

И. Ф. КРАВЧЕНКО, С. А. ХОМЫЛЕВ*ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина***РЕЗУЛЬТАТЫ УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СТУПЕНИ
ВЫСОКОНАГРУЖЕННОЙ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ**

Одной из характерных особенностей высоконагруженных турбин низкого давления (ТНД) с низким коэффициентом расхода является реализация больших углов поворота потока в лопаточных венцах, которые имеют достаточно тонкие и сильно изогнутые профили сечений. Такие решетки очень чувствительны к нерасчетным углам натекания потока, особенно к положительным углам атаки. Поэтому эффективность высоконагруженной ТНД сильно зависит от условий её работы. В то же время по разным причинам в процессе доводки или эксплуатации двигателя рабочие условия могут сильно отличаться от проектных. Поэтому создание робастной конструкции ТНД является актуальной задачей. В статье рассмотрена расчётная апробация метода повышения устойчивости к большим нерасчетным углам атаки сопловых и рабочих решеток промежуточной ступени высоконагруженной ТНД опытного двигателя путем изменения формы передних кромок. Рассматриваемая турбина была ранее испытана в составе полноразмерного двигателя. Было определено, что условия работы ТНД и ее КПД значительно отличаются от расчетных. Численный (CFD) анализ течения показал, что одна из причин низкого КПД – большие углы атаки на лопатки второй ступени, которые в конечном итоге приводят к появлению отрывных течений и росту коэффициентов потерь энергии. Проведена модернизация передних кромок лопаток путем уменьшения радиуса вписанной окружности и локального увеличения угла заострения без изменения базовых профилей. Согласно расчету это позволило существенно улучшить обтекание. Уменьшена интенсивность торможения потока за скачком уплотнения в месте перехода от окружности кромки к поверхности спинки, это позволило устранить или уменьшить интенсивность отрыва потока в лопатках СА и значительно уменьшить коэффициент потерь энергии. Так же было обеспечено более благоприятное течение в лопатках РК, где тоже получено небольшое снижение коэффициента потерь. В результате увеличился КПД исследуемой ступени и ТНД в целом в нерасчетных условиях работы. Данный подход может быть рекомендован как для повышения КПД узла на этапе его опытной доводки, так и при проектировании новых турбин для повышения их робастности.

Ключевые слова: турбина низкого давления; высоконагруженная ступень; угол атаки; отрыв потока; потери; робастность.

Введение

Турбина низкого давления (ТНД) является одним из ключевых узлов авиационного двигателя, который в значительной мере определяет его эффективность, массу и стоимость [1]. В свою очередь, эффективность ТНД зависит от многих факторов и среди них – соответствие параметров рабочего процесса и геометрии турбины проектным значениям. Характеристики узлов вновь изготовленного двигателя могут отклоняться от расчётных и вследствие производственных отклонений, и в результате ошибок и несовершенства методов проектирования (особенно это актуально на этапе доводки и согласования узлов опытного двигателя). Кроме того, характеристики узлов неизбежно ухудшаются в процессе опытной и серийной эксплуатации. Как правило, отклонение параметров рабочего процесса ТНД от расчётных значений, приводит к снижению её эффективности. Например, увеличение темпера-

туры газа приводит к уменьшению приведенной частоты вращения ротора ТНД, а это, в свою очередь, увеличивает газодинамическую нагрузку и положительные углы атаки на рабочих лопатках, а также снижает КПД ТНД. К такому же эффекту могут приводить ошибки проектирования и изготовления самой ТНД, например, неверный выбор или отклонения площадей сечений лопаточных венцов, повышенные утечки рабочего тела из проточной части и т.д.

Таким образом, сегодня перед проектировщиком стоит задача не только создать высокоэффективную турбину в расчётной точке, но и свести к минимуму возможное снижение её КПД при отклонении рабочих параметров от проектных в условиях неопределённости знаний о причинах и величинах этих отклонений, так называемую робастную конструкцию [2, 3]. Особенно это актуально при проектировании высоконагруженных ТНД.

Одной из характерных особенностей высоко-

нагруженных ТНД с низким коэффициентом расхода является реализация больших углов поворота потока ($\Delta\beta > 110$ град) в лопаточных венцах, например [4, 5]. То есть лопатки имеют достаточно тонкие и сильно изогнутые профили сечений. Увеличение поворота потока неизбежно приводит к снижению газодинамической эффективности решёток [6, 7, 8]. В работе [9] показано, что высоконагруженные решетки с малыми углами входа потока являются очень чувствительными к нерасчетным углам натекания потока, особенно к положительным углам атаки. Для уменьшения данного отрицательного влияния предложена оригинальная форма передней кромки профиля высоконагруженной решетки [10]. В работе [11] опробован метод профилирования сечения высоконагруженной решетки, который позволил существенно расширить область ее эффективно применения по углу входа потока.

В настоящей работе представлены результаты усовершенствования промежуточной ступени высоконагруженной трехступенчатой ТНД экспериментального авиационного ТРДД с целью отработки метода и демонстрации возможности создания лопаток менее чувствительных к нерасчетным углам натекания потока.

