

УДК 621.44.533.697

Ю.Ф. БАСОВ<sup>1</sup>, Л.Г. БОЙКО<sup>2</sup><sup>1</sup> *ОАО "Мотор-Січ", Украина*<sup>2</sup> *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 поврочного 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  $\pi_g^*$  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.

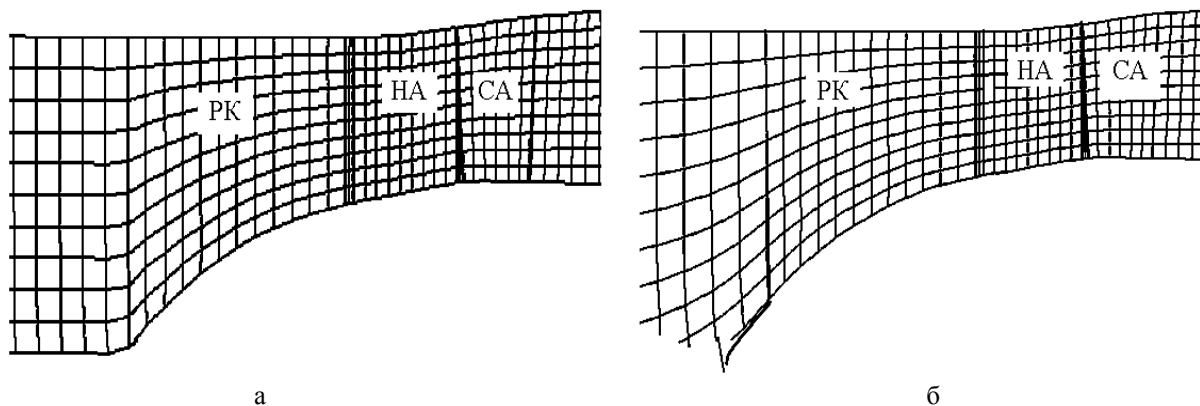


Рис. 1. Проточная часть вентиляторной ступени

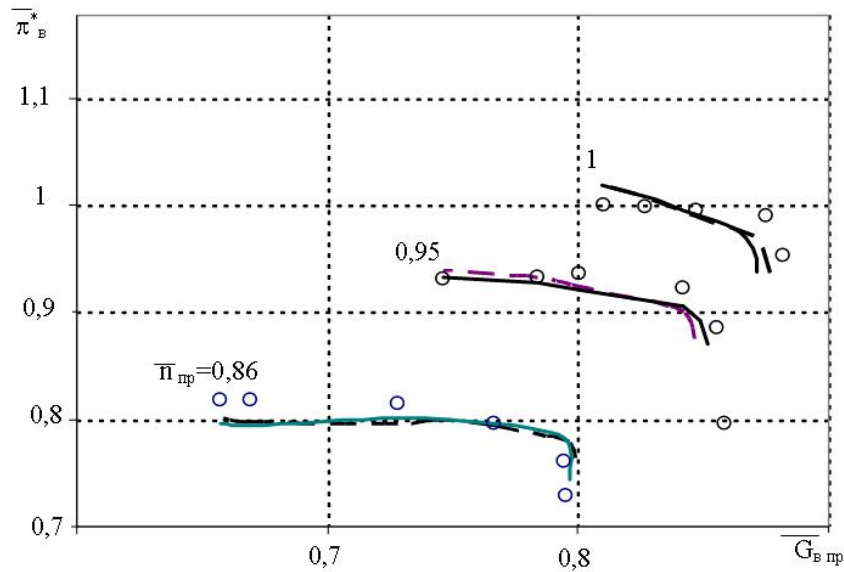


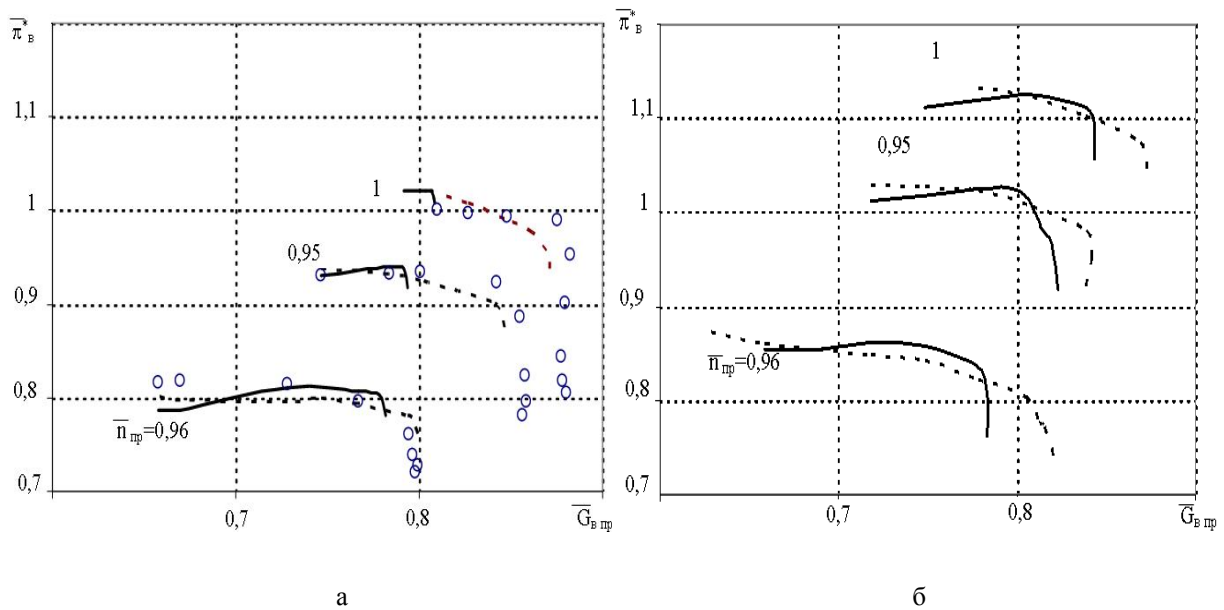
Рис. 2. Влияние формы проточной части на выходе из ступени

——— – 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.



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

