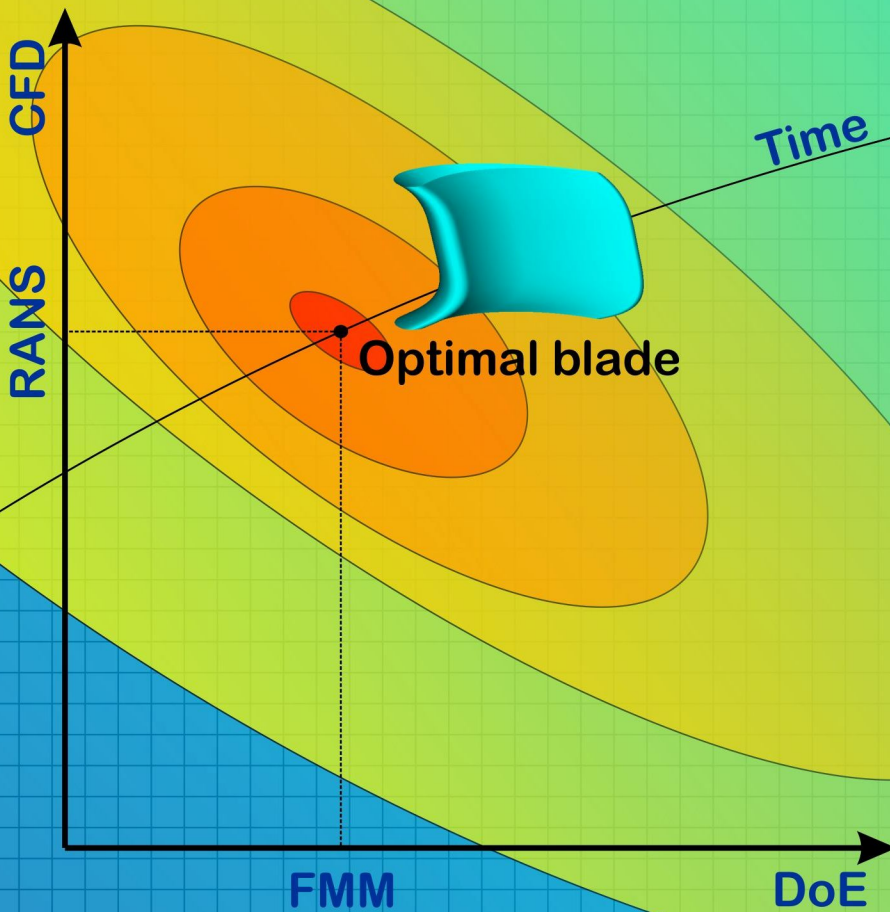


А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака

ПРИМЕНЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ К ОПТИМИЗАЦИИ ЛОПАТОК ТУРБОМАШИН



Ministry of Education and Science, Youth and Sports of Ukraine
National Technical University «The Kharkov Polytechnical Institute»

A.V. Boiko, Yu.N. Govorushchenko, M.V. Burlaka

APPLICATION OF COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS TO OPTIMIZATION OF TURBOMACHINE BLADES

Monography

Summary

The publication considers the problems of the application of aerodynamics computing to the optimization of turbomachine blades using the example of the complex tangential lean optimization of axial turbine blades with reduced optimization time and precise observance of the mass flow rate. A review of current research on spatial flow in turbine cascades and the reduction of secondary flow losses is carried out. Aspects of turbine blade geometry formation and the creation of grids in turbine blade passages, and their storage are considered in detail. The influence of simple and complex tangential lean on a three-dimensional flow structure, the factor of integrated losses and the mass flow rate in the guide blade rim of axial turbines is investigated. The algorithm developed using two parametrical blade models is tested at different relations of blade rim throat to height while preserving the mass flow rate through it. The resulting analysis examines the reasons for the increased aerodynamic efficiency of the blade rim of axial turbines as explained by the physics of aerodynamic phenomena.

The publication is intended for research associates, experts, graduate students and students in the field of power mechanical engineering.

Kharkov NTU «KhPI» 2012

Министерство образования и науки,
молодежи и спорта Украины
Национальный Технический Университет
«Харьковский политехнический институт»

А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака

**ПРИМЕНЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ
АЭРОДИНАМИКИ К ОПТИМИЗАЦИИ
ЛОПАТОК ТУРБОМАШИН**

Монография

Харьков

НТУ «ХПИ»

2012

УДК 62–135/136

ББК 31.363

Б77

*Публикується по рішенняю Ученого совета НТУ «ХПИ»
(протокол № 1 от 20.01.2012 г.)*

Рецензенты: *Э. Г. Братута*, д–р техн. наук, проф., НТУ «ХПИ»;
А. Л. Шубенко, д–р техн. наук, проф., Институт проблем машиностроения НАНУ, чл.-корр. НАН Украины

Розглядаються проблеми застосування обчислювальної аеродинаміки до оптимізації лопаток турбомашин на прикладі створення алгоритму оптимізації складного тангенціального навалу решіток осьових турбін. Досліджено вплив простого та складного тангенціального навалу на структуру тривимірної течії, коефіцієнт інтегральних втрат та витрати робочого тіла у кільцевих направляючих решіток осьових турбін.

Призначено для наукових співробітників, спеціалістів у галузі енергомашинобудування, а також аспірантів та студентів у відповідних спеціальностях.

Бойко А.В.

Б77 Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин [Текст]: монографія / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, М.В. Бурлака – Х.: НТУ “ХПИ”, 2012. – На русск. яз.

ISBN

Рассматриваются проблемы применения вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин на примере создания алгоритма оптимизации сложного тангенциального навала решеток осевых турбин. Исследовано влияние простого и сложного тангенциального навала на структуру трехмерного течения, коэффициент интегральных потерь и расход рабочего тела в кольцевых направляющих решетках осевых турбин.

Предназначена для научных сотрудников, специалистов в области энергомашиностроения, а также аспирантов и студентов соответствующих специальностей.

Ил. 110 Табл. 18 Библиогр.: 62 назв.

УДК 62-135/136

ББК 31.363

ISBN

© А.В.Бойко, Ю.Н. Говорущенко,
М.В. Бурлака, 2012
© НТУ «ХПИ»., 2012

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

<p> α_1 – угол входа потока в решетку, град; α_2 – угол выхода потока из решетки, град; b – хорда профиля лопатки, мм; t – шаг решетки, мм; a – горло решетки, мм; M_2 – число Маха на выходе из решетки; M_{2r} – изоэнтропное число Маха на выходе из решетки; P_0^* – полное давление на входе в направляющую решетку, Па; T_0^* – полная температура на входе в направляющую решетку, К; $\alpha_{1д}$ – действительный угол выхода потока из направляющей решетки, град; β_1 – угол входа потока в рабочую решетку, град; P_1 – статическое давление за направляющей решеткой, Па; P_2 – статическое давление за рабочей решеткой, Па; D_{cp} – средний диаметр решетки, мм; l – высота лопатки, мм; β_y – угол установки профиля, град; $\Delta\beta_y$ – изменение угла установки профиля, град; </p>	<p> Y_s – параметр, характеризующий искривление лопатки на периферии; Y_h – параметр, характеризующий искривление лопатки у корня; y_m, t_m, k – задаваемые параметры сгущения расчетной сетки; ε – критерий точности функционального ограничения; ζ – потери кинетической энергии в турбинной решетке, %; G – расход, кг/с; γ – угол простого тангенциального навала решетки, град; CFD – (Computational Fluid Dynamics) вычислительная динамика жидкости; CGNS – (Computational General Notation System) система хранения информации CFD расчетов; CCL – (CFX Command Language) командный язык CFX; CEL – (CFX Expression Language) язык выражений CFX. </p>
---	--

ВВЕДЕНИЕ

Ограниченность запасов полезных ископаемых на Земле требует, чтобы увеличение производства электроэнергии сопровождалось снижением или, по крайней мере, сохранением на нынешнем уровне потребления топливных ресурсов, что возможно лишь при условии повышения эффективности существующих и вновь строящихся электрических станций. Одним из самых важных элементов электрической станции является турбина. Даже небольшое повышение эффективности турбины дает значительное снижение расхода топлива и вредных выбросов в атмосферу. Таким образом, повышение эффективности работы турбомашин представляет собой очень важную и актуальную проблему в энергомашиностроении.

Эффективность работы турбины определяется аэродинамическим совершенством ее проточной части. На современном этапе развития турбиностроения повышение КПД проточной части турбины возможно лишь при учете пространственного характера течения в турбинных решетках. В последнее время довольно распространенным подходом для повышения КПД проточной части турбины стала пространственная оптимизация, в частности оптимизация сложного тангенциального навала направляющих турбинных решеток. Существующие алгоритмы оптимизации нуждаются в усовершенствовании из-за их большой вычислительной ресурсоемкости (в смысле затрат машинного времени и оперативной памяти ЭВМ) и отсутствия ограничения на расход рабочего тела в турбинной решетке (пропускную способность) или недостаточной точности его соблюдения. Большая ресурсоемкость алгоритмов оптимизации турбинных решеток связана с тем, что их использование подразумевает вычисление значения целевой функции от сотен до тысяч раз. В то же время одно вычисление значения

целевой функции при расчете трехмерного вязкого течения сжимаемой жидкости в турбинной решетке на качественной расчетной сетке требует от нескольких до десяти часов машинного времени на наиболее современном персональном компьютере. Введение ограничения на расход рабочего тела значительно повышает количество рассматриваемых вариантов, что побуждает исследователей уменьшать время численных расчетов путем использования более простых моделей турбулентности и уменьшения густоты расчетной сетки. Это неизбежно приводит к снижению точности расчетов и достоверности оценки профильных и вторичных течений в турбинной решетке.

Монография посвящена проблемам применения вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин на примере создания алгоритма оптимизации сложного тангенциального навала решеток осевых турбин с уменьшенной ресурсоемкостью и точным соблюдением расхода рабочего тела при сохранении высокой точности численных расчетов.

В монографии рассматривается влияние простого и сложного тангенциального навалов на структуру трехмерного течения, коэффициент интегральных потерь и расход рабочего тела в кольцевых направляющих решетках осевых турбин, обосновывается корректность проведения оптимизации изолированной кольцевой турбинной решетки осевой турбины в сравнении с ее оптимизацией в составе ступени. Приведены результаты апробации разработанного алгоритма с использованием различных параметрических моделей лопатки при разных отношениях горла решетки к высоте лопатки. Расход рабочего тела через решетку при этом сохранялся.

Глава 1

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ ПОДХОДОВ К ПОВЫШЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕТОК ОСЕВЫХ ТУРБИН

1.1. Пространственное вязкое течение в решетках осевых турбин

При движении реальных жидкостей и газов значительное влияние на характер течения оказывает вязкость.

Очевидно, что вязкое взаимодействие рабочего тела с турбинной решеткой приведет к возникновению ряда аэродинамических явлений. Совокупность этих явлений обуславливает течение со сложной структурой, помимо основного потока будут присутствовать течения, которые в литературе называют *вторичными*. Сивердинг (Sieverding С.Н.) [1] и Лэнгстон (Langston L.S.) [2] в своих работах сделали достаточно полный обзор зарубежных экспериментальных исследований, посвященных определению характера и природы «вторичных течений». В работе [1] рассмотрение вторичных течений начинается с их классической модели (рис. 1.1), предложенной Хоуторном (Hawthorne W.R.) в 1955 году [3]. В соответствии с данной моделью вторичные течения в турбинной решетке имеют вид так называемого канального вихря, который представляет собой распределенную вторичную циркуляцию, которая возникает из-за растягивания вихревых нитей, существующих в пограничном слое на входе в решетку, при их прохождении вместе с потоком по криволинейному межлопаточному каналу.

Модель Хоуторна для турбинной решетки схожа с моделью вторичных течений для трубы квадратного сечения с поворотом потока (рис. 1.2, а) приведенных М.Е. Дейчем в работе [4].

