демин А.Е., Максимов Ю.П. Анализ аэродинамических характеристик и структуры течения в трансзвуковой компрессорной ступени // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 2 (18). – С. 37-41.

Поступила в редакцию: 26.01.2006

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