

**СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ПЛЁНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ
С ЦИЛИНДРИЧЕСКИМИ И ПРОФИЛИРОВАННЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ
В АДИАБАТНЫХ И СОПРЯЖЁННЫХ УСЛОВИЯХ**

©2016 Ю.Г. Горелов, К.В. Тюльков

"НПЦ газотурбостроения "Салют", г. Москва

**3D INVESTIGATION OF FILM COOLING EFFECTIVENESS FOR TURBINE NOZZLE VANE
WITH CYLINDRICAL, FAN SHAPED AND LAIDBACK FAN-SHAPED FILM-COOLING HOLES
IN ADIABATIC AND CONJUGATE CONDITIONS**

Gorelov Yu.G., Tyulkov K.V. (Design Engineering Bureau of Advanced Research FSUE Gas turbines manufacture "Salute", Moscow, Russian Federation)

In order to optimize the vane film cooling and thereby increase the efficiency of a gas turbine, different film cooling configurations were computationally investigated. A computational study is carried out for comparison of the effectiveness of film cooling through holes of different shapes: cylindrical, fan-shaped, and laidback fan-shaped film-cooling holes in adiabatic and conjugate conditions.

Влияние изменения параметров в фундаментальной физике плёночного охлаждения детализируются примерно в 2700 публикациях (Bunker [1]). На начальной стадии плёночное охлаждение применялось при инъекции охлаждающего воздуха из дискретных круглых отверстий. Однако, этот метод приводил к множеству новых проблем: «струя в поперечном потоке», взаимодействие струи охладителя и горячего газа при поперечном течении суммировались в развитии комплекса вихревых систем, как было показано в исследовании Kelso и др. [2]. Наряду с другими факторами, была идентифицирована противоположно вращающаяся пара вихрей (почкообразный вихрь), что приводило к снижению характеристик плёночного охлаждения, так как пара вихрей затягивала горячий газ из набегающего потока в пристенную область. Поэтому необходимо противодействовать вторичному полю течения, в области влияния геометрии отверстий плёночного охлаждения. В связи с этим особый интерес представляет выходная часть «веерообразных» отверстий. Goldstein и др. [3] инициировали первую научно-исследовательскую работу по влиянию профилированных отверстий в 1970-х годах, в которой установлено, что в профилированном отверстии при расширении выходной площади снижается импульс струи на выходе, посредством этого снижаются потери смещения и улучшается поперечная защита охладителем. Thole и др. [4] обнаружили, что

«веерообразные» и «веерообразные настильные в выходной части» отверстия существенно снижают уровни турбулентности охладителя вдоль лопатки.

Для того, чтобы максимизировать эффективность плёночного охлаждения сопловых лопаток турбин высокого давления (ТВД) в представленном исследовании проведено сравнение отверстий различной формы: цилиндрических, веерообразных и веерообразных настильных в выходной части - на сопловой лопатке ТВД. Сопоставление проводилось при 3 рядах плёночного охлаждения на корытце и 2 рядах на спинке.

С целью подтверждения достоверности 3D сравнительных расчётов эффективности плёночного охлаждения в ANSYS CFX, проводились тестовые 3D расчёты коэффициентов плёночного охлаждения на профиле лопаток двигателя С3Х, увеличенных в 4,5 раза при высокой турбулентности на входе. Сравнение результатов 3D решений с экспериментальными данными [5] показало их удовлетворительное совпадение.

При сопряжённых расчётах для осреднённой в поперечном направлении эффективности плёнки, модель турбулентности $S - A$ [6] обеспечивала наилучшие результаты в сравнении с экспериментами. Все модели турбулентности прогнозировали чрезмерную η , исключая одно уравнение модели турбулентности Спаларта-Аллмараса.

Поэтому с целью выяснения снижения эффективности плёнки вдоль профиля ло-

патки в представленной работе было проведено 3D сравнение эффективности плёночного охлаждения ($\eta_{пл}$) цилиндрических и профилированных отверстий на модели сопловой лопатки в адиабатных условиях (модель $k-\omega$ SST) и в сопряжённой постановке (модели турбулентности $k-\omega$ SST и $S-A$). Сетка генерировалась с помощью ANSYS ICEM, использовался решатель ANSYS CFX.

В адиабатных условиях на корытце получен выигрыш по эффективности плёночного охлаждения осреднённой в поперечном направлении для веерных отверстий по сравнению с цилиндрическими отверстиями - на 20 -30%, однако это улучшение снижается до нуля в области выходной кромки. Показан также существенный выигрыш от использования веерных отверстий настильных в выходной части над веерообразными и цилиндрическими отверстиями на всём протяжении корытца. Эффективность плёночного охлаждения осреднённая в поперечном направлении на спинке получена для цилиндрических отверстий выше, чем для веерных отверстий на 25 - 54%, однако это улучшение снижается до нуля в области выходной кромки. При этом эффективность веерных отверстий настильных в выходной части выше эффективности цилиндрических отверстий на всем протяжении корытца между отверстиями – в 5 раз, на 70% непосредственно за 1 и 2 рядами отверстий, соответственно и на 10% - в районе выходной кромки.

Модель суперпозиции Селлерса была использована в связи с осреднённой в поперечном направлении адиабатической эффективностью для цилиндрических отверстий. На спинке сопловой лопатки прогнозы суперпозиции были достаточно правдоподобны за первым рядом отверстий, однако за вторым рядом отверстий, из-за того, что суперпозиция базируется на действии отдельных рядов, а увеличение адиабатической эффективности вследствие слияния струй не принималось в расчёт, прогнозируемые величины эффективности были ниже, чем величины эффективности, полученные из 3D расчётов. На корытце прогнозы суперпозиции η были ниже, чем расчётные 3D величины примерно на $\Delta\eta = 0,03$.