Указанная схожесть картин течения указывает на подобие механизмов образования канального вихря в турбинной решетке и в поворотной трубе квадратного сечения. В обоих случаях имеет место поперечный градиент давления, который возникает из-за разности скоростей на выпуклой и вогнутой сторонах поворотного канала. Жидкость в пограничном слое на

плоских стенках, обладая малой скоростью, отклоняется от направления основного потока и перетекает к внутренней стенке под действием градиента давления. По условию сплошности в ядре потока должны возникать компенсирующие течения, направленные к внешней стенке.

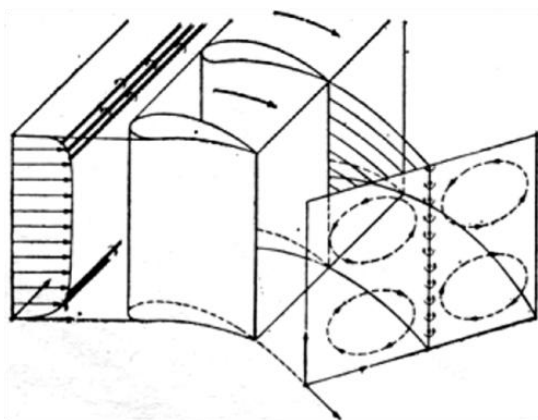


Рис. 1.1. Классическая модель вторичного течения Хоуторна

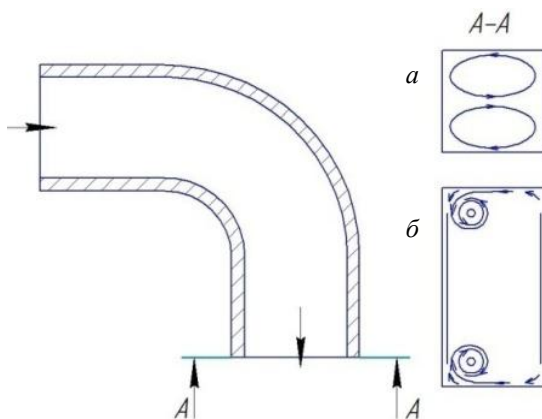


Рис. 1.2. Течение в поворотной трубе: *a* – квадратного сечения;
б – прямоугольного сечения

Следует отметить, что Дейч в книге [4] также предложил модель вторичных течений в турбинной решетке, которая полностью соответствовала картине течения для поворотной трубы прямоугольного сечения (рис. 1.2, б). Механизм образования канального вихря совпадает с описанным выше.

В 1980 году Лэнгстон (Langston L.S.) в своей работе [5], анализируя данные экспериментальных измерений характеристик потока на входе, внутри и за плоской турбинной решеткой, предложил модель вторичных течений, приведенную на рис. 1.3. Модель Лэнгстона была первой моделью вторичных течений, показывающей влияние входного вихря на развитие вторичных течений в турбинной решетке. Согласно этой модели входной пограничный слой на торцевой стенке отрывается, образуя подковообразный вихрь, две ветви которого распространяются в два соседних канала. Одна ветвь, сливаясь с канальным вихрем, становится его частью. Следовательно, канальный вихрь образован из одной ветви подковообразного вихря, поперечного течения в пограничном слое на торцевой стенке внутри решетки и жидкости, увлекаемой из ядра потока в межлопаточном канале.

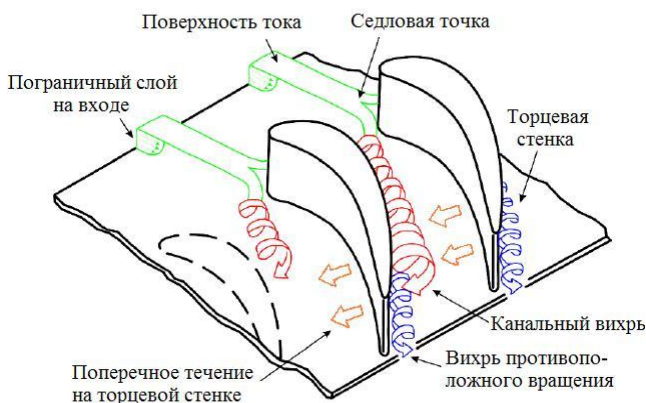


Рис. 1.3. Модель вторичных течений Лэнгстона (Langston L.S.)

На рис 1.3 каждый вихрь изображен в виде закрученной ленты со стрелкой, чтобы было отчетливо видно направление вращения. Ядро канального вихря приближенно представляет собой вихрь Ренкина У. Дж. М.

Сивердинг (Sieverding С.Н.) и Ван Де Бош (P. Van Den Bosche) в работе [6] описали одновременное развитие подковообразного и канального вихрей. Для наблюдения за развитием полных поверхностей тока в решетках авторы использовали метод цветного дыма. На основе анализа фотографий и непосредственных наблюдений они составили модель течения, рис. 1.4. На рисунке показаны формы двух поверхностей тока – SS_1 и SS_2 ; поверхность SS_1 начинается на входе в пределах пограничного слоя на торцевой поверхности, а поверхность SS_2 – вне пограничного слоя на этой поверхности. При приближении к входной кромке боковые края поверхности тока SS_1 начинают сворачиваться в две противоположно вращающиеся ветви H_p и H_s подковообразного вихря, причем основная часть поверхности тока остается почти невозмущенной. За плоскостью входной кромки вся поверхность тока начинает слегка поворачиваться. Все части поверхности тока, включая вихри H_p и H_s , принимают участие в этом вращательном движении, которое постепенно развивается в явление, называемое канальным вихрем. При визуальном наблюдении за потоком Сивердинг и Ван Де Бош установили, что ветвь H_p подковообразного вихря на поверхности давления совпадает с ядром канального вихря. В то же время ветвь H_s подковообразного вихря на поверхности разрежения сворачивается около канального вихря, причем ее расположение зависит от скорости вращения канального вихря, которая в свою очередь зависит от геометрии решетки и от параметров потока.

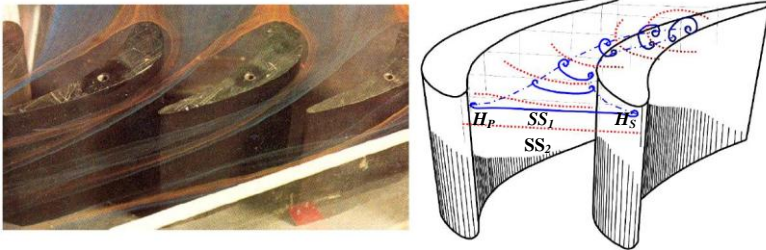


Рис. 1.4. Одновременное развитие подковообразного и канального вихрей

Сивердинг в работе [1], помимо описанных выше аэродинамических явлений, говорит об «угловом вихре». Этот вихрь в модели вторичных течений Лэнгстона (см. рис. 1.3) назван «вихрем противоположного вращения» по отношению к направлению вращения канального вихря. Он расположен непосредственно в двугранном угле между торцевой стенкой и стороной разрежения лопатки. Из-за малых размеров его трудно наблюдать, но о его существовании часто свидетельствуют распределения по высоте лопатки углов выхода из сильно нагруженных решеток, характеризующиеся уменьшением поворота потока у торцевой стенки.

В 1988 году Голдштейн (Goldstein R. J.) с соавторами [7] и Уанг (Wang H. P.) с соавторами в 1997 году [8] предложили комплексную, наиболее полную модель вторичных течений в турбинной решетке (рис. 1.5). На данном рисунке обозначены следующие вихри: V_{sh} – часть подковообразного вихря со стороны разрежения; V_{ph} – часть подковообразного вихря со стороны давления; V_p – канальный вихрь; V_{wip} – пристенный вихрь, индуцированный канальным вихрем; V_{sLc} – угловой вихрь у входной кромки со стороны разрежения; V_{pLc} – угловой вихрь у входной кромки со стороны давления; V_{sc} – угловой вихрь со стороны разрежения; V_{pc} – угловой вихрь со стороны давления. В основном эта модель соответствует модели Лэнгстона и комментариям Сивердинга, но с более детальным изображением поведения и возникновения вихревых структур.

В сечении А – А (рис. 1.5) показаны две конфигурации входного вихря. Первая из них – с одиночным вихрем, вторая – с двойным. В статье [9] показан механизм образования входного вихря и описаны возможные его конфигурации. Авторами установлено, что возможны два вида входного вихря. Первый из них является одиночным, второй – периодически двойным. Данный вихрь представляет собой одиночный входной вихрь, перед которым (область перед вихрем, выделенная кругом на рис. 1.6, а, б) периодически возникает и исчезает вихрь противоположного вращения по отношению к направлению вращения основного входного вихря.

Выделенные области на рис. 1.6, по сути, аналогичны клину. Как известно, в клине возникает серия противоположно вращающихся вихрей (рис. 1.7) до тех пор, пока наиболее малые из них не начинают диссипировать. Следовательно, в указанных областях (рис. 1.6) могут возникать вих-

ри противоположного вращения по отношению к направлению вращения основного входного вихря. Подобный механизм образования имеют все угловые вихри в модели вторичных течений на рис. 1.5.

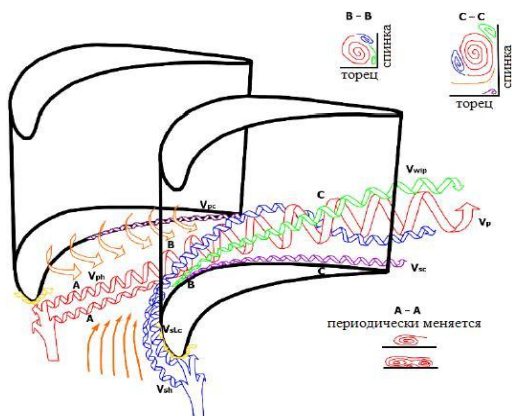


Рис. 1.5. Модель вторичных течений Голдштейна (Goldstein R. J.) – Уанга (Wang H. P.)

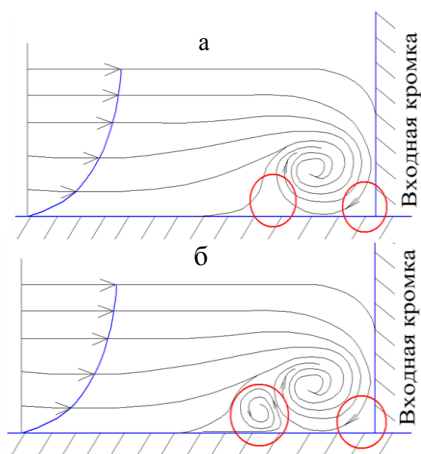


Рис. 1.6. Формирование входного вихря:
a – одиночного входного вихря; *б* – двойного входного

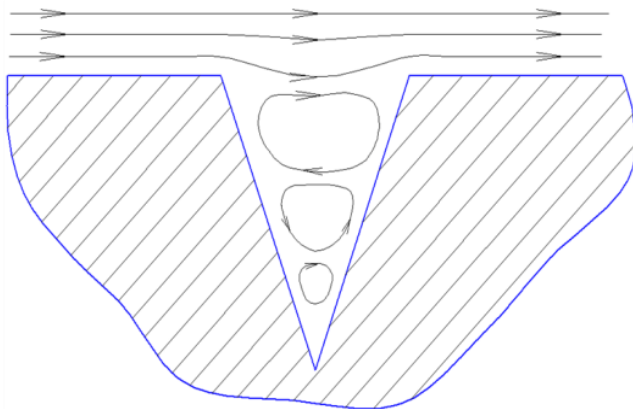


Рис. 1.7. Вихревой клин

На рис. 1.8 отчетливо видна линия отрыва S_4 канального вихря от спинки лопатки. В статье [10] был проведен анализ и представлена интерпретация структуры потока в области линии отрыва S_4 (рис. 1.9). Здесь видно, что область отрыва канального вихря от спинки лопатки имеет более сложную структуру, чем просто линия. Эта область состоит из двух противоположно вращающихся вихрей $SS1$ и $SS2$ и соответственно имеет три характерных разграничивающих линии S_4 , R_4 и S_5 . Как видим, авторы этой модели предположили, что канальный вихрь притягивает за собой течение с пограничного слоя на «спинке» лопатки из области выше канального вихря. Данная модель выглядит вполне логичной, и, очевидно, ошибочно было бы предполагать, что линия отрыва вихря будет представлять собой простую линию.

