

УДК 621.515

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОМПРЕССОРОВ ГТД ПУТЁМ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПРОФИЛИРОВАНИЯ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ

© 2013 В. П. Герасименко¹, М. Ю. Шелковский²

¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина
²“Заря”-“Машпроект” ГП НПКГ, Украина

Рассмотрено оптимальное пространственное профилирование лопаточных венцов компрессорных ступеней ГТД на основе расчёта трёхмерного вязкого потока. Одновременное варьирование геометрических параметров лопаток и решёток профилей при их профилировании существенно ускоряет процедуру многопараметрической оптимизации. В качестве интегрального критерия минимизации различных видов гидравлических потерь использован КПД компрессорных ступеней. В результате экспериментальных исследований оптимизированной решётки профилей выходного спрямляющего аппарата компрессора стационарного ГТД было установлено уменьшение коэффициента гидравлического сопротивления в ней по сравнению с исходной решёткой в широком диапазоне углов атаки.

Газотурбинный двигатель, компрессор, оптимизация, средняя линия, навал, характеристика, коэффициент потерь.

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) характеризуются высокими термодинамическими параметрами рабочего процесса, большим разнообразием типов и кинематических схем, значительным совершенством элементов конструкции [1]. Вместе с тем специфика их работы по простому циклу является серьёзным ограничением в повышении топливной экономичности в отличие от комбинированных наземных энергетических и судовых установок ГТУ, работающих по сложным циклам. Эту проблему в дозвуковой транспортной и пассажирской авиации пытаются решать наряду с применением большой степени двухконтурности созданием отдельных образцов турбовентиляторных двигателей, имеющих хорошие экономические показатели как в турбовинтовых двигателях, но при больших скоростях полёта ($M_n = 0,8...0,9$). Для многорежимных самолётов с этой целью создают двигатели изменяемого рабочего процесса. Однако в ГТД, работающих по простому циклу, применение высоких параметров рабочего процесса ($\pi_k^* = 35$, $T_T^* = 1700$ К), при которых

улучшается не только топливная экономичность, но и другие удельные параметры (удельная мощность или тяга, удельная масса и т.п.), явилось основной тенденцией их термодинамического совершенствования. Вместе с тем увеличение степени повышения давления компрессора π_k^* приводит к снижению КПД компрессора даже при неизменной эффективности его ступеней. Это замедляет рост экономичности ГТД из-за ухудшения КПД его узлов. Нынешнее развитие компрессоров авиационного назначения подтверждает возможность повышения эффективности его ступеней до значений $\eta_{cm} = 0,92...0,93$, при которых могут быть созданы многоступенчатые компрессоры ГТД с $\pi_k^* = 35$ и приемлемыми значениями их КПД ($\eta = 0,88...0,89$) [2]. Для достижения столь высоких КПД компрессорных ступеней требуются новые подходы к их созданию с минимизацией всех источников потерь. Такая стратегия возможна на основе многопараметрической оптимизации с пространственным профилированием лопаточных венцов, выполня-

емой с помощью расчёта трёхмерного вязкого турбулентного обтекания лопаток. Концепция аэродинамического совершенствования лопаточных аппаратов проточных частей турбомашин, как правило, рассматривается основным направлением повышения их КПД [3, 4].

Детальный анализ сложной трехмерной структуры потока в проточной части осевых компрессорных ступеней [5] позволяет выделить основные источники потерь, на минимизацию которых должны быть направлены мероприятия по их снижению. К ним необходимо отнести:

- профильные потери из-за поверхностного трения в пограничных слоях на профилях лопаточного венца, зависящие от диффузорности межлопаточных каналов;

- вторичные потери, обусловленные поперечными перетеканиями рабочего тела в пограничных слоях, в том числе потери “парного вихря” и вихревые потери в двухгранных углах, сопровождаемые иногда отрывом потока на стыке спинки лопатки и втулки рабочего колеса (РК);

- потери на трение о кольцевые ограничивающие стенки, часто называемые “концевыми потерями”.

При наличии радиального зазора над лопатками РК образуется достаточно интенсивный вихрь перетекания [6, 7], сопровождаемый значительными вихревыми потерями ввиду перемешивания этого вихря с основным потоком у кольцевой стенки за колесом. При этом наблюдается интерференция этих вихревых течений, в результате чего происходит смешение эффектов данных видов потерь, особенно в высоконагруженных колесах. В радиальном зазоре кроме потерь, связанных с перетеканием, проявляется также “скребковый” эффект [8].