Сопряжённые расчёты показали также, что эффективность плёночного охлаждения веерных отверстий настильных в выходной части существенно выше эффективности охлаждения цилиндрических отверстий, однако это превышение ниже, чем по результатам адиабатных расчётов. Так, на корытце по результатам сопряжённых расчётов это превышение между 1-ым и 2-ым, 2-ым и 3-им рядами отверстий выше для модели турбулентности $S-A$, чем для модели SST, однако за 3-им рядом отверстий для модели SST эффективность охлаждения цилиндрических отверстий превышает эффективность веерных отверстий настильных в выходной части на ($\Delta\eta_{пл.} = -0,012$). Начиная с $X/D=23$ для модели SST, разность эффективностей плёночного охлаждения начинает резко увеличиваться, достигая в местоположении $X/D=30$ величины, равной $\Delta\eta_{пл.S-A}$, а для $X/D > 30 - \Delta\eta_{пл.SST} \gg \Delta\eta_{пл.S-A}$. Очевидно, это связано с тем, что при расчёте с помощью модели SST, начиная с $X/D=23$, наблюдается крутое падение эффективности плёночного охлаждения цилиндрических отверстий. На спинке по результатам сопряжённых расчётов превышение эффективности плёночного охлаждения веерных отверстий настильных в выходной части над эффективностью плёночного охлаждения цилиндрических отверстий между 1-ым и 2-ым рядами отверстий, а также за 2-ым рядом отверстий выше для модели турбулентности $S-A$, чем для модели SST. На расстоянии $X/D=43$ разности эффективностей плёночного охлаждения для модели SST и $S-A$ приблизительно одинаковы, а для $X/D > 43 - \Delta\eta_{пл.SST}$ существенно превышает $\Delta\eta_{пл.S-A}$. Таким образом, результаты, полученные с помощью модели турбулентности $S-A$ показали большую $\Delta\eta_{пл.S-A}$ по сравнению с $\Delta\eta_{пл.SST}$ в передней части профиля лопатки, тогда как в выходной части $\Delta\eta_{пл.SST}$ превышало $\Delta\eta_{пл.S-A}$. Более надёжными результатами следует считать данные с использованием модели турбулентности $S-A$, которые указывают на более равномерное распределение $\eta_{пл}$ по профилю. Показано значительное отличие в наклоне кривых эффективностей между сопряжёнными и адиабатическими условиями.

Для сопряжённых условий величины эффективности являются низкими по срав-

нению с адиабатическим случаем вследствие теплопроводности стенки. Теплопроводность в стенке распространяется в поперечном направлении в пределах стенки, суммируясь в равномерном распределении температуры для сопряженных случаев.

Библиографический список

1. Bunker R.S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology. / Journal of Heat Transfer, 2005. Vol. 127. P. 441-453.

2. Kelso R.M., Lim T.T., Perry A.E. An experimental study of round jets in cross-flow. / Journal of Fluid Mechanics. 1996. Vol. 306. P. 111-144.

3. Goldstein R.J., Eckert E.R.G., Burggraf F. Effects of Hole Geometry and Density on Three-Dimensional Film Cooling. / International

Journal of Heat and Mass Transfer, 1974. Vol. 17. P. 559-607.

4. Thole K., Gritsch M., Schulz A., Wittig S. Flowfield Measurements for Film-Cooling Holes with Expanded Exits / ASME Journal of Turbomachinery, 1998. Vol. 120. P. 327-336.

5. Ames F.E. Aspects of Vane Film Cooling With High Turbulence: Part II – Adiabatic Effectiveness. / Journal of Turbomachinery, 1998. Vol. 120. P. 777-784.

6. Nadali H.N., Karlsson M., Kinell M., Utriainen E. CFD Based Sensitivity Analysis of Influencing Flow Parameters for Cylindrical and Shaped Holes in a Gas Turbine Vane. / ASME Turbo Expo, Copenhagen, Denmark, ASME GT2012-69023. 2012.

УДК 37.013.75

ОПЫТ ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТА ПО ДЕТАЛЯМ МАШИН С ПРИМЕНЕНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

©2016 А.Г. Керженков¹, П.А. Самойлов²

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

²ООО «АСКОН-Самара», г.Самара

THE EXPERIENCE OF THE PROJECT IMPLEMENTATION IN THE LEARNING COURSE OF MACHINE PARTS USING MODERN COMPUTER TECHNOLOGY

Kerzhenkov A.G. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

Samojlov P.A. («ASCON-Samara»), Samara, Russian Federation)

Here is presented the organization of the educational designing of aviation gear using licensed software, curriculum transmission calculations of details and connections. During of this project they applies the remote access to computing resources of the university, the Moodle system of distance education, the Internet and e-mail.

При выполнении курсовых проектов по учебным дисциплинам студенты в настоящее время широко используют различные информационные технологии.

Ниже представлен опыт организации выполнения курсового проекта по деталям машин с применением современных компьютерных технологий.

Объектом проектирования при выполнении курсового проекта традиционно является авиационный редуктор. Конструкция авиационного редуктора содержит большое количество различных соединений, передач и узлов. Многообразие возможных компоновочных решений и конструктивных исполнений деталей и узлов открывает широкий

простор для творческого роста будущего специалиста.

На этапе эскизного проектирования студенты выполняют необходимые расчёты, применяя при этом специально разработанные учебные программы. Если раньше выполнение таких расчётов требовало личного присутствия студентов в компьютерном классе кафедры, то теперь наличие домашних компьютеров и возможность удалённого подключения к серверу университета, на котором размещено необходимое программное обеспечение, избавили студентов от утомительного стояния в очередях перед компьютерным классом.

Удалённый доступ к серверу университета радикально изменил и подход к приме-