Анализируя приведенные выше результаты исследований вторичных течений, можно выделить три основных причины образования вторичных течений в турбинной решетке:

Поворот потока. В каналах с поворотом потока (в турбинных решетках в том числе) возникает поперечный градиент давления, под действием которого у торцов канала образуется канальный вихрь;

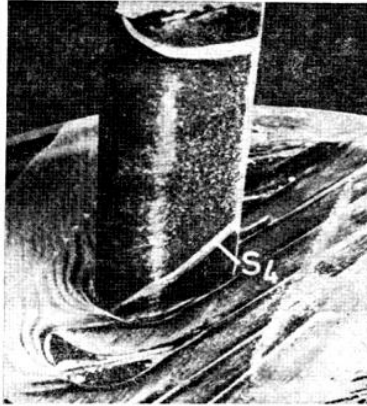


Рис. 1.8. Предельные линии, показывающие перенос среды из пограничного слоя на торцевой стенке на сторону разрежения лопатки (по данным ANSALDO)

Взаимодействие с цилиндром (входной кромкой лопатки или крыла самолета в месте его крепления к фюзеляжу) *пограничного слоя накопленного на торцевой стенке перед ним.* По этой причине образуется подковообразный вихрь, который затем разделяется на две части по обе стороны цилиндра, лопатки, крыла.

Вихревой клин. Практически во всех угловых зонах, которые образуются между вихревыми структурами и стенками канала турбинной решетки, могут образовываться или диссипировать угловые вихри. Некоторые из них существуют постоянно, некоторые диссипируют в зависимости от параметров потока и вида клина.

Таким образом, вторичные течения – это комплекс аэродинамических явлений, включающих в себя канальный вихрь, подковообразный вихрь и угловые вихри, а также аэродинамические явления, индуцированные этими вихрями.

Влияние вторичных течений на потери. Рассмотрим, как вторичные течения влияют на потери в турбинной решетке [1]. К наиболее важным причинам, вызывающим потери, отнесли следующие факторы:

1) естественное нарастание пограничного слоя торцевой стенки на входе до линий отрыва;

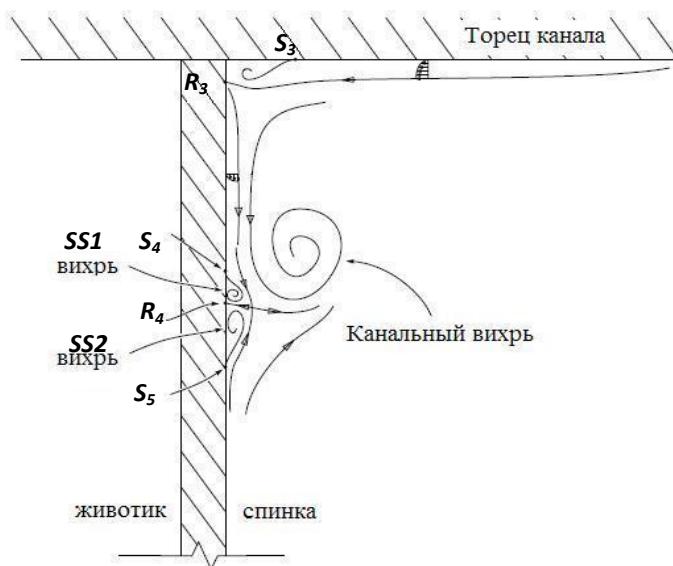


Рис. 1.9. Интерпретация структуры потока в приторцевой области канала турбинной решетки

- 2) заторможенный отрывной пузырь в области входной кромки между двумя линиями отрыва;
- 3) рост нового пограничного слоя за линией отрыва;
- 4) потери в углах между сторонами давления и разрежения и торцевой стенкой (наиболее существенны потери в угле между стороной разрежения и торцевой стенкой);
- 5) влияние касательных напряжений вдоль трехмерных линий отрыва;
- 6) потери, обусловленные действием касательных напряжений между канальным вихрем и поверхностью разрежения лопатки, а также процессом смешения поперечного течения с течением в канале вдоль трехмерной линии отрыва (см. рис. 1.8);
- 7) диссипация всех вихрей и полное перемешивание неоднородного поля течения на выходе из решетки.

В статье [1] сделано заключение о том, что не вся кинетическая энергия вторичного течения является потерянной, как считалось в [11] и [12]. Рассуждения относительно этого приведены ниже. В сечении, непосредственно у выходной кромки на выходе из решетки, потери сконцентрированы в следующих областях:

1) пограничные слои на торцевых стенках;

2) угловая потеря;

3) ядро потерь, вызванное канальным вихрем (центр ядра, в котором возникают потери, могут, как совпадать с центром канального вихря, так и не совпадать);

4) ядро потерь вдоль линии отрыва S_4 канального вихря.

В зависимости от толщины пограничного слоя на входе и от аэродинамической нагрузки на лопатку ядра потерь в той или иной степени совмещаются.

Расположение канального вихря в плоскости сечения у выходной кромки оказывает первостепенное влияние на распределение потерь. Имеются следующие характерные общие тенденции:

Возрастание угла потока α_1 на входе в решетку при постоянных значениях угла α_2 и отношения δ^*/b приводит к смещению центра канального вихря по направлению к стороне разрежения лопатки. Это смещение сопровождается перемещением по высоте (работа [13] для сопловых лопаток и [13 – 15] для рабочих лопаток с большими углами поворота потока).

Утонение пограничного слоя на входе вызывает уменьшение расстояния между центром вихря и торцевой стенкой и перемещение вихря в направлении стороны разрежения лопатки [16].

Уменьшение относительного удлинения лопатки ниже критического значения приводит к смещению канального вихря ближе к торцевой стенке [16].

Изменение числа Маха на входе в решетку незначительно влияет на расположение канального вихря (показано в [17] при испытаниях сопловых лопаток при $M_2=0,8\div 1,0$).

В [18], приведены результаты на первый взгляд кажущиеся необычными, с учетом того, что в упомянутых выше источниках подобного не было. Речь идет об особенном распределении вдоль высоты лопатки

осредненных по шагу потерь (рис. 1.10). Интересным является тот факт, что минимальные значения потерь на этом графике находятся не в ядре потока, как описано в [1], а в областях около торцевых стенок между пограничным слоем и областями максимальных потерь.

Автор указанной работы объяснил это, анализируя толщину пограничного слоя на спинке лопатки (стороне разрежения) (рис. 1.11). Он исходил из положения о том, что пограничный слой на спинке оказывает наиболее значительное влияние на потери в турбинной решетке, а именно – толщина пограничного слоя. Действительно, толщина пограничного слоя на рис. 1.10 хорошо согласуется с распределением потерь по высоте лопатки. Соответственно области минимальной толщины пограничного слоя на спинке соответствуют минимальные значения потерь.

Следует отметить, что график распределения по высоте углов выхода потока имеет места, где углы уменьшаются, что свидетельствует о наличии в этих местах угловых вихрей и хорошо согласуется с картиной, описанной в [1] и [4]. Утолщение пограничного слоя, показанное на рис. 1.11, соответствует линии отрыва S_4 канального вихря.

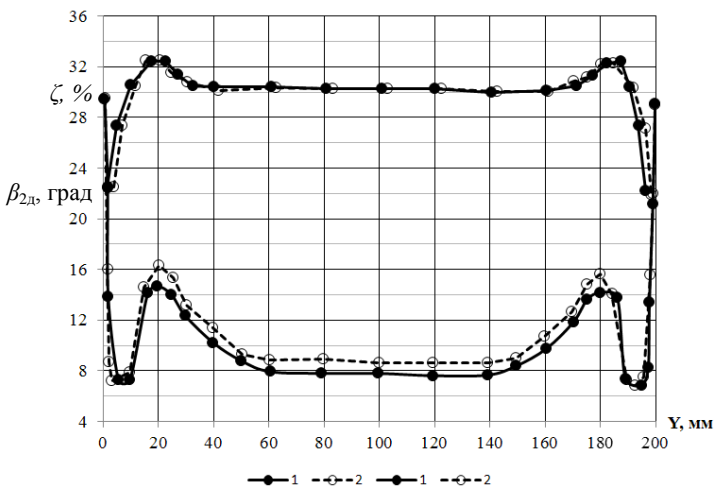


Рис. 1.10. Распределение потерь и углов выхода по высоте лопатки: 1 – сечение за выходными кромками; 2 – сечение за горлом решетки

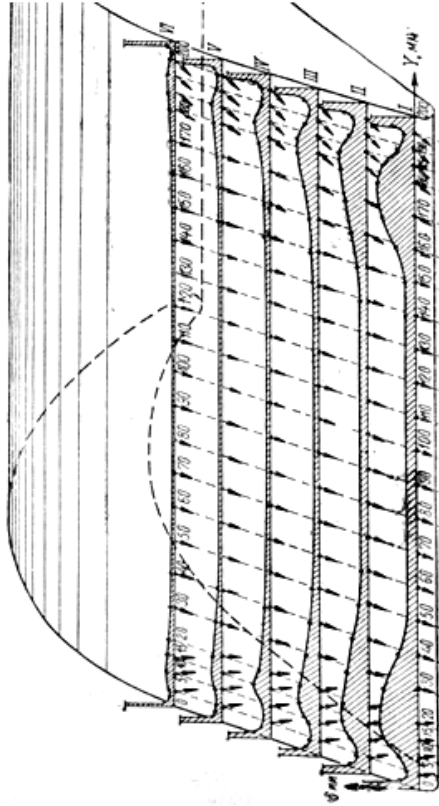


Рис. 1.11. Распределение толщины пограничного слоя на спинке лопатки

Итак, можно заключить, что вторичные течения в турбинной решетке являются сложным комплексом вихревых структур, порожденных различными аэродинамическими процессами, и включают в себя подковообразный, канальный и угловые вихри. Торцы решетки и сторона разрежения (спинка) лопатки являются ключевыми местами формирования источников потерь от вторичных течений. Необходимо выяснить способы влияния на вторичные течения и их формирование с целью уменьшения потерь в турбинной решетке.

1.2. Способы повышения аэродинамической эффективности решеток осевых турбин

Проблема повышения аэродинамической эффективности турбинных решеток за счет уменьшения потерь от вторичных течений путем их перераспределения или исключения некоторых вихревых структур не нова, и существует достаточно большое количество опубликованных научных работ, посвященных данной проблеме. В решетках с короткими или длинными лопатками вторичные течения влияют по-разному на интегральные потери. Чем короче лопатка, тем большую долю в интегральных потерях занимают потери от вторичных течений. Кроме того, подходы к увеличению аэродинамической эффективности коротких и длинных лопаток могут отличаться. Общий подход по увеличению аэродинамической эффективности, как коротких, так и длинных лопаток представляет собой достаточно сложную и многогранную задачу. Поэтому в данной работе обзор и исследование будут ограничены рассмотрением решеток с короткими лопатками.

В предыдущем подразделе показано, что пространственное течение в турбинной решетке сопровождается в той или иной степени тремя основными вихревыми структурами, которые называют вторичными течениями: это канальный, подковообразный и угловые вихри. Из-за взаимосвязанности указанных вихревых структур очевидно, что какое-либо изменение в конструктивном исполнении турбинной решетки будет оказывать комплексное влияние на вторичные течения.

По результатам предварительного обзора работ в этой области можно выделить следующие основные направления влияния на вторичные течения в турбинных решетках:

- 1) изменение формы входной кромки лопатки в приторцевых областях или по всей ее высоте;
- 2) изменение формы торцевых стенок канала турбинной решетки;
- 3) установка на торцах канала турбинной решетки барьера определенной высоты;
- 4) изменение пространственной формы лопатки путем различного рода навалов или скручиваний.