1. Объект исследования

Рассматривается вторая ступень высоконагруженной трёхступенчатой ТНД (рис.1) экспериментального авиационного ТРДД. Характеристики ее ступеней и ТНД двигателей ГП «Ивченко-Прогресс» показаны на диаграмме эффективности (диаграмме Смита) (рис. 2). Из представленных характеристик видно, что рассматриваемая турбина имеет не типично высокую нагрузку ступеней и низкие коэффициенты расхода.

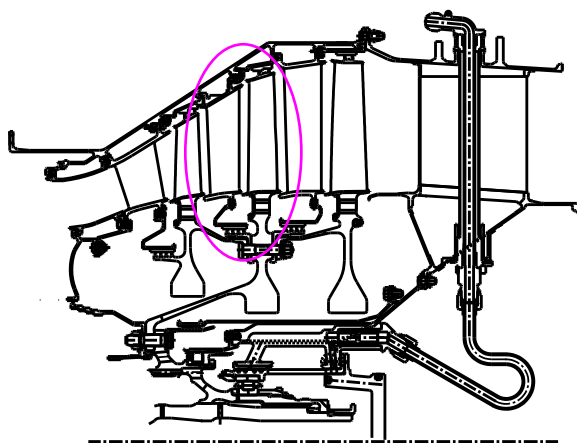


Рис. 1. Турбина низкого давления

Наибольшие углы поворота потока реализуются во второй ступени, поэтому она представляет особый интерес и выбрана для исследований в настоящей работе.

Основные проектные параметры (по результатам 1D расчета) исследуемой 2-й ступени ТНД показаны в таблице 1 во второй колонке. Коэффициент нагрузки (μ) 2-ой ступени значительно больше оптимального значения, которое для реактивных турбин составляет 1,8-2,0, а коэффициент расхода c_a/u меньше оптимального значения (рис. 2). При таком сочетании параметров средние углы поворота потока в обоих венцах превышают 120 град, что обусловлено относительно малыми (меньше типичных) углами входа. При этом решетки сохраняют необходимую конфузурность: $\sin(\alpha_0) / \sin(\alpha_1) = 1,94$ и $\sin(\beta_1) / \sin(\beta_2) = 1,58$.

Исследуемая ТНД испытана в составе полно-размерного двигателя. В процессе испытаний с помощью специального препарирования были измерены поля полных давлений, температур, углов потока на входе и выходе из ТНД, а также статические давления в межвенцовых зазорах ступеней турбины.

Мощность ТНД определена по результатам измерений параметров вентилятора и КНД двигателя, что позволило рассчитать КПД ТНД. Результаты испытаний показали, что турбина работает в нерасчетных условиях. В частности, поля параметров на входе существенно отличаются от теоретических; частота вращения ротора ТНД ниже, а температура газов на входе выше расчетных; измеренные давления в межвенцовых зазорах указывают на уменьшенную степень реактивности 2-ой ступени. В результате этих и других отклонений КПД ТНД получен ниже проектного.

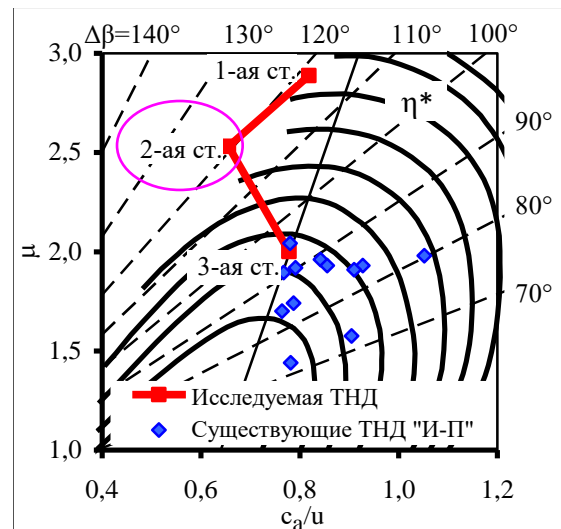


Рис. 2. Характеристики ступеней ТНД на диаграмме Смита

Таблица 1

Расчетные параметры исходной и модернизированной 2-й ступени ТНД

Параметр	Исходная ступень {1D расчет}	Исходная ступень (3D CFD расчет)	Модерн. ступень (3D CFD расчет)
Степень понижения полного давления, π^*	1,596	1,570	1,563
Коэффициент нагрузки, μ	2,532	2,430	2,427
Коэффициент расхода, c_a/u	0,656	0,684	0,686
Степень реактивности, ρ	0,321	0,354	0,355
Угол входа потока в СА, $\alpha_{0г}$, град	39,25	34,96	34,88
Угол выхода потока из СА $\alpha_{1г}$, град	19,02	20,69	20,66
Угол входа потока в РК, β_1 , град	35,60	40,38	40,29
Угол выхода потока из РК, β_2 , град	21,65	22,07	22,13
Коэффициент потерь кинетической энергии в СА, $\zeta_{СА}$	0,0555	0,0941	0,0850
Коэффициент потерь кинетической энергии в РК, $\zeta_{РК}$	0,0648	0,0585	0,0573
Относительный КПД беззазорной ступени, $\eta^*/\eta^*_{расч}$	1,00	0,966	0,974