Дифференциация по перечисленным видам потерь для их оценки с целью минимизации при пространственном профилировании лопаточных венцов становится сравнительно условной ввиду интерференции вихревых течений, что приводит к трудностям их разделения. В этой ситуации представляется нецелесообразным их дифференциация. Предварительные параметрические влияния на КПД ступени типичных геометрических параметров профилей [9-12] (густоты решетки, типа профиля, кривизны канала, относительного радиального зазора и др.) свидетельствуют о сравнительной соизмеримости эффектов, которые требуют учёта при оптимизации. В частности, исследования авторов [11] подтвердили возможность повышения КПД ступени до 0,92 за счёт ослабления эффекта радиального зазора путем введения парусности рабочих лопаток, их тангенциального “навала” или “бочкообразности” и применения обратной S-образности выходной кромки периферийных сечений профилей.

Для тестирования метода оптимизации пространственного профилирования лопаток одним из первых было выполнено пере профилирование выходного спрямляющего аппарата (ВСА) с большим углом поворота потока ($\theta = 60^\circ$). Варьируемыми переменными являлись форма средней линии и распределение толщины профиля вдоль средней линии. Целевой функцией при оптимизации служил коэффициент восстановления давления заторможенного потока в решётке. Далее на стенде статических продувок ГП НПКГ “Заря”-“Машпроект” были проведены сравнительные испытания двух компрессорных решеток ВСА, составленных из профилей В10 с относительной толщиной 10% - исходной решётки и решётки с оптимизированным профилем (рис. 1).

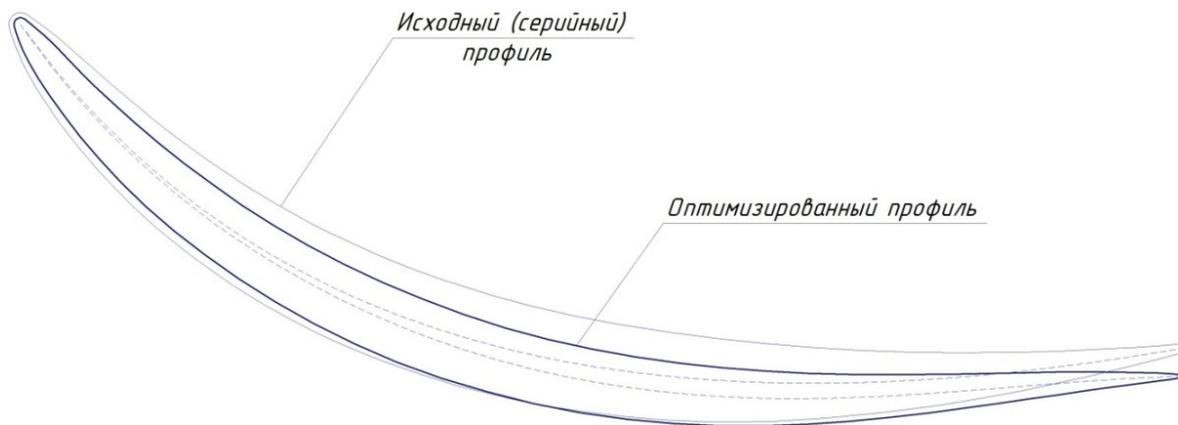


Рис. 1. Сопоставление исходного и оптимизированного профиля ВСА

При экспериментальных исследованиях модель препарировалась приёмниками давления для измерения параметров потока (рис. 2). В сечениях: I-I на входе в решётку (измерялось избыточное давление заторможенного потока двумя вертикальными семиточечными гребёнками); II-II на входе в решётку (измерялось статическое давление девятью приёмниками); III-III на выходе из решётки (измерялось статическое давление десятью приёмниками); IV-IV на выходе из решётки

(проводилось траверсирование проточной части модели вдоль фронта и по высоте решётки комбинированным пневмонасадком).

В ходе эксперимента определялась периодичность течения через решётку путём замера статических давлений до решётки и после неё. При обработке результатов средние значения величин измеряемых параметров определялись интегрированием в пределах одного шага.