Обзор особенностей и эффективности использования изменения формы входной кромки. В статье [10] предлагается изменять форму профиля в непосредственной близости к торцам канала в области входной кромки. На рис. 1.12 показаны две конфигурации лопатки, слева – с сохранением хорды исходной лопатки, а справа – с уменьшением хорды. Основная идея авторов, заключалась в создании сильной ветви подковообразного вихря со стороны разрезания, что, как показали их исследования, приводило к ослабляющему эффекту на каналный вихрь. Такой подход позволил им уменьшить потери от вторичных течений на 50 % по сравнению с потерями от вторичных течений в исходной лопатке. Но очевидно, что такое изменение профиля приводит к увеличению профильных потерь в приторцевой области, таким образом, интегральный эффект от такого подхода будет не столь ощутим. Кроме того не говорится как указанное усовершенствование повлияло на расход через решетку.

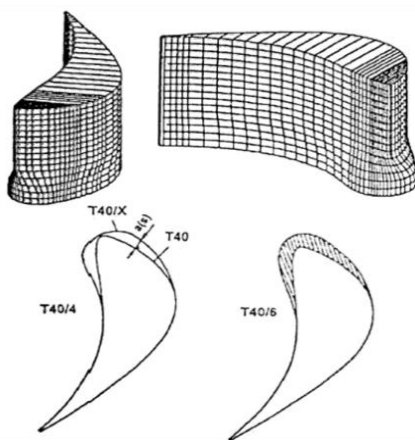


Рис. 1.12. Форма лопатки и ее корневой профиль с применением утолщения входной кромки

В статье [10] описано проведенное экспериментальное исследование влияния радиуса входной кромки на вторичные потери. Авторы установили, что радиус входной кромки лопатки влияет незначительно на вторичные потери, по крайней мере, при номинальном угле натекания. Они

объяснили это тем, что важнейшим источником потерь является канальный вихрь, на интенсивность которого влияет разница давлений между сторонами давления и разрежения лопатки, а радиус входной кромки влияет на нее незначительно. Очевидно, что основное влияние формы входной кромки будет сосредоточено на входном вихре. Сопоставив результаты, описанные в [10] и [19], можно сказать, что влияние входной кромки на вторичные течения не является однозначным, для сколько-нибудь существенного эффекта необходимо создавать специальные формы входных кромок и только в приторцевых областях с целью придания подковообразному вихрю характера, при котором он будет благоприятно влиять на канальный вихрь.

Подходы по уменьшению потерь от вторичных течений путем профилирования торцевых стенок канала турбинной решетки. В [20], [21] представлено исследование влияния неосесимметричного профилирования торцевых стенок канала турбинной решетки на структуру потока и потери от вторичных течений. На рис. 1.13 показана решетка, в которой был применен указанный подход, что позволило авторам уменьшить потери от вторичных течений.

Основная идея такого подхода (рис. 1.14) заключается в создании выпуклости на торце у стенки давления лопатки для понижения давления и впадины около стороны разрежения для повышения давления. Такое изменение распределения давлений на торце канала приводит к уменьшению поперечного градиента давлений.

Данный подход позволил уменьшить потери от вторичных течений в решетке Дурхама (Durham cascade (P2)) на 24 %. Последнее было подтверждено авторами указанных работ экспериментально и CFD расчетами. Такое уменьшение потерь от вторичных течений объяснялось некоторым изменением поведения подковообразного вихря наряду с общим эффектом от уменьшения поперечного градиента давления в турбинной решетке. Также было отмечено хорошее соответствие экспериментальных данных и данных CFD расчетов. Однако сами же авторы и подчеркнули, что необходимо более детальное исследование влияния профилирования торцевой стенки на структуру потока. Следует отметить, что в этих работах не приводятся данные о расходе через решетку. Последнее может означать, что

если профилирование торцов канала решетки приводит к изменению расхода через нее, то, по сути, решетку с измененным торцом некорректно сравнивать с исходной по потерям.

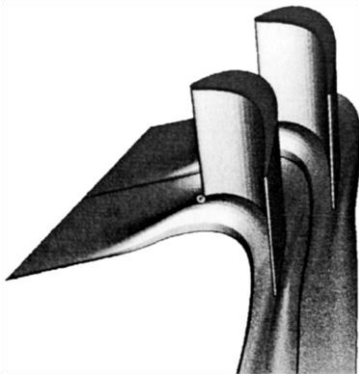


Рис. 1.13. Турбинная решетка с профилированной торцевой стенкой



Рис. 1.14. Основной принцип профилирования торцевой стенки решетки

В статье [22] показано, что применение профилирования торцов канала турбинной решетки приводит к разделению канального вихря на два вихря. Выгоду от разделения одного сильного вихря на два слабых авторы указанной работы выделили в виде трех составляющих: во-первых, слабый вихрь вовлекает меньше потока с высокой энергией в структуру вторичных течений, тем самым уменьшая смешивание потоков с различными энергиями; во-вторых, турбулентность в ядрах вихрей меньше, следовательно, меньше диссипация энергии внутри этих вихрей; в-третьих, уменьшение кинетической энергии вторичных течений происходит благодаря уменьшению потерь от перемешивания.

Следует отметить, что в источниках [20 – 22], не приводятся данные о значениях расхода в исходной решетке и решетке со спрофилированными торцевыми стенками канала. В случае сохранения расхода можно действительно говорить о положительном эффекте, но если расход изменился, то однозначно говорить о повышении эффективности нельзя.

Повышение эффективности при установке на торцах канала турбинной решетки барьера определенной высоты. В [23] и [24] было выявлено

но, что установка барьера высотой $1/3$ толщины пограничного слоя на торце (как показано на рис. 1.15) приводит к сдерживанию ветви высокого давления подковообразного вихря, а также к уменьшению интенсивности канального вихря. Однако авторы указанных работ сами отмечают, что потери будут увеличиваться, если нарушится пропорция между высотой

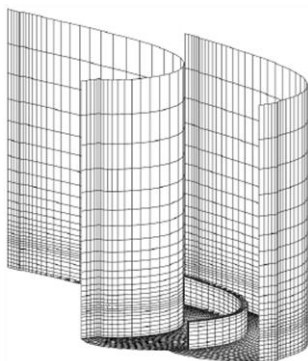


Рис. 1.15. Турбинная решетка с барьером на торце

барьера и толщиной пограничного слоя или изменится угол входа в решетку. В связи со сложностью прогнозирования толщины пограничного слоя на торце турбинной решетки в реальной турбине, а так же для турбин, работающих на не номинальных режимах, применение данного подхода для повышения аэродинамической эффективности тур-

бинных решеток не принесет желаемого эффекта.

Повышение аэродинамической эффективности турбинных решеток путем применения сложного навала лопаток.

Наиболее распространенным подходом для повышения аэродинамической эффективности решеток осевых турбин является пространственное искривление пера лопатки [25 – 34].

Для определения основных особенностей пространственного искривления турбинной лопатки проведем анализ современных научных работ по этой тематике.

В [25] представлена трехмерная оптимизация турбинной решетки. В ходе оптимизации изменялись: форма плоского профиля; линия привязки плоских профилей в осевом и тангенциальном направлениях; осесимметричные и неосесимметричные обводы канала турбинной решетки. Иными словами, авторы совместили практически все известные подходы по повышению аэродинамической эффективности турбинных решеток. Оптимизи-

ровалась половина квазипрямой решетки (решетка была кольцевой с радиусом 10 м.).

В общей сложности геометрия половины турбинной решетки определялась 43 параметрами. Все оптимизационные CFD расчеты проводились

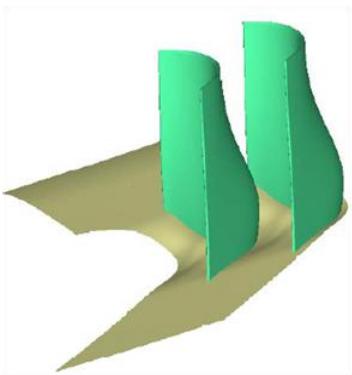


Рис. 1.16. Оптимизированная турбинная решетка

на сетке из 160000 элементов (половина лопатки). Оптимальная решетка показана на рис. 1.16. Был проведен эксперимент на оптимизированной решетке, с предварительным контрольным расчетом на сетке из 875000 элементов. Используя описанный подход, авторам удалось уменьшить интегральные потери полного давления на 22 % относительно исходного варианта и кинетическую энергию

вторичных течений – на 60 %. Вся оптимизация потребовала проведения 542 расчетов. В качестве метода оптимизации использовался локальный градиентный метод нелинейного программирования SQP (Sequential Quadratic Programming). Использование локального метода оптимизации с 43 варьируемыми параметрами могло привести к потере глобального оптимума. Следует отметить малое количество элементов в расчетных сетках при оптимизации. Иными словами, выдерживание y^+ на стенках канала приводило к значительному загромождению сетки в основном потоке, что могло негативно сказаться на результатах оптимизации. Более того, сами авторы отмечают, что результаты оптимизации коренным образом зависят от правильного моделирования течения в ходе оптимизации. Также важно указать, что не приводится сопоставления расхода в оптимизированном и исходном вариантах решетки, хотя известно, что некорректно сравнивать решетки с различной пропускной способностью.

Авторы [26] провели экспериментальное сравнение воздушного трехступенчатого цилиндра высокого давления с двумя разными роторами при прочих равных условиях: один ротор с цилиндрическими лопатками, а

второй – с искривленными (со сложным тангенциальным навалом и поворотом). В результате они определили, что использование ротора с искривленными лопатками привело к уменьшению потерь от вторичных течений и в целом позволило увеличить эффективность экспериментальной турбины. Распределение относительного коэффициента потерь полного давления (отношение коэффициента потерь на текущей высоте к коэффициенту потерь посередине лопатки) по высоте решеток статора и ротора второй ступени цилиндра показано на рис. 1.17. Немаловажно, что на некоторых высотах статора и ротора потери меньше, чем в ядре потока. Это еще раз свидетельствует о неоднозначном влиянии вторичных течений на потери, то есть их увеличении в одних местах и уменьшении – в других. Результаты этой работы экспериментально подтверждают возможность повышения аэродинамической эффективности цилиндров турбин за счет использования в них решеток с пространственным искривлением и потенциала пространственной оптимизации турбинных лопаток.

В исследованиях [27] проведено сравнение двух трехмерных параметрических моделей турбинной лопатки, а также предложен новый критерий качества. Одна модель имела один варьируемый параметр φ (угол между касательной к параболе и радиальным направлением в корневой точке) и представляла собой параболу. Другая модель состояла из прямолинейного участка по центру лопатки и двух парабол по краям с двумя варьируемыми параметрами: параметр Δu – тангенциальное смещение в центре лопатки; параметр ξ – характеризует долю участков по высоте лопатки с параболическими кривыми. Объектом оптимизации являлась направляющая турбинная решетка в составе ступени с неизменными рабочими лопатками.

Авторами указанной работы предложен новый критерий качества – коэффициент однородности потока за изолированными сопловыми решетками. На однопараметрической модели показано, что чем меньше этот коэффициент, тем меньше будут потери на рабочих лопатках. Метод оптимизации – метод деформируемого многогранника Нелдера (Nelder J. A.) – Мида (Mead R.) [35]. В результате оптимизации обе параметрические модели дали одинаковый выигрыш в КПД на окружности колеса 0,38 % в сравнении с исходным вариантом. Оптимизация на однопараметрической модели проводилась с критерием качества КПД на окружности колеса, а

оптимизация по двухпараметрической модели – с функцией цели – коэффициент однородности за соплом. Полученные оптимальные варианты направляющих решеток были просчитаны в составе ступени, где и была выявлена величина повышения КПД 0,38 %. По этим результатам нельзя судить о превосходстве той или иной параметрической модели, так как при переходе на другую параметрическую модель была изменена функция цели оптимизации. В этой работе также не учитывалось изменение расхода в оптимальных вариантах турбинных решеток.