2. Метод исследования

Поверочные и сравнительные расчеты турбин выполнены в пространственной постановке (далее CFD) решением осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с использованием программного комплекса F [12]. Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством SST (shear stress transport) модели Ментера [13]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности. Расчётная область описывалась конечно-разностной сеткой H-типа, включающей более 4 млн. элементов. В качестве граничных условий для расчета ТНД использованы распределения по радиусу полного давления и температуры, углов потока на входе и статического давления на выходе, полученные в результате измерения потока в проточной части турбины. С целью упрощения математической модели и сокращения времени счета расчеты выполнены без учета радиальных зазоров, утечек и подводов рабочего тела в проточной части.

3. Модернизация

При профилировании исходных лопаток применена методика, разработанная на ГП «Ивченко-Прогресс», в основе которой лежат работы ЦИАМ [8, 14]. Метод позволяет спроектировать аэродинамически совершенные профили, описанные тремя рациональными параметрическими кубическими кривыми (одна на стороне давления и две на стороне разрежения), кромки профилей описываются дугами окружностей.

Для повышения устойчивости к нерасчетным углам атаки лопаток 2-й ступени ТНД согласно ре-

комендациям [10] предлагается применить нетрадиционный подход, при котором сторона давления описана двумя зависимостями, а сторона разрежения – тремя. Это позволит значительно увеличить угол заострения передней кромки, сохраняя приемлемой толщину профиля.

Для опытного двигателя на этапе доводки такая модернизация может быть получена путём механической доработки передних кромок лопаток без изменения базовых профилей, как это схематично показано на рис. 3.

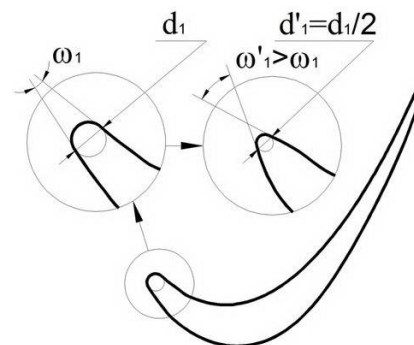


Рис. 3. Схема изменения формы передней кромки

4. Обсуждение результатов

Анализ результатов исследований (см. табл. 1) показал, что кинематические параметры ступени отличаются от заданных из-за различия режимных параметров и особенностей постановки задачи. Так, увеличение коэффициента расхода c_a/u обусловлено уменьшенной скоростью вращения ротора при несколько большем расходе газа. Коэффициент нагрузки $\mu = \Delta H/u^2$ имеет более низкое значение из-за значительно меньшего теплоперепада в

ступени вследствие низкого КПД. Реактивность ступени в CFD расчёте оказалась выше проектной, и это обусловлено в значительной мере отсутствием в модели утечек рабочего тела в радиальный зазор над РК. Например, в работе [15] показано, что отсутствие радиального зазора в расчётах ступени привело к увеличению её реактивности в среднем на 16%, по сравнению с экспериментальным значением. Нужно отметить, что по результатам измерений статических давлений в межвенцовых зазорах реактивность 2-ой ступени в эксперименте оказалась даже ниже проектной. И это, вероятно, наиболее серьезное отличие используемой CFD модели от реальной турбины, которое, впрочем, не оказывает существенного влияния на результаты. Полученные значения углов натекания потока на лопатки СА оказались меньше проектных, а на лопатки РК – больше.

На рис. 4 показано изменение по высоте канала конструктивного угла и угла потока на входе в лопатки СА и РК по результатам CFD расчета. По всей высоте лопаток СА присутствуют положительные углы атаки: от $i = +8^\circ$ в средней части до $i = +18^\circ$ в концевых областях. Такие углы атаки обеспечивают резкий разгон потока на передней кромке, вплоть до звуковой скорости, который заканчивается скачком уплотнения с интенсивным торможением и отрывом потока со стороны спинки различной интенсивности на большей части высоты лопатки (рис.5, 7). Наиболее интенсивный отрыв получен в периферийной ($h_{отн} = 0,85...1,0$) и средней ($h_{отн} = 0,35...0,65$) частях, где он занимает от 1/3 до половины ширины лопатки соответственно. Такой характер течения является одной из причин повышенных потерь в СА: коэффициент потерь $\zeta_{СА}$ в 1,7 раза превышает проектное значение (таблица 1, колонка 3).