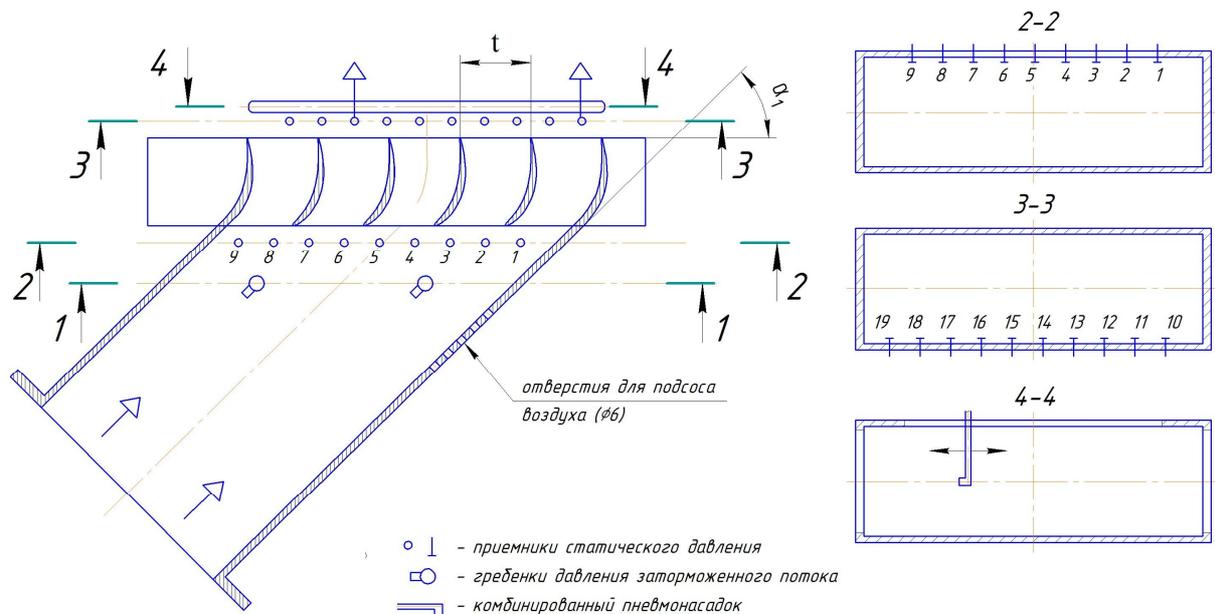


Рис. 2. Схема экспериментальной установки для продувки моделей ВСА

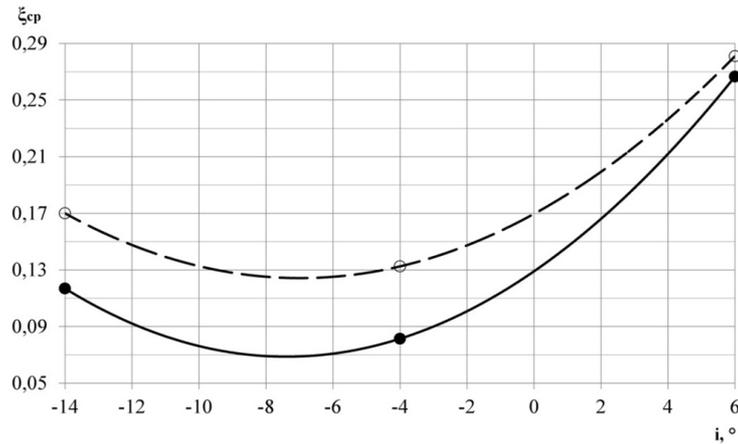


Рис. 3. Сопоставление коэффициентов гидравлического сопротивления $\zeta_{ср}$ модели для исходной и оптимизированной решётки профилей при различных углах атаки i на расчётном режиме
 ● - оптимизированный профиль
 ○ - исходный профиль

Испытания подтвердили преимущества постановки в решётку оптимизированного профиля, что выразилось в существенном снижении потерь, расширении интервала углов атаки, при которых величины потерь близки к минимальным, и более равномерном поле скоростей на выходе из решётки. Как видно из рис. 3, в оптимизированной решётке коэффициент гидравлического сопротивления на расчётном режиме работы $\lambda_{вх}=0,53$ уменьшился на (1,4...5,3)% по отношению к исходному варианту в диапазоне углов ата-

ки $i = (-14)^\circ \div (+6)^\circ$. При этом закрученный след от лопатки стал более узким, что выразилось в увеличении среднеинтегрального по шагу коэффициента восстановления давления заторможенного потока: $\sigma_{ср} = 0,988$ в оптимизированной решётке, против $\sigma_{ср} = 0,977$ в исходной решётке профилей (рис. 4, 5). Кроме того, наблюдалось уменьшение размеров отрывных зон и интенсивности вторичных течений в оптимизированной решётке.