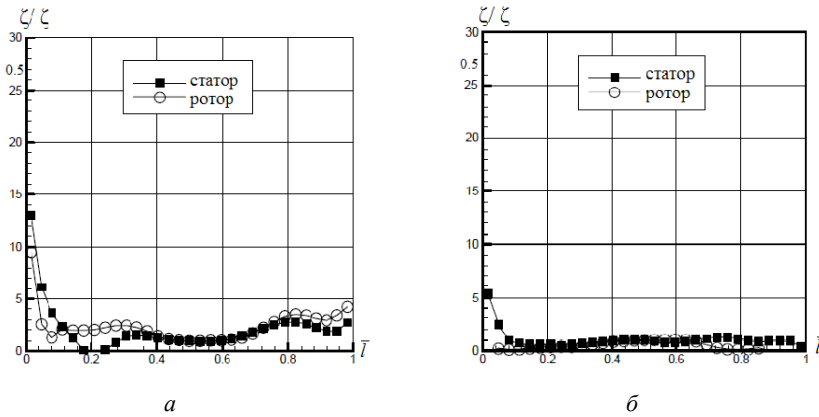


Рис. 1.17. Распределение относительного коэффициента потерь полного давления по высоте решетки: *а* – цилиндрические лопатки; *б* – искривленные лопатки

В статье [28] представлены исследования влияния искривленных направляющих лопаток на течение в межвенцовом зазоре и рабочих лопатках ступени. Проведено сравнение расчетов нестационарного течения в ступени с прямыми сопловыми лопатками и в ступени с искривленными в окружном направлении сопловыми лопатками. Доказано преимущество использования искривленных направляющих лопаток в ступени по сравнению с цилиндрическими лопатками, поскольку сложный тангенциальный навал приводит к формированию на стороне разрежения лопатки С-образного распределения поля статического давления по высоте, которое в свою очередь, приводит к снижению интенсивности вторичных течений. Как и в [26], [27], идет речь о формировании за искривленными направля-

ющими лопатками более однородного потока, что положительно сказывается на течении в рабочем колесе. Более того, в статье [28] описано явление, когда искривленные направляющие лопатки уменьшают флуктуации в значениях эффективности и расхода, что повышает акустические показатели работы турбинной ступени и делает ее работу более стабильной. Искривление лопатки выполнялось по синусоидальной зависимости (половина периода синусоиды). Приводятся распределения статического давления по обводу профиля на разных высотах лопатки, по которым делается вывод о том, что поперечный градиент давления уменьшается в приторцевых областях в сравнении с прямой лопаткой. Средняя турбулентность потока за искривленными лопатками меньше, чем за прямыми. Тангенциальный навал приводит к смещению линий отрыва корневого и периферийного канальных вихрей, ближе к середине лопатки. В целом показано, что искривление направляющих лопаток оказывает значительное влияние на характер течения всей ступени. Оптимизация пространственной формы лопатки не проводилась.

В [29] приведены результаты оптимизации рабочих лопаток с использованием генетического алгоритма [36]. Варьировались 36 параметров (по 6 параметров для 6 сечений по высоте лопатки). Оптимизация проводилась по данным трехмерных CFD-расчетов. К сожалению, сетка не соответствовала заданным граничным условиям и постановке задачи – на торцевой стенке канала не было осуществлено сгущение для моделирования пограничного слоя. Известно, что ключевым аэродинамическим явлением в формировании вторичных течений является пограничный слой на торцевых стенках канала. Следовательно, пограничный слой на торце не моделировался и вторичные течения тоже. В связи с этим результаты проведенной авторами оптимизации выглядят сомнительными. К тому же, ограничение на расход при оптимизации не использовалось, следовательно, расход не контролировался, что также обусловило потерю корректности оптимизации. С использованием приведенного в статье алгоритма проведено две оптимизации: по КПД и по крутящему моменту. В качестве метода оптимизации использовался генетический алгоритм. Одна оптимизация длилась около 2000 часов на 10 персональных компьютерах с процессорами PIII-500.

Оптимизация направляющего аппарата ЦВД паровой турбины с использованием сложного навала входной кромки, путем поворота сечений лопатки вокруг выходной кромки, описано в [30]. Оптимизация проводилась на полуторной ступени с использованием генетического алгоритма по двум варьируемым параметрам (угол установки профиля и относительная высота лопатки). В результате было достигнуто повышение эффективности на 0,9 % по КПД в сравнении с исходным вариантом. Расход не контролировался. Как и в [26], [27] и [28], определено положительное влияние искривленных направляющих лопаток на течение в рабочем колесе.

Диссертация [31] посвящена оптимизации сложного навала прямой турбинной решетки по двум варьируемым параметрам с использованием генетического алгоритма. Параметрическая модель турбинной лопатки имела прямолинейный участок в центральной части. Варьируемыми параметрами были: длина прямолинейного участка и угол наклона лопатки у торца. Метод оптимизации – генетический алгоритм. В ходе оптимизации рассчитывалась половина лопатки. Искривление лопатки у торца осуществлялось по параболической зависимости. Для получения оптимальной прямой турбинной решетки было просчитано около 1250 вариантов ее геометрии с сеткой, содержащей около 300000 элементов. Получен оптимальный вариант с потерями полного давления 6,756 %. Исходный вариант имел потери полного давления 6,864 %. Расход не контролировался.

В [32] описаны результаты экспериментального и численного анализа изменения структуры потока в турбинной решетке при использовании простого и сложного тангенциального навала без оптимизации. Он показал, что простой навал приводит к возникновению радиального градиента давления по всей высоте лопатки, причем в зависимости от направления простого навала градиент давления может иметь направление от корня к периферии или наоборот. Сложный навал прямой решетки приводит к возникновению радиального градиента давления симметричного относительно среднего сечения лопатки. Примечательно, что в зависимости от направления сложного навала градиент может иметь направление от торцов к среднему сечению лопатки или, наоборот, от среднего сечения к торцам турбинной решетки. Отмечается, что как простой, так и сложный навал суще-

ственно влияет на завихренность в приторцевых областях канала турбинной решетки.

Результаты исследований комплексного влияния сложного навала в осевом и окружном направлениях на потери в ступени ЦВД паровой турбины без оптимизации приведены в статье [33]. Модель сложного навала включала в себя прямолинейный участок в центральной части лопатки. Авторами получена ступень с направляющим аппаратом и рабочим колесом, искривленным в осевом и окружном направлениях. Потери оказались ниже, чем в исходной, на 0,292 %. Не указывается, изменился ли расход в улучшенном варианте ступени по сравнению с исходным. Сами авторы утверждают, что для более полного анализа положительного влияния сложного навала необходимо проводить его оптимизацию.

В статье [34] представлено описание алгоритма и результаты оптимизации одной ступени высокого и одной ступени низкого давления паровой турбины с использованием метода оптимизации Нелдера–Мида [35]. Целевая функция – потери полной энтальпии в ступени. Оптимизировались количество лопаток статора и ротора, углы установки лопаток статора и ротора, линейная закрутка лопаток ротора, четыре параметра сложного навала лопаток статора (всего 9 параметров). Таким образом, оптимизация сложного навала осуществлялась только на лопатках направляющего аппарата ступени. Параметрическая модель сложного навала лопатки включала центральный прямолинейный участок. В данной работе расход выдерживался с точностью $\pm 0,5$ % в сравнении с расходом в исходной решетке. Оптимизационные расчеты проводились на грубой сетке (100000 элементов на всю ступень) с моделью турбулентности Болдвина–Ломакса (Baldwin B. S.–Lomax H.) [37]. Контрольный расчет проводился на сетке 800000 элементов на ступень с моделью турбулентности Мэнтера (Menter F. R.) [38], при этом параметр $y^+ = 1$. Оптимизация потребовала просчета 120 вариантов геометрии ступени. Это единственная работа из приведенных выше с контролем расхода в оптимальном варианте, однако допускаемая погрешность 0,5 % по расходу является достаточно большой. Кроме этого сетка со 100000 элементов на ступень является весьма грубой для точного расчета трения на стенках турбинных решеток и моделирования вторичных течений, что могло существенно сказаться на результатах оптимизации. Часть

статьи, касающаяся оптимизации ступени низкого давления паровой турбины не рассматривалась.

Из анализа рассмотренных выше работ можно выделить две основные группы с соответствующими особенностями:

- Работы, в которых применялся *сложный тангенциальный навал в чистом виде*, свидетельствуют о возможности повышения аэродинамической эффективности, как турбинных решеток, так и турбинных ступеней с искривленными решетками. Таким образом, можно сказать, что сложный тангенциальный навал направляющего аппарата приводит к повышению эффективности турбинной ступени за счет формирования за направляющей решеткой более однородного и более благоприятного потока для рабочей решетки ступени. Однако все эти работы строго не выдерживали необходимое условие сравнения исходной и искривленной турбинных решеток. Таким условием является одинаковость расхода в исходной и искривленной турбинных решетках при тех же полном давлении и полной температуре на входе и статическом давлении на выходе. Кроме этого, в данных работах используются один из двух способов реализации сложного тангенциального навала, без их сравнения. То есть ни в одной из работ нет четкой рекомендации о преимуществах или недостатках того или иного способа искривления.

- Работы, в которых применялся *сложный навал совместно с другими способами изменения пространственной формы лопатки*, также свидетельствуют о возможности повышения аэродинамической эффективности турбинных решеток. Однако результаты здесь являются сложными для анализа, так как варьируется большое количество геометрических параметров, характеризующих и форму профилей, и углы установки профилей по высоте. К тому же, изменение расхода в этих работах, так же, как и в других работах или не учитывалось, или учитывалось с не достаточной точностью. Кроме этого, в данных исследованиях сетка была достаточно грубой для точного моделирования пограничного слоя и всей структуры вторичных течений в турбинной решетке.

Из обзора последних работ видно, что наиболее распространенными подходами к оптимизации в задаче совершенствования аэродинамической формы турбинных решеток являются алгоритмы, сочетающие CFD

расчеты и методы оптимизации: Нелдера – Мида или генетический алгоритм.

1.3. Методы вычислительной аэродинамики в задаче аэродинамической оптимизации турбинных решеток

Аэродинамическая оптимизация турбинных решеток предполагает перебор большого количества вариантов их геометрии. В представленных выше работах количество вариантов составляло от сотен до тысяч. Причем, чем больше количество варьируемых параметров, тем большее число вариантов необходимо проанализировать. Наиболее достоверным источником объективных данных о течении газа в турбинной решетке является физический эксперимент, предполагающий изготовление каждого варианта геометрии турбинной решетки. Однако даже один вариант геометрии турбинной решетки требует изготовления как минимум 10 – 15 лопаток. Таким образом, очевидно, что аэродинамическая оптимизация на основе экспериментальных данных требует значительных затрат времени и денежных средств. Поэтому в настоящее время в работах по аэродинамической оптимизации наиболее популярным является подход, в котором для получения данных о характере течения и параметрах рабочего тела в исследуемых межлопаточных каналах численно решают систему уравнений Навье–Стокса, чаще всего их модификации.

Система уравнений Навье – Стокса записанная в консервативной форме имеет следующий вид:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} + \frac{\partial G_i}{\partial x_i} = B, \quad (1.1)$$

где U , F_i , G_i , B – упорядоченные наборы комбинаций основных переменных.

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho V_j \\ \rho E \end{bmatrix}, F_i = \begin{bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_i v_j + p \delta_{ij} \\ \rho E v_i + p v_i \end{bmatrix}, G_i = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{ij} \\ -\tau_{ij} v_j + q_i \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho F_j \\ \rho F_j v_j \end{bmatrix}.$$

Аналитическое решение этой системы уравнений связано с непреодолимыми математическими трудностями и получено только для пре-

дельно простых случаев. На этой почве зародилось новое направление гидродинамики – вычислительная гидродинамика – которое заключается в численном решении уравнений Навье – Стокса. Численное решение уравнений динамики жидкости предполагает дискретизацию этих уравнений, то есть замену дифференциальных уравнений их дискретными аналогами. Существует большое количество видов дискретизации этих уравнений, каждый из которых обладает своими атрибутами. Основными критериями качества схемы дискретизации являются: устойчивость, сходимость, отсутствие не физических осцилляций. Вычислительная гидродинамика является отдельной дисциплиной, отличной от экспериментальной и теоретической гидродинамики и дополняющей их. Она имеет свои собственные методы, свои собственные трудности и свою собственную сферу приложения.