Углы входа потока в рабочую лопатку (рис. 4) близки к расчетным на большей части высоты, за исключением нижней части венца (примерно 20 % высоты), где присутствуют углы атаки от $i = +8^\circ$ до $i = -10^\circ$. Такие условия обеспечивают более благоприятное обтекание рабочих лопаток. Коэффициент потерь здесь получен даже меньше расчетного. Однако необходимо учитывать более высокую, относительно проекта и эксперимента, степень реактивности. Поэтому можно утверждать, что реальные углы натекания на рабочие лопатки будут меньше, полученных в расчёте (особенно в концевых областях), что в свою очередь приведет к появлению или увеличению положительных углов атаки, снижению конфузности течения. Поскольку геометрические характеристики решеток профилей СА и РК рассматриваемой ступени достаточно близкие, можно предположить, что реальное обтекание рабочих лопаток менее благоприятное, чем получено в расчете,

а потери в решетках соответственно больше.

В целом КПД исследуемой ступени в CFD расчёте получен на 3,6 % меньше расчетного.

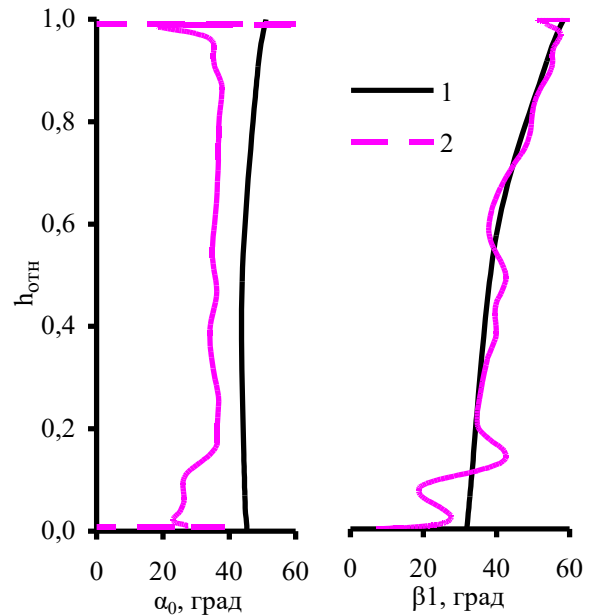


Рис. 4. Углы входа в лопатки СА (слева) и РК (справа):
1 – конструктивный угол, 2 – угол потока

В результате модификации передней кромки обтекание лопаток СА существенно улучшилось, особенно в средней части (рис. 6, 7). Это произошло благодаря снижению диффузорности («затягиванию» участка торможения) в месте перехода от вписанной окружности к поверхности спинки, которое и приводило к отрыву потока. Поэтому зона возможного отрыва сузилась и занимает не более 15 % высоты лопатки у корня и небольшой участок под полкой на периферии. Коэффициент потерь кинетической энергии в СА при этом снизился почти на 10 % (таблица 1). На рис. 8 видно, что снижение потерь произошло, главным образом, в средней части лопатки. Проведенная модификация практически не сказалась на вторичных потерях.

Несмотря на отсутствие явных отрывных течений в исходном РК, доработка передней кромки лопаток тоже дала некоторый положительный эффект. Улучшение обтекания также связано с уменьшением диффузорного участка, которым заканчивается разгон потока на радиусе передней кромки. В особенности это актуально для корневых сечений (рис. 6), где профиль рабочей лопатки наиболее изогнут, углы входа потока наименьшие, и также присутствуют положительные углы атаки (рис. 4). Снижение коэффициента потерь в модифицированной лопатке составило 2 %. Однако, можно предположить, что в реальных условиях ожидаемый эффект от модификации лопаток РК будет значительно большим.

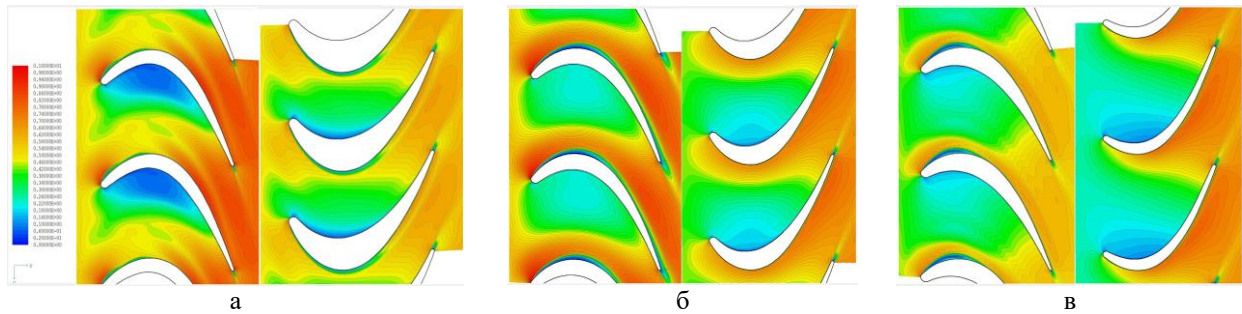


Рис. 5. Поля чисел Маха в исходной ступени в корневом (а), среднем (б) и периферийном (в) сечениях