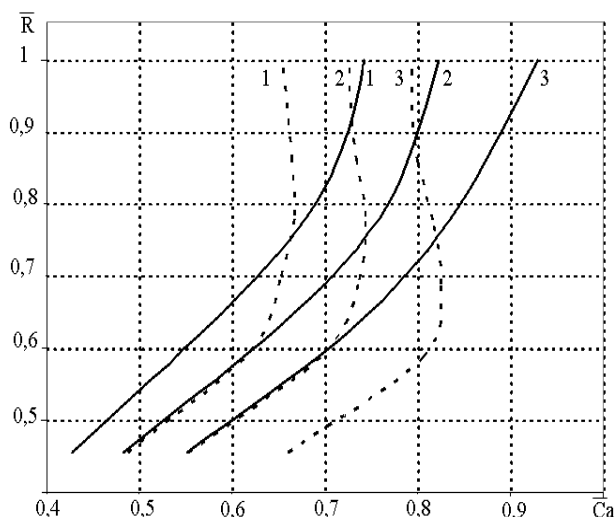


Рис. 4. Влияние формы проточной части на распределение по радиусу осевой составляющей скорости в сечении на входе в рабочее колесо при  $\bar{n}_{np} = 0,86$ :  
 1 –  $\bar{G}_{np} = 0,66$ ; 2 –  $\bar{G}_{np} = 0,72$ ; 3 –  $\bar{G}_{np} = 0,78$

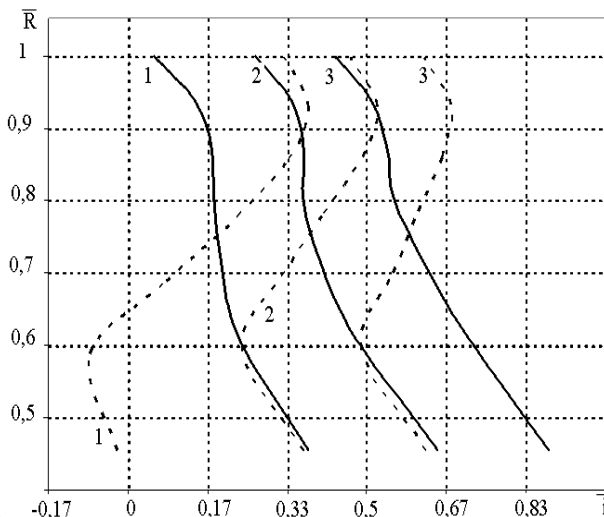


Рис. 5. Влияние формы проточной части на распределение по радиусу углов натекания на рабочее колесо в относительном движении при  $\bar{n}_{np} = 0,86$ :  
 1 –  $\bar{G}_{np} = 0,66$ ; 2 –  $\bar{G}_{np} = 0,72$ ; 3 –  $\bar{G}_{np} = 0,78$

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.