В жидкостях и газах имеет место такое аэродинамическое явление как турбулентность. Турбулентное течение – явление, заключающееся в том, что при увеличении скорости течения жидкости или газа в среде самопроизвольно образуются многочисленные нелинейные фрактальные волны и обычные, линейные различных размеров, без наличия внешних, случайных, возмущающих среду сил и/или при их присутствии. Последнее выражается в виде хаотичных пульсаций параметров потока в широком спектре частот около средних значений соответствующих величин. Прямое численное решение (direct numerical simulation (DNS)) уравнений Навье – Стокса предполагает разрешения полного спектра турбулентных пульсаций от самых малых до больших вихрей и требует построения очень мелкой сетки дискретизации. Это так называемый детерминистический подход. Осуществление даже одного инженерного расчета с использованием детерминистического подхода весьма затруднительно из-за чрезмерных требований к вычислительной технике.

Рейнольдс предложил рассматривать переменные в уравнениях Навье – Стокса, как сумму осредненных по времени значений этих величин и соответствующих пульсационных составляющих. Это приводит к появлению дополнительных неизвестных в системе уравнений (1.1), то есть требует введения дополнительных уравнений для ее замыкания. Такие дополнительные уравнения известны как модели турбулентности. В этом случае численно решают систему осредненных по Рейнольдсу уравнений

Навье –Стокса (Reynolds averaged Navier–Stokes (RANS)). В соответствии с этим подходом турбулентность большого и малого масштабов моделируется соответствующими уравнениями. Это значительно снижает требования к дискретной расчетной сетке и, следовательно, требования к вычислительной технике.

Компромиссом между DNS и RANS является так называемый метод крупных вихрей (large eddy simulation (LES)), в котором турбулентность большого масштаба рассчитывается, а малого масштаба – моделируется. Требования к дискретной расчетной сетке в LES значительно больше, чем в RANS, но и не такие чрезмерные, как в DNS. С использованием данного подхода уже сейчас можно решать некоторые инженерные задачи, однако для оптимизационных исследований он является все еще чрезмерно ресурсоемким. Следует отметить, что с учетом развития вычислительной техники использование LES в задачах аэродинамической оптимизации турбинных решеток выглядит весьма перспективным в будущем.

Таким образом, учитывая быстродействие современных вычислительных машин, наиболее подходящим подходом будет численное решение RANS уравнений. Данный тезис подтверждается использованием этого подхода в рассмотренных выше работах для аэродинамической оптимизации турбинных решеток.

Как упоминалось ранее, метод RANS предполагает моделирование турбулентности некоторыми дополнительными к модифицированной системе (1.1) уравнениями, которые называют моделью турбулентности. На сегодняшний день их разработано большое количество [39]. Все эти модели разделены на четыре группы:

- *алгебраические модели турбулентности (zero-equation models)*. Например: модель Прандтля (Prandtl L.) [40], модель Себеси–Смита (Cebeşi T. - Smith A. M.), модель Болдвина–Ломакса (Baldwin B. S. – Lomax H.) [37] и др.;

- *модели турбулентности с одним дифференциальным уравнением (one-equation models)*. Например: модель переноса турбулентной кинетической энергии (turbulent kinetic energy transport) и др.;

- модели турбулентности с двумя дифференциальными уравнениями (two-equation models). Например: модель k- ϵ , модель k- ω , модель k- ω с поправкой Мэнтера (SST) [38] и др.;

- модели напряжений Рейнольдса (Reynolds stress models).

Наиболее распространенными моделями турбулентности в работах по оптимизации турбинных решеток являются: модель Болдвина–Ломакса, модель k- ϵ , модель k- ω и модель k- ω с поправкой Мэнтера (SST).

Очевидно, что при использовании вычислительной гидродинамики в задачах аэродинамической оптимизации турбинных решеток всегда будет иметь место противопоставление точности расчета и количества времени расчета. Для увеличения точности при сохранении машинного времени оптимизации необходимо или увеличение мощности используемых ЭВМ, или использование продвинутых методов оптимизации, которые позволят сократить необходимое для получения оптимального варианта геометрии количество расчетов.

1.4. Методы оптимизации для получения высокоэффективных турбинных решеток с использованием CFD

В рассмотренных выше работах по аэродинамической оптимизации турбинных решеток с использованием CFD применяются следующие методы оптимизации: в [25] – последовательное квадратичное программирование (Sequential Quadratic Programming (SQP)); в [27] и [34] – метод деформируемого многогранника Нелдера–Мида (Nelder A.- Mead R.); генетический алгоритм использовался в [29], [30] и [31].

Методы *последовательного квадратичного программирования* относятся к методам условной оптимизации и состоят в последовательном решении задач квадратичного программирования, аппроксимирующих задачу оптимизации [41]. На сегодняшний день методы SQP входят в число наиболее эффективных методов общего назначения. Данный метод накладывает условие двукратной дифференцируемости функции цели. Значения функции цели, получаемой в результате CFD расчета, как правило, не ложатся на гладкую поверхность, иными словами, функция является зашумленной. Кроме того основной недостаток этого метода заключается в воз-

возможной не сходимости при недостаточной близости начальной точки к точке оптимума. Еще одним недостатком является большое количество численных расчетов при решении задачи оптимизации с нелинейным ограничением. Оптимизация турбинных решеток требует введения функционального ограничения по расходу, которое не является линейным.

Метод Нелдера–Мида (Nelder A.- Mead R.), также известный как метод *деформируемого многогранника* и *симплекс метод*, представляет собой метод безусловной оптимизации функции от нескольких переменных, не требующих вычисления производной (точнее – градиентов) функции, а поэтому легко применим к негладким и/или зашумленным функциям. Этот метод является развитием симплексного метода Спендли, Хекста и Химсворта. В частности, Нелдер и Мид предложили использовать неправильные симплексы. В результате получился очень надежный метод прямого поиска, являющийся одним из самых эффективных, если количество варьируемых параметров не более 6. Суть его заключается в последовательном перемещении и деформировании симплекса вокруг точки экстремума. Метод находит локальный экстремум и может «застрять» в одном из них. Если всё же требуется найти глобальный экстремум, можно пробовать выбирать другой начальный симплекс. Более развитый подход к исключению локальных экстремумов предлагается в алгоритмах, основанных на методе Монте-Карло, а также в эволюционных алгоритмах.

Генетический алгоритм (ГА) – это эвристический метод *глобального поиска*, используемый для решения задач оптимизации и моделирования путем случайного подбора, комбинирования и вариации искоемых параметров с использованием механизмов, напоминающих биологическую эволюцию. ГА относится к эволюционным методам. Суть метода заключается в итерационном моделировании процессов скрещивания, мутации и селекции заданного набора особей до выполнения критерия останова алгоритма. Критерием останова может быть: нахождение глобального оптимума; исчерпание числа поколений, выделенных на эволюцию; исчерпание времени, отпущенного на эволюцию. Под особями могут подразумеваться числа, биты или другие объекты. В частности, набором особей могут быть наборы значений варьируемых параметров, а критерием отбора или приспособленности – значения целевой функции при соответствующих значе-

ниях варьируемых параметров. Основным недостатком ГА является сложность настройки его параметров. Эффективность ГА существенно зависит от его противоречивых параметров. Наиболее точное решение требует большого количества особей в популяции и соответственно большего времени на оптимизацию. Уменьшение особей в популяции приводит к уменьшению времени на оптимизацию, но снижает точность решения. Кроме этого, скрещивание–мутация–селекция также производится по определенным заданным правилам, от которых также зависит эффективность алгоритма и точность решения. В связи с этим использование ГА предполагает его тщательную настройку на специальных тестовых функциях. Однако настройка алгоритма на набор стандартных тестовых функций не гарантирует эффективность алгоритма и точность решения на исследуемой функции. Данный алгоритм хорошо подходит к исследованию зашумленных функций, однако требует проведения большого количества CFD – расчетов и, следовательно, большого времени на оптимизацию. Последнее вынуждало исследователей в указанных выше работах использовать грубые сетки и не достаточно точные, но легко вычисляемые, модели турбулентности, что неизбежно приводило к потере точности численных расчетов.

Метод Монте–Карло (случайный поиск) лишен описанных недостатков вышеописанных методов. Он позволяет находить экстремумы многоэкстремальных и зашумленных функций; использовать различные ограничения в ходе оптимизации; особенно эффективен при большом количестве варьируемых параметров; не требует тщательной настройки под тестовые функции; является одним из наиболее общих методов оптимизации и решения различных задач в математике, физике, экономике и т.д. Однако метод требует десятков тысяч вычислений целевой функции и практически неприменим для прямой оптимизации на основе CFD-расчетов. Для повышения эффективности случайного поиска используются квазислучайные последовательности чисел (ЛП_r (Sobol) [42], Faure [43], Halton [44] и др.). Повышение эффективности достигается за счет исключения кластеризации, которая имеет место при случайном поиске, то есть более равномерного распределения точек в исследуемой области поиска экстремума функции. Существует около десятка таких квазислучайных последовательностей чи-

сел. Следует отметить, что их условно называют квазислучайными потому, что они могут использоваться в различных математических алгоритмах вместо случайных последовательностей точек. При замене случайной генерации точек в методе Монте-Карло его называют квази-Монте-Карло или псевдослучайный поиск.

В последнее время методы планирования эксперимента широко используются в оптимизационных алгоритмах [45 – 51]. Используя методы теории планирования эксперимента (Design of Experiment (DOE)), можно аппроксимировать в виде квадратичного полинома исходную математическую модель, в данном случае CFD. Полученный квадратичный полином можно использовать для дальнейшей оптимизации с применением наиболее универсального и надежного глобального метода оптимизации.

Выше изложенный обзор наметил ряд требующих решения задач, которые не были решены или не рассмотрены в полном объеме при применении вычислительной аэродинамики к пространственной оптимизации решеток осевых турбин.

Глава 2

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ПРОСТРАНСТВЕННОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ РЕШЕТОК ОСЕВЫХ ТУРБИН

2.1. Представление геометрии лопатки

2.1.1. Форматы файлов хранения лопатки

Источники геометрической информации по лопаткам турбомашин весьма разнообразны. Это могут быть чертежи в бумажном или электронном виде, результаты обмера координат на множестве точек с помощью механических или лазерных устройств, координаты сечений (разрезов) плоскими или коническими поверхностями.

Каждое из этих представлений имеет свои преимущества и недостатки. Например, CAD-форматы типа IGES или STEP универсальны, однако трудночитаемы, имеют проблемы с совместимостью и избыточны для целей описания рабочей поверхности лопаток.

Представление в виде облака точек требует предварительной обработки для перевода в полигональные модели или CAD-форматы. Программное обеспечение для этих целей обычно поставляется вместе со сканерами и является дорогостоящим.

В практике *CFD* получило распространение описание лопаток в виде их (в общем случае) конических сечений. Такое описание предполагает в дальнейшем восстановление поверхности лопатки с помощью натягивания сплайнов на опорные точки (эта процедура называется *lofting* или *skinning*) и перевод в полигональную форму. Благодаря широкому распространению пакета *CFX* наиболее известны форматы *RTZT* и *CURVE*, которые выдает препроцессор *BladeGen*.

Неплохим вариантом для описания поверхности лопаток могут быть также форматы, предназначенные для поверхностного представления твердых тел. Как правило, при этом поверхность разбивается на множество треугольников или других полигонов (этот процесс называется *тесселяцией*). Полигональные модели наиболее широко распространены в компьютерных играх, анимации, быстром прототипировании (стереолитографии), виртуальной реальности и других областях. Наиболее продвинутые форматы (например, *WRML*) позволяют кроме полигональных моделей хранить дополнительную информацию о цветах, текстуре поверхности и проч. Подобными форматами являются также *PLY*, *OBJ*, *X3D* и другие разработанные различными организациями.

2.1.2. Поверхностное представление (BREP). Форматы STL и OFF

Граничное представление геометрических моделей (*Boundary representation* или сокращенно *brep*) обычно включает в себя топологию поверхностной сетки (списки номеров смежных узлов) и координаты точек поверхности.