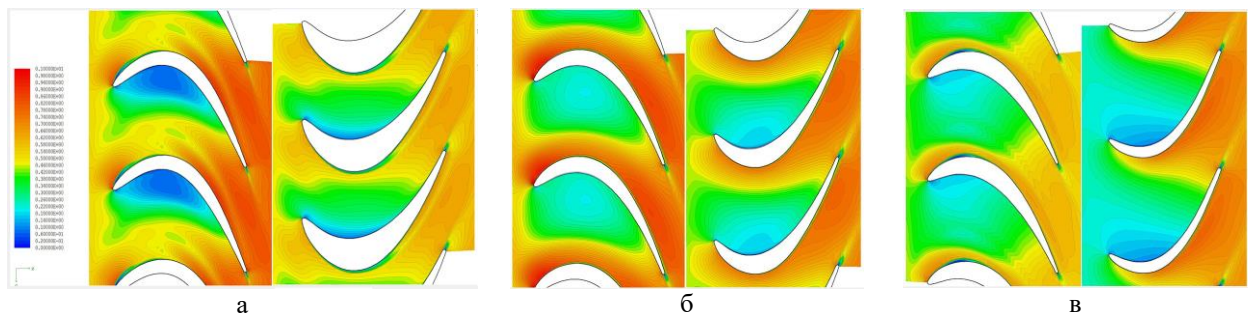


Рис. 6. Поля чисел Маха в модифицированной ступени в корневом (а), среднем (б) и периферийном (в) сечениях

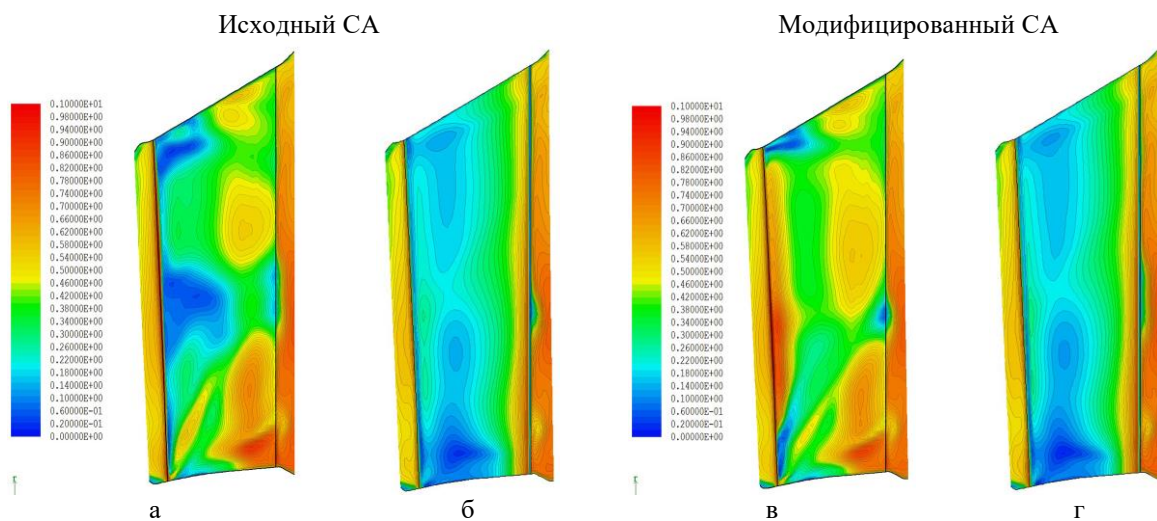


Рис.7. Поля чисел Маха у поверхности спинки (а, в) и корыта (б, г) лопаток исходного и модифицированного СА

Повышение эффективности СА, в основном, привело к увеличению КПД 2-ой ступени почти на 0,9 % (таблица 1). При этом КПД турбины увеличился на 0,3 %.

Таким образом, модификация формы передних кромок профилей лопаток и повышение их устойчивости к положительным углам атаки, позволило сделать ступень более эффективной в нерасчетных условиях работы, то есть более робастной. Кроме того, показано, что для существующих ступеней

такой результат можно получить механической до-работкой лопаток без изменения базовых профилей.

Заключение

Исследования показали, что отклонение условий работы ТНД от расчетного режима является причиной существенного снижения ее эффективности. Данный эффект наиболее существенно проявляется в аэродинамически высоконагруженных ТНД

с сильно изогнутыми лопатками, которые очень чувствительны к нерасчетным углам натекания потока.