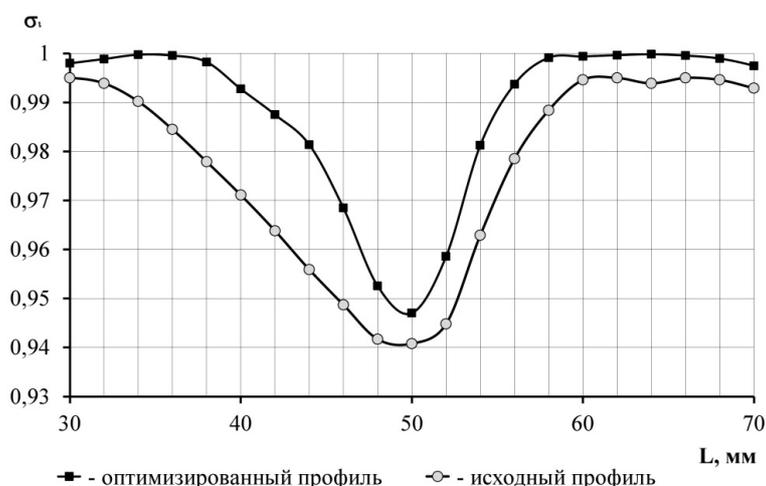


Рис. 4. Сопоставление коэффициентов восстановления давления заторможенного потока в среднем сечении по высоте проточной части для исходной и оптимизированной решётки профилей по шагу на расчётном режиме

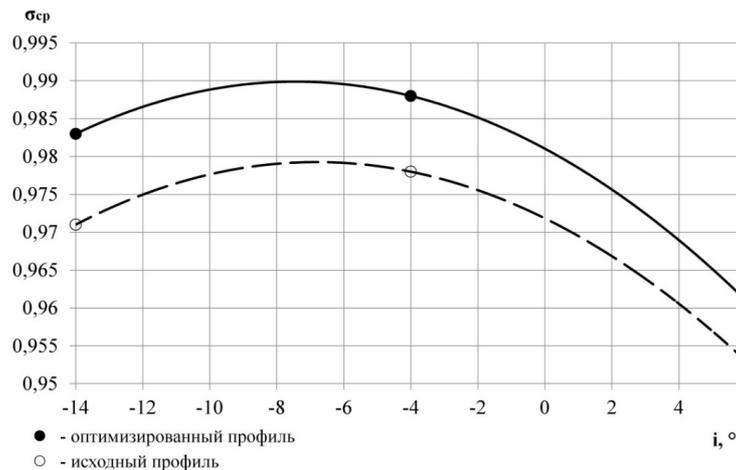


Рис. 5. Сопоставление коэффициентов восстановления давления заторможенного потока модели для исходной и оптимизированной решётки профилей при различных углах атаки на расчётном режиме

Исследования авторов [13, 14], связанные с одновременной оптимизацией рабочих колес и направляющих аппаратов компрессорных ступеней, подтвердили возможность повышения КПД ступеней до значений $\eta_{ст} = 0,92...0,93$, что согласуется с экспериментальными данными [15, 16] и публикациями фирм Rolls-Royce и General Electric [17, 18].

Заключение

Оптимальное пространственное профилирование лопаточных венцов компрессорных ступеней ГТД на основе расчёта трёхмерного вязкого потока является эффективным аэродинамическим средством повышения экономичности компрессоров. Одновременное варьирование геометрических параметров лопаток и решёток профилей при таком профилировании существенно ускоряет процедуру многопараметрической оптимизации. Влияние нестационарности потока, связанной с закруточными следами взаимоперемещающихся лопаточных венцов, может быть учтено их исследованиями в системе многоступенчатого компрессора.

Библиографический список

1. Научный вклад в создание авиационных двигателей [Текст] / под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. Кн. 1 – 725 с. Кн. 2 – 646 с.
2. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. Ч.1. – 312 с.
3. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров [Текст]: / Н. Кампсти; пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
4. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст]: монография / [А.В. Бойко и др.]. – Харьков: НТУ “ХПИ”, 2002. – 356 с.
5. Иноуэ. Трёхмерная структура и затухание вихрей за осевой вращающейся решёткой лопаток [Текст] / Иноуэ, Куроумару // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1984. – Т.106. – №3. – С. 21-29.
6. Иноуэ. Экспериментальное исследование протекания газа через радиальный зазор в осевом компрессоре [Текст] / Иноуэ, Куроумару, Фукухара // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1986. – №1. – С. 6-14.
7. Пандия. Исследование структуры потока в области радиального зазора

внутри и на выходе из межлопаточного канала рабочего колеса компрессора [Текст] / Пандия, Лакшминараяна // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1983. – №1. – С. 1-16.