Типичным и простейшим форматом является *OFF*, в котором задается:

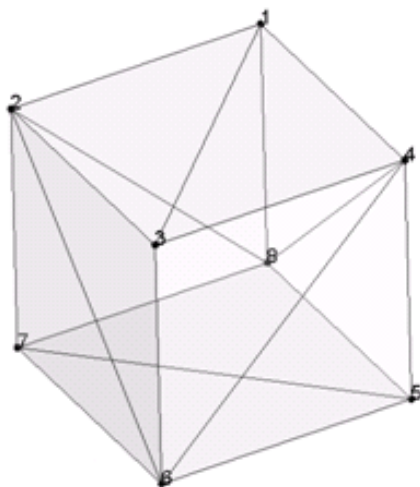
- количество узлов, граней и ребер;
- список координат узлов;

- список вершин каждой грани.

В файл также может быть включена информация о цветах граней.

Пример простейшего файла OFF представлен на рис. 2.1.

Другим распространенным форматом является STL (сокращение от STereoLithography), который может содержать данные как в текстовых, так и в двоичных файлах (последние оказываются обычно в 5–6 раз короче). Файлы не содержат в явном виде топологической информации и включают в себя список граней в виде координат относящихся к ним узлов и нормали к грани. Такое представление данных создает некоторые неудобства для программиста при вводе файла, так как требует индексирования с целью достижения приемлемых затрат машинного времени. Кроме того, ввиду существенной избыточности хранимой в файле информации его размеры обычно весьма велики.



```

OFF
8 12 0
-1.968504 1.968504 1.968504*
-1.968504 -1.968504 1.968504
1.968504 -1.968504 1.968504
1.968504 1.968504 1.968504
1.968504 1.968504 -1.968504
1.968504 -1.968504 -1.968504
-1.968504 -1.968504 -1.968504
-1.968504 1.968504 -1.968504
3 0 1 2
3 2 3 0
3 4 5 6
3 6 7 4
3 7 6 1
3 1 0 7
3 3 2 5
3 5 4 3
3 1 6 5
3 5 2 1
3 7 0 3
3 3 4 7

```

Рис. 2.1. Представление куба в формате OFF

Ниже показано содержимое текстового STL-файла для представления куба.

```
solidGenerated by GT.chart Viewer
  facet normal 0.000000e+000 0.000000e+000 1.000000e+000
    outer loop
      vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
      vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
      vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
    endloop
  endfacet
  facet normal 0.000000e+000 0.000000e+000 1.000000e+000
    outer loop
      vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
      vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
      vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
    endloop
  endfacet
  facet normal 0.000000e+000 0.000000e+000 -1.000000e+000
    outer loop
      vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
      vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
      vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
    endloop
  endfacet
  facet normal 0.000000e+000 0.000000e+000 -1.000000e+000
    outer loop
      vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
      vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
      vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
    endloop
  endfacet
  facet normal -1.000000e+000 0.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
      vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
      vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
      vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
    endloop
  endfacet
  facet normal -1.000000e+000 0.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
      vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
```

```

        vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
    endloop
endfacet
facet normal 1.000000e+000 0.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
        vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
    endloop
endfacet
facet normal 1.000000e+000 0.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
        vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
    endloop
endfacet
facet normal 0.000000e+000 -1.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
        vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
    endloop
endfacet
facet normal 0.000000e+000 -1.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
        vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 -1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex -1.968504e+000 -1.968504e+000 1.968504e+000
    endloop
endfacet
facet normal 0.000000e+000 1.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
        vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
        vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
    endloop
endfacet
facet normal 0.000000e+000 1.000000e+000 0.000000e+000
    outer loop
        vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 1.968504e+000
        vertex 1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000

```

```
vertex -1.968504e+000 1.968504e+000 -1.968504e+000
endloop
endfacet
endsolid Generated by GT.chart software
```

На рис. 2.2 показан пример турбинной лопатки, хранимой в формате STL. Размер текстового файла составляет 387 Кб, а двоичного – 76 Кб. Размер аналогичного OFF-файла равен примерно 75 Кб.

Поскольку, как правило, поверхность лопатки состоит из треугольных элементов, довольно легко получить сечения (особенно плоские), например, для анализа аэродинамической эффективности решетки (рис. 2.3).

Преимуществом STL-формата по сравнению с OFF является возможность простого объединения нескольких текстовых файлов в один с возможностью создания сцен (рис. 2.4).

Существует множество программ (как свободных, так и коммерческих) для манипуляций с STL-файлами и преобразования в другие форматы.

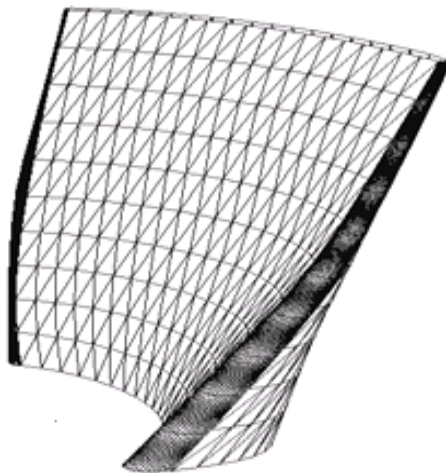


Рис. 2.2. Поверхностное представление боковой поверхности лопатки (STL)

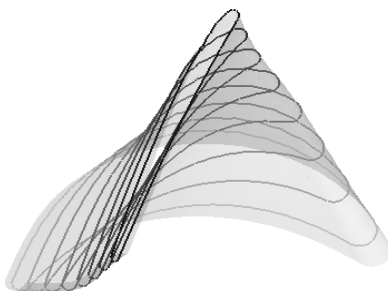
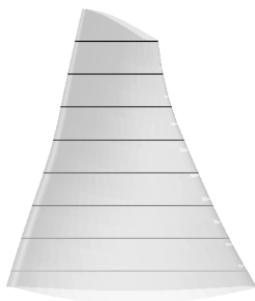


Рис. 2.3. Разрезание лопатки в граничном представлении с помощью плоских сечений (виды сбоку и сверху)

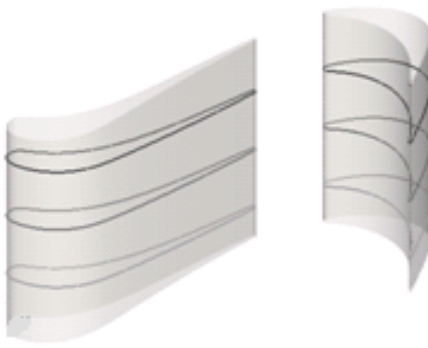


Рис. 2.4. Пара турбинных лопаток в формате STL, разрезанная плоскими сечениями

2.1.3. Точечное представление

Точечное представление поверхностей (рис. 2.5) является, как правило, результатом трехмерного лазерного сканирования. Количество точек может быть очень велико и поэтому реконструкция поверхности (приведение к полигональному виду) возможна только с помощью специальных программ, обычно поставляемых вместе со сканирующим оборудованием.

В качестве примера можно взять ручной сканнер REVscan фирмы Creaform [<http://www.creaform3d.com>]. Его вес не превышает одного килограмма, разрешение составляет 0.1 мм, а количество замеров в секунду – 18000.

Одним из ведущих поставщиков программного обеспечения для обработки отсканированных объектов является фирма Geomagic [<http://www.geomagic.com>]. Ее продукт WRAP поддерживает различные типы сканеров, позволяет преобразовать отсканированные данные и облака точек в полигональную модель, интегрируется с CAD системами путем экспорта моделей в форматы STL, OBJ, VRML, DXF, PLY, 3DS, PDF.

Из свободного программного обеспечения отметим проект Point Cloud Library (или PCL) [<http://www.pointclouds.org>], представляющий собой кроссплатформенную библиотеку для обработки облака точек.



Рис. 2.5. Точечное представление поверхности лопатки (OFF)

2.1.4. Процедурное описание формы лопаток. Форматы CURVE и RTZT

Поверхность лопатки может быть представлена наборами точек ее конических (цилиндрических для осевых машин) сечений. В этом случае предполагается, что принимающая файл программа на основании этой информации построит сплайны по сечениям и натянет поверхностный сплайн. В этом смысле такое описание является процедурным.

Препроцессор BladeGen (Ansys CFX) предлагает два формата процедурного хранения формы лопаток – RTZT и CURVE.

Формат RTZT дает представление лопатки в виде средней линии и толщины по нормали к ней. Таким образом, геометрия каждого сечения задается четверкой (r, θ, z, t) , где первые три параметра – координата точки средней (скелетной) линии профиля в цилиндрических координатах, а четвертый параметр – его толщина. Формат RTZT хорошо подходит для тонких профилей (осевые компрессоры, центробежные машины), но в общем случае неприменим.

Формат CURVE содержит только координаты сечений в виде троек (z, y, x) .

Пример поверхности лопатки в виде координат точек цилиндрических сечений показан на рис. 2.6.

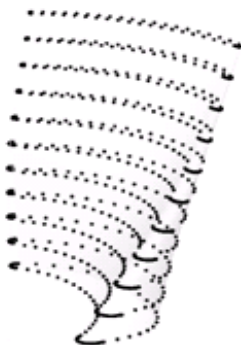


Рис. 2.6. Представление поверхности лопатки с помощью ее цилиндрических сечений

2.1.5. Формат CUR

В силу того, что информации в файле CURVE недостаточно для перманентного хранения данных о лопаточном венце, нами было разработано его расширение – формат CUR. В него дополнительно включено количество лопаток в венце, количество сечений и количество участков профилей в сечениях, количество точек на каждом из участков профилей сечений. На перспективу добавлены такие параметры как модель профилирования и модель описания кромок профилей для параметризации сечений лопатки.

Количество участков по обводу сечения может быть равно 1, 2 или 4. В первом случае поверхность лопатки формируется одним сплайном, как бы оборачивающим ее сечения. Соответственно, во втором и третьем случаях лопатка образуется с помощью двух (спинка и сторона давления) или четырех (спинка, входная кромка, сторона давления, выходная кромка) участков сплайна.

Порядок и тип сплайнов (например, интерполяционный или аппроксимационный) в файле не хранится, так как эти параметры зависят от реализации. Они должны быть установлены в считывающей программе. На рис. 2.7 показан фрагмент венца, описанного с помощью формата CUR с четырьмя участками на каждом из пяти исходных сечений лопатки. Показанные на рисунке 11 сечений получены в результате сплайн-аппроксимации оригинальных точек (точки на участках имеют разные цвета).

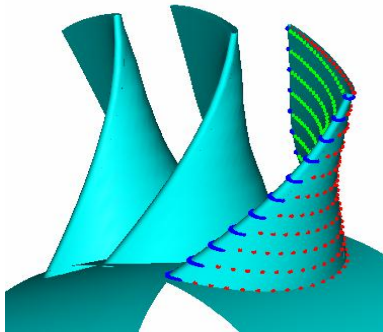


Рис. 2.7. Фрагмент рабочего колеса турбины, сохраненного в формате CUR (4 участка на профиле)

Фрагмент CUR-файла для описания рабочего колеса турбины (рис. 2.7) имеет следующий вид:

```
# <имя файла>
# количество участков (1/2/4) и лопаток
4 21
# количество сечений
5
# 4 количество точек по участкам, модель профилирования, модель описания кромок
98 11 97 6 0 0
### точки профиля 0
-1.7654001699999998e-002 2.1850000900000000e-003 8.389299999999995e-002 # 0 0
-1.7158985099999996e-002 3.5669999099999998e-003 8.3849000000000007e-002 # 0 1
-1.6667991799999997e-002 4.9030000700000000e-003 8.378499999999998e-002 # 0 2
.....
-1.7700999900000000e-002 1.3449999799999999e-003 8.390799999999996e-002 # 0 211
.....
# 4 количество точек по участкам, модель профилирования, модель описания кромок
98 11 98 5 0 0
### точки профиля 4
0.0000000000000000e+000 7.3789998300000000e-003 1.5518199999999999e-001 # 4 0
1.4701489999999900e-004 7.9159999599999996e-003 1.5515699999999999e-001 # 4 1
2.9599670000000217e-004 8.4590001400000007e-003 1.5512899999999999e-001 # 4 2
.....
1.2993900000000946e-005 7.078000099999997e-003 1.5519600000000000e-001 # 4 211
```

2.2. Проекция плоского профиля на цилиндрическую поверхность

Сечения лопатки могут быть плоскими или коническими (в частности, цилиндрическими). Преобразование сечений лопатки из декартовой системы координат в цилиндрическую (и обратно) может происходить различным способом в зависимости от решаемой задачи.