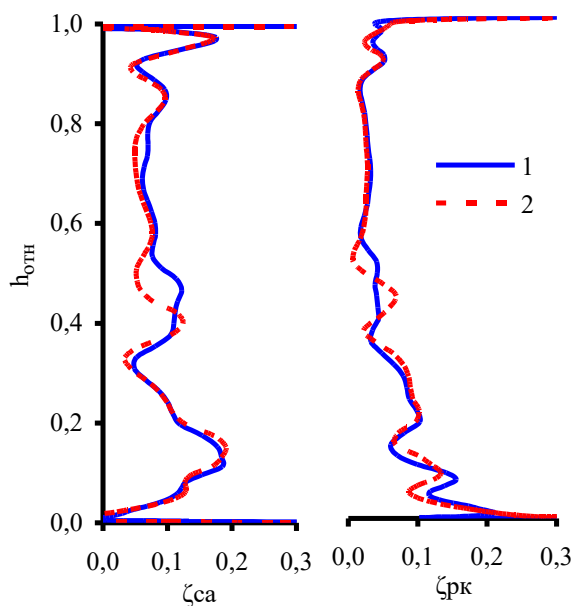


Рис. 8. Коэффициент потерь кинетической энергии в СА (слева) и РК (справа):
1 – исходный профиль, 2 – модернизированный профиль

Проведена модификация передней кромки лопаток СА и РК промежуточной ступени высоконагруженной ТНД, работающей с нерасчетными углами атаки на венцы. Модификация имитировала доработку лопаток без изменения базовых профилей.

Сравнение результатов трёхмерного моделирования исходной и усовершенствованной ступеней ТНД показало, что применение модифицированной формы передних кромок лопаток повышает их устойчивость к положительным углам атаки, делает ступень более эффективной в нерасчетных условиях работы и увеличивает КПД всей ТНД. Данный подход может быть рекомендован как для увеличения КПД узла на этапе его опытной доводки, так и при проектировании новых турбин для повышения их робастности.

Литература

1. *The Role of Research in the Aerodynamic Design of an Advanced Low-Pressure Turbine [Text]* / N. W. Harvey, J.C. Cox, V. Schulte et al. // *Proc. Instn. Mech. Engrs.* – 1999. – Vol. 213. – Part A.
2. *Multi-disciplinary Integration and Robustness Evaluation Applied to Low Pressure Turbine Casing Design [Text]* / P. De Poli, G. Frola, M. Gallizio et al. // *ASME Pap. GT2006-90464.*

3. *Path Towards the Aerodynamic Robust Design of Low Pressure Turbines [Text]* / F. Bertini, M. Credi, M. Marconcini et al. // *ASME Pap, GT2012-69456.*

4. Хорлок, Дж. Х. *Осевые турбины: газовая динамика и термодинамика [Текст]* / Дж. Х. Хорлок ; перев. с англ. – М. : Машиностроение, 1972. – 284 с.

5. Vázquez, R. *High stage loading low pressure turbine. A new proposal for an efficiency chart [Text]* / R. Vázquez, D. Cadrecha, D. Torre // *ASME Pap, GT2003-38374.*

6. Дейч, М. Е. *Атлас профилей решеток осевых турбин [Текст]* / М. Е. Дейч, Г. А. Филиппов, Л. Я. Лазарев. – М. : Машиностроение, 1965. – 96 с.

7. *Атлас экспериментальных характеристик плоских решёток охлаждаемых газовых турбин [Текст]* / В. Д. Венедиктов, А. В. Грановский, А. М. Карелин и др. – М. : ЦИАМ, 1990. – 393 с.

8. Мамаев, Б. И. *Профильные потери в турбинной решётке [Текст]* / Б. И. Мамаев, А. Г. Клебанов // *Теплоэнергетика.* – 1970. – № 6. – С. 38-42.

9. Хомылев, С. А. *Численное исследование обтекания турбинных решёток профилей: Часть 2 – Исследование характеристик высоконагруженных решёток [Текст]* / С. А. Хомылев, С. Б. Резник, С. В. Еришов // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2008. – № 8 (55). – С. 46–50.

10. Хомылев, С. А. *Численное исследование влияния формы передней кромки на эффективность турбинной решетки [Текст]* / С. А. Хомылев, В. Т. Руденко, А. В. Люсина // *Вісник Національного технічного університету “Харківський політехнічний інститут” : зб. наук. пр. / Нац. техн. ун-т «Харків. політехн. ін-т».* – Харків : НТУ «ХПИ», 2011. – № 5. – С. 45–50.

11. Хомылев, С. А. *Результаты аэродинамического усовершенствования профиля высоконагруженной турбинной решетки [Текст]* / С. А. Хомылев, С. Б. Резник, С. В. Еришов // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2010. – № 7(74). – С. 57–61.

12. Еришов, С. В. *Программный комплекс для расчета пространственных течений вязкого газа в решетках турбомашин [Текст]* / С. В. Еришов // *Проблемы машиностроения.* – 2012. – Т. 15, № 34. – С. 52–60.

13. Menter, F. R. *Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [Text]* / F. R. Menter // *AIAA J.* – 1994. – Vol. 32, № 11. – P. 1299–1310.

14. Карелин, А. М. *Построение решетки турбинных профилей на основе рациональных параметрических кривых. Лопаточные машины и струйные аппараты [Текст]* / А. М. Карелин // *Труды ЦИАМ.* – М., 1989. – Т. 9, № 1234. – С. 79-89.

15. Нгуен, А. К. *Характеристики и структура потока турбинной ступени с отрицательным градиентом степени реактивности [Текст]* / А. К. Нгуен, К. Л. Лапиин // *Научно-технические ведомости СПбГПУ.* – 2016. – № 2 (243). – С. 163-173.