8. Герасименко, В.П. Эффекты радиального зазора в турбомашинах [Текст] / В.П. Герасименко, Е.В. Осипов, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – №8/16. – С. 51-58.

9. Герасименко, В.П. Оптимизация геометрических параметров лопаток турбомашин решением прямой аэродинамической задачи [Текст] / В.П. Герасименко, Е.В. Осипов, М.Ю. Шелковский // Наукові праці. Сер. Техногенна безпека. Науково-методич. журнал. Миколаїв, держ. гуманіт. ун-т ім. П. Могили Комплексу “Києво-Могилянської академії” – 2006. – Т. 53. – Вип. 40. – С. 133-140.

10. Старков, Р.Ю. Постановка задачи прямого численного моделирования для расчета аэродинамики лопаточных венцов [Текст] / Р.Ю. Старков, А.А. Степанов, Т.В. Томилина // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – №8(24). – С. 110-114.

11. Герасименко, В.П. Аэродинамическая оптимизация рабочего колеса компрессора ГТД [Текст] / В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №10(77). – С. 46-48.

12. Кваша, Ю.А. О совместном решении прямой и обратной задачи газодинамики компрессорных решеток [Текст] / Ю.А. Кваша, С.В. Мелашич // Авиационно-

но-космическая техника и технология. – 2008. – №7(54). – С. 74-77.

13. Герасименко, В.П. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамических характеристик компрессорных решеток в системе многоступенчатого компрессора [Текст] / В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №8(95). – С. 61-68.

14. Герасименко, В.П. Комплексное аэродинамическое совершенствование компрессоров ГТД [Текст] / В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №10(77). – С. 46-48.

15. Спицын, В.Е. Компрессор со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / В.Е. Спицын, М.А. Шаровский, М.Ю. Шелковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №7(54). – С. 90-94.

16. Шаровский, М.А. Характеристики многоступенчатого компрессора со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / М.А. Шаровский, Е.А. Токарева, М.Ю. Шелковский // Вестн. двигателестроения. – 2007. – №3. – С. 56-61.

17. Shahpar S. Padram: Parametric design and rapid meshing system for turbomachinery optimization [Text] / S. Shahpar, L. Lapworth // Proceedings of ASME Turbo Expo 2003. Atlanta (Georgia USA). – June 13-16, 2003.

18. Cofer, J.I. Advances in steam Path Technology [Text] / J.I. Cofer, J.K. Renker, W.J. Sumner // GE Power generation. – GER-3713E.

AERODYNAMIC IMPROVEMENT OF GTE COMPRESSORS BY SPACE PROFILING OF BLADE VANES

© 2013 V. P. Gerasimenko¹, M. Y. Shelkovsky²

¹National Aerospace University “KhAI”, Ukraine

²SE “Zorya”-“Mashproect”, Ukraine

The optimum spatial profiling of blade vanes of GTE compressor stages is considered on the basis of calculation of a three-dimensional viscid stream. The simultaneous varying of geometrical parameters of blades and

blade cascades in their profiling substantially accelerates the procedure of parametric optimization. As an integral criterion of minimization of different types of hydraulic losses the efficiency of compressor stages is used. The coefficient of hydraulic resistance is shown to decrease as compared to the initial vane, in a wide range of incidence angles, as a result of experimental research of the optimized output straight vane cascade of a stationary GTE compressor.

Gas turbine engine, compressor, optimization, middle line, lean, characteristic, loss coefficient.

Информация об авторах

Герасименко Владимир Петрович, доктор технических наук, профессор, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина. E-mail: boyko@d2.khai.edu. Область научных интересов: газодинамика осевых и центробежных компрессоров, численные методы расчёта.

Шелковский Михаил Юрьевич, инженер 1-й категории сектора газодинамики отдела компрессоров, ЦНИОКР «Заря»-«Машпроект». E-mail: maikl-shelkovsky@rambler.ru. Область научных интересов: газодинамика осевых и центробежных компрессоров, численные методы расчёта.

Gerasimenko Vladimir Petrovich, Doctor of Sciences (Engineering), Professor of National Aerospace University named after N.Y. Zhukovsky “KhAI”, Ukraine. E-mail: boyko@d2.khai.edu. Area of research: gas dynamics of axial and centrifugal compressors, numerical calculation methods.

Shelkovsky Michail Yurievich, engineer of Gas Dynamic Sector, Compressor Department, SE “Zorya”-“Mashproect”. E-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua. Area of research: gas dynamics of axial and centrifugal compressors, numerical calculation methods.