References

1. Harvey, N. W., Cox, J. C., Schulte, V., Howell, R., Hodson, H. P. The Role of Research in the Aerodynamic Design of an Advanced Low-Pressure Turbine. *Proc. Instn. Mech. Engr.*, 1999, vol. 213, Part A.
2. De Poli, P., Frola, G., Gallizio, M., Fattore, L., Mattone, M. Multi-disciplinary Integration and Robustness Evaluation Applied to Low Pressure Turbine Casing Design. *ASME Pap. GT2006-90464*.
3. Bertini, F., Credi, M., Marconcini, M., Giovannini, M. Path Towards the Aerodynamic Robust Design of Low Pressure Turbines. *ASME Pap. GT2012-69456*.
4. Horlock, J. H. Axial flow turbines: Fluid mechanics and Thermodynamics. London, Butterworths, 1966. 286 p. (Russ. ed.: Khorlok, Dzh. Kh. Osevyte turbiny: gazovaya dinamika i termodinamika. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972. 284 p.).
5. Vázquez, R., Cadrecha, D., Torre, D., Vázquez, R. High stage loading low pressure turbine. A new proposal for an efficiency chart. *ASME Pap. GT2003-38374*.
6. Deych, M. E., Filippov, G. A., Lazarev, L. Ya. *Atlas profilya reshetok osevykh turbin* [Atlas of axial flow turbine lattice of profiles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965. 96 p. (In Russian).
7. Venediktov, V. D., Granovskiy, A. V., Karel'in, A. M., Kolesov, A. N., Mukhtarov, M. Kh. *Atlas eksperimental'nykh kharakteristik ploskikh reshetok okhlazhdaemykh gazovykh turbin* [Atlas of experimental characteristics of flat lattices of cooled gas turbines]. Moscow, TsIAM, 1990. 393 p. (In Russian).
8. Mamaev, B. I., Klebanov, A. G. *Profil'nye poteri v turbinnoy reshetke* [Profile losses in the turbine lattice]. *Teploenergetika*, 1970, no. 6, pp. 38-42. (In Russian).
9. Khomylev, S. A., Reznik, S. B., Ershov, S. V. *Chislennoe issledovanie obtekaniya turbinnyykh reshetok profilya: Chast' 2 Issledovanie kharakteristik vysokonagruzhennykh reshetok* [Numerical study of flow in turbine profiles lattices: Part 2 Investigation of the characteristics of high-loaded lattices]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya Publ.* – Aerospace technic and technology, 2008, no. 8 (55), pp. 46-50. (In Russian).
10. Khomylev, S. A., Rudenko, V. T., Lyusina, A. V. *Chislennoe issledovanie vliya-niya formy peredney kromki na effektivnost' turbinnoy reshetki* [Numerical study of the influence of the leading edge shape on the efficiency of a turbine blade]. *Visnik Natsional'nogo tekhnichnogo universitetu "Kharkivs'kiy politekhnichnyi institut"*, zb. nauk. pr. [Bulletin of the National Technical University "KhPI"]. Khar'kov, 2011, no. 5, pp. 45-50. (In Russian).
11. Khomylev, S. A., Reznik, S. B., Ershov, S. V. *Rezultaty aerodinamicheskogo usovershenstvovaniya profilya vysokonagruzhennoy turbinnoy reshetki* [Results of the aerodynamic improvement of the profile of a high-loaded turbine blade]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace technic and technology*, 2010, no. 7 (74), pp. 57-61. (In Russian).
12. Ershov, S. V. *Programmnyy kompleks dlya rasche-ta prostranstvennykh techeniy vyazkogo gaza v re-shetkakh turbomashin* [A software package for calculating the three dimensional flow of a viscous gas in turbomachine lattices]. *Problemy mashinostroeniya*, 2012, vol. 15, no. 34, pp. 52- 60. (In Russian).
13. Menter, F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA J.*, 1994, vol. 32, no. 11, pp. 1299–1310.
14. Karel'in, A. M. *Postroenie reshetki turbinnyykh profilya na osnove ratsional'nykh parametricheskikh krivykh. Lopatochnye mashiny i struynye apparaty* [Construction of the turbine profile lattice on the basis of rational parametric curves. Blade machines and jet apparatus], Moscow, *Trudy TsIAM*, 1989, vol. 9, no. 1234, pp. 79-89. (In Russian).
15. Nguen, A. K., Lapshin, K. L. *Kharakteristiki i struktura potoka turbinnoy stupeni s otritsatel'nyim gradientom stepeni reaktivnosti* [Characteristics and structure of the flow in a turbine stage with a negative gradient of the degree of reactivity] *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti SPbGPU*, 2016, no. 2 (243), pp. 163-173. (In Russian).

Поступила в редакцию 12.05.2019, рассмотрена на редколлегии 14.10.2019

РЕЗУЛЬТАТИ УДОСКОНАЛЕННЯ СТУПЕНЯ ВИСОКОНАВАНТАЖЕНОЇ ТУРБІНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ

І. Ф. Кравченко, С. О. Хомилєв

Однією з характерних особливостей високонавантажених турбін низького тиску (ТНТ) з низьким коефіцієнтом витрати є реалізація великих кутів повороту потоку у лопаткових венцях, що мають достатньо тонкі та дуже вигнуті профілі перерізів. Такі решітки дуже чутливі до нерозрахованих кутів натікання потоку, особливо до позитивних кутів атаки. Тому ефективність високонавантаженої ТНТ сильно залежить від умов роботи. У той самий час, за різними причинами у процесі доведення або експлуатації двигуна робочі умови можуть сильно відрізнятися від проектних. Тому проектування робастної конструкції ТНТ є актуальним завданням. У статті розглянуто розрахункову апробацію методу підвищення стійкості до великих нерозрахованих кутів атаки соплових і робочих решіток проміжного ступеня високонавантаженої ТНТ шляхом зміни форми передньої кромки. Турбіна раніше пройшла випробування у складі півнорозмірного двигуна

на. Було визначено, що умови роботи ТНТ та її ККД суттєво відрізняються від розрахункових. Чисельний (CFD) аналіз течії показав, що однією з причин пониження ККД є великі кути атаки на лопатки другого ступеня, які у кінцевому підсумку приводять до появи відривних течій і росту коефіцієнтів втрати енергії. Проведена модернізація передніх кромки лопаток шляхом зменшення радіусу вписаної окружності та локального збільшення куту загострення без зміни базових профілів. Відповідно результатам розрахунку це істотно поліпшило обтікання решіток. Зменшена інтенсивність гальмування потоку за стрибком ущільнення у місці переходу від вписаної окружності кромки до поверхні спинки, це дозволило уникнути або зменшити інтенсивність відриву потоку у лопатках СА та суттєво зменшити коефіцієнт втрати енергії. Також було забезпечено більш сприятливу течію у лопатках РК, де теж одержано невелике зниження коефіцієнту втрат. У підсумку збільшився ККД ступеня, що досліджено, та ТНТ в цілому у нерозрахункових умовах. Наведений підхід може бути рекомендовано для підвищення ККД турбіни на етапі експериментальних досліджень, а також при проектуванні нової турбіни для підвищення її робастності.

Ключові слова: турбіна низького тиску; високонавантажений ступень; кут атаки; відрив потоку; втра-ти; робастність.

THE RESULTS OF THE IMPROVEMENT OF THE STAGE OF HIGHLY LOADED LOW PRESSURE TURBINE

I. F. Kravchenko, S. A. Khomylyev

One of the characteristic features of high loaded low-pressure turbine (LPT) with a low flow coefficient is the high-level flow deflection in the blade rows, which have sufficiently thin and strongly curved cross-section profiles. Such profiles are very sensitive to off-design flow angles, especially to positive incidence. Therefore, the effectiveness of a high loaded LPT strongly depends on the working conditions. At the same time, for various reasons, in the process of research tests or operating the engine, the operating conditions may differ greatly from the design ones. Therefore, the creation of a robust LPT design is an actual task. The article considers the computational approbation of the method of increasing the resistance to large off-design angles of attack of vane and blade rows of the intermediate stage of a high loaded LPT of an experimental engine by changing the shape of the leading edges. The turbine was previously tested as part of a full-scale engine, where it was determined that the operating conditions of the LPT and its efficiency are significantly different from the calculated ones. Numerical (CFD) analysis of the flow showed that one of the reasons for the low efficiency is the large angles of attack on the vane and blade rows of the second stage, which lead to the flow separation and an increase of the energy losses coefficients at final. The modernization of the profiles was carried out by reducing the radius and a local increase of the leading edges wedge angle without changing the basic profiles. According to the calculation results, it was allowed to significantly improve the stream. The intensity of the flow deceleration behind the shock wave at the point of transition from the circumference of the edge to the suction surface was reduced, this made it possible to eliminate or reduce the intensity of the flow separation in the vane row and significantly reduce the energy losses coefficient. A more favorable flow was also achieved in the blade row, where a slight decrease in the losses coefficient was also obtained. As a result, the efficiency of the stage and the whole LPT was increased at the off-design operating conditions. This approach can be recommended both to increase the efficiency of the turbine at the experimental development, and when designing new turbines to increase their robustness.

Keywords: low pressure turbine; high loaded stage; incidence; flow separation; losses; robustness.

Кравченко Игорь Федорович – д-р техн. наук, академик Инженерной академии Украины, Директор предприятия ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Хомылев Сергей Александрович – руководитель группы ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Kravchenko Igor Fedorovich – Academician of Engineering Academy of Ukraine, Doctor of Technical Science, Director of Enterprise, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: KravchenkoIF@zmdb.ua, ORCID Author ID: 0000-0001-7574-1258.

Khomylyev Sergey Alexandrovich – team leader, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: KhomylyevSA@zmdb.ua, ORCID Author ID: 0000-0003-1900-7045.