Например, полученное в результате профилирования плоское сечение лопатки должно быть установлено на некотором радиусе R (рис. 2.8.). Одним из способов такой установки является следующий. На профиле выбирается базовая координата y_0 и относительно нее производится «накатывание» точек на цилиндр в соответствии с приведенными ниже очевидными формулами.

Проекция точки цилиндрической поверхности на плоскость:

$$R = \sqrt{y'^2 + z'^2};$$

$$y = y_0 + \varphi R;$$

$$z = R.$$

Обратно, с плоскости на цилиндрическую поверхность:

$$y' = R \sin \varphi;$$

$$z' = R \cos \varphi.$$

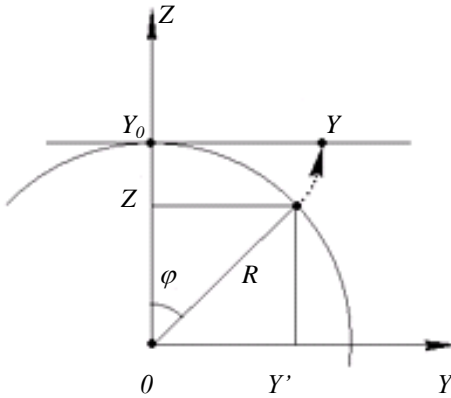


Рис. 2.8. Проецирование точки цилиндра на плоскость

Проецирование на коническую поверхность происходит аналогично с учетом того, что R является функцией осевой координаты.

Понятно, что в результате подобных преобразований форма поверхности лопатки изменяется (тем значительнее, чем меньше радиус установки сечения). Если необходимо (насколько это возможно) оставить форму поверхности неизменной (например, работая с CAD-моделью существующей лопатки), следует проводить рассечение лопатки коническими поверхностями (или, в частном случае, плоскостями), что уже является достаточно сложной задачей.

2.3.Стекинг

Стекинг (от англ. stack – стог, стопка, штабель) будем называть процесс составления лопатки из известных (плоских или цилиндрических) сечений. По аналогии с нанизыванием охапок сена на шест при скирдовании сечения нанизываются на некоторую опорную *линию стекинга* (в простейшем случае расположенную радиально). Для этого в каждом сечении должна быть выбрана характерная *точка стекинга*, совпадающая с линией стекинга в данном сечении. Часто для удобства в качестве точек стекинга выбираются центры кромок или центры тяжести сечений (рис. 2.9). В общем случае этот выбор может существенно изменить форму лопатки.

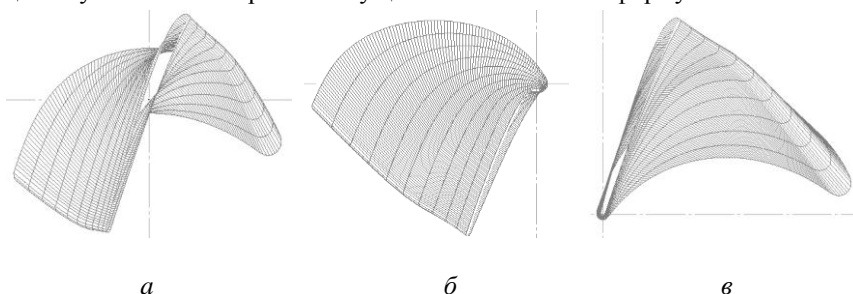


Рис. 2.9. Простейшие способы формирования пера лопатки:
а – радиальный центр тяжести; *б* – радиальный центр входной кромки;
в – радиальный центр выходной кромки

Любое отклонение линии стекинга от радиального расположения называется *навалом*. При *простом навале* линия стекинга все еще остается прямой и характеризуется одним параметром – *углом навала*. При *сложном навале* она может принимать любую форму. Различают *осевой* и *тангенциальный* навалы.

Не следует путать угол навала линии стекинга с локальным углом навала поверхности лопатки δ , который определяется через компоненты нормали \vec{n} в точке поверхности по формуле

$$\operatorname{tg} \delta = -\frac{n_z}{n_y}.$$

Удобным механизмом параметризации линии стекинга является задание опорных полигонов при ее описании в форме *B*-сплайнов. При количестве опорных точек полигона *n* порядок аппроксимационного *B*-сплайна может изменяться от 1 до *n*-1. В первом крайнем случае сплайн вырождается в ломаную, а во втором – в кривую Безье. В целях простоты использования для начала имеет смысл ограничиться параметризацией линии стекинга кривыми Безье. Ниже приведен макет программы для вычисления кривых Безье по точкам опорного полигона и результат ее работы (рис. 2.10). Расчет базируется на известном рекурсивном алгоритме Кастельжо для вычисления полиномов Бернштейна (в данном примере до 20-го порядка). Вариабельность линий стекинга может быть повышена (при том же или даже меньшем количестве параметров) за счет использования *B*-сплайнов более низкого порядка и введения повторяющихся точек в опорный полигон (рис. 2.11). Целесообразность такого усложнения требует дополнительного изучения.

```

#define MAX_N 20
/*****
/*      Вычисление функций Безье по методу Кастельжо      */
/*****
/*  n - количество опорных точек (n < MAX_N)                */
/*  k - номер производной (0,1,2)                          */
/*  *x - массив опорных точек                               */
/*  t - параметр (0..1)                                     */
/*-----*/
Besier.Fun (int n, int k, double *x, double t)
{
    int    i, j, nk;
    double fun, t1,
           curr[MAX_N], prev[MAX_N], dx[MAX_N], ddx[MAX_N],
*tmp;

    nk = n - k;
    t1 = 1. - t;

    if (k > 0)
    {
        for (i=0; i < n-1; inc (i))
        {
            dx[i] = x[i+1] - x[i];
        }
    }
    if (k > 1)
    {
        for (i=0; i < n-2; inc (i))
        {
            ddx[i] = dx[i+1] - dx[i];
        }
    }
    if (k == 0) { curr[0] = x[0]; }
    if (k == 1) { curr[0] = dx[0]; }
}

```

```

if (k == 2) { curr[0] = ddx[0];          }
for (i=1; i < nk; inc (i))
{
    tmp = prev; prev = curr; curr = tmp;

    if (k == 0) { curr[0] = x[i];      }
    if (k == 1) { curr[0] = dx[i];    }
    if (k == 2) { curr[0] = ddx[i];   }

    for (j=0; j < i; inc (j))
    {
        curr[j+1] = t*curr[j] + t1*prev[j];
    }
}
fun = curr[nk-1];

return fun;
}
/*****
/*      Вычисление кривизны кривой Безье      */
*****/

```

Процедуры вычисления точек и производных кривой Безье

```

Besier.Curve (int n, double *x, double *y, double t)
{
    double dxx, dyy, ddx, ddy, cur;
    dxx = Besier.Fun (n,1,x,t);
    dyy = Besier.Fun (n,1,y,t);
    ddx = Besier.Fun (n,2,x,t);
    ddy = Besier.Fun (n,2,y,t);
    cur = (dxx*ddy-ddx*dyy)/pow(dxx*dxx+dyy*dyy, 1.5);
    return cur;
}

```

Тестовая программа построения кривой Безье.

```

main ()
{
    int          n;
    double      t, x[MAX_N], y[MAX_N], xx, yy, xt, yt, xtt, ytt;
    n = 5;
    x[0] = 0.00; y[0] = 0.00;
    x[1] = 0.25; y[1] = 0.50;
    x[2] = 0.65; y[2] = 0.25;
    x[3] = 0.65; y[3] = 0.25;
    x[4] = 1.00; y[4] = 0.00;
    print -20; print;
    //      опорный полигон
    print n; print;
    print x[0], y[0], "# ", 0; print;
    print x[1], y[1], "# ", 1; print;
    print x[2], y[2], "# ", 2; print;
    print x[3], y[3], "# ", 3; print;
    print x[4], y[4], "# ", 4; print;
    //      кривая Безье
    print 101; print;
    for (t=0.; t < 1.001; t=t+.01)
    {
        xx = Besier.Fun (n, 0, x, t);
        yy = Besier.Fun (n, 0, y, t);
        print xx, yy, "# ", t; print;
    }
    return;
}

```

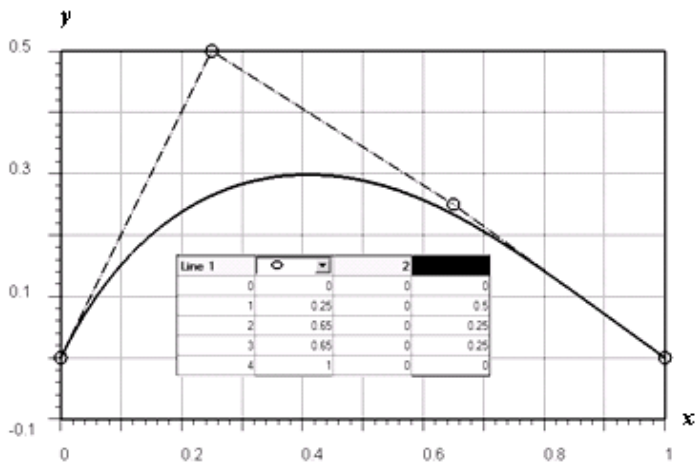


Рис. 2.10. Опорный полигон из 5 точек и кривая Безье, рассчитанная по программе

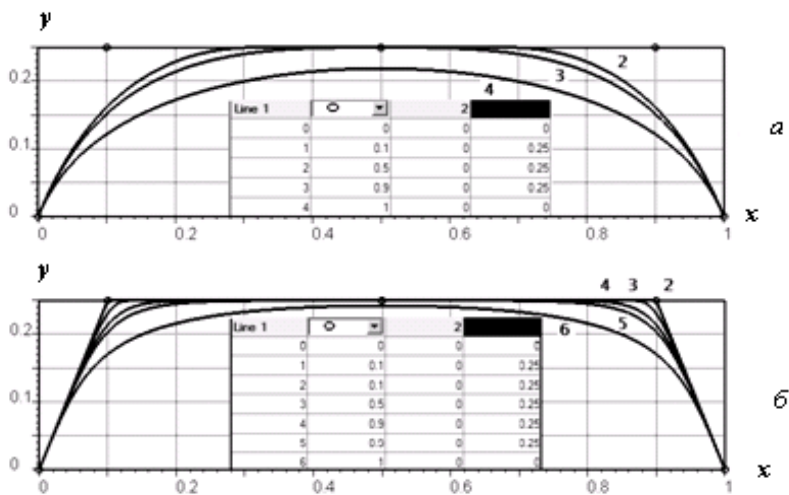


Рис. 2.11. Рациональные аппроксимационные B -сплайны различного порядка на основе опорных полигонов из 5 (а) и 7 (б) точек. Цифры на графиках обозначают порядок сплайнов

2.4. Формообразование боковых поверхностей лопатки

Поверхность лопатки описывается с помощью параметрических функций – интерполяционных или аппроксимационных В-сплайнов по двум параметрам: u – по обводу каждого сечения и v – вдоль направления стекинга. Интерполяционный сплайн проходит в точности через все точки сечений лопатки, а аппроксимационный – в соответствии с опорным полигоном, построенным по точкам сечения или по методу наименьших квадратов [52].

Все точки поверхности могут быть найдены, когда параметры u и v пробегает значения от 0 до 1. В некоторых случаях приходится допускать экстраполяцию в направлении стекинга и тогда параметр v может стать несколько меньше 0 или больше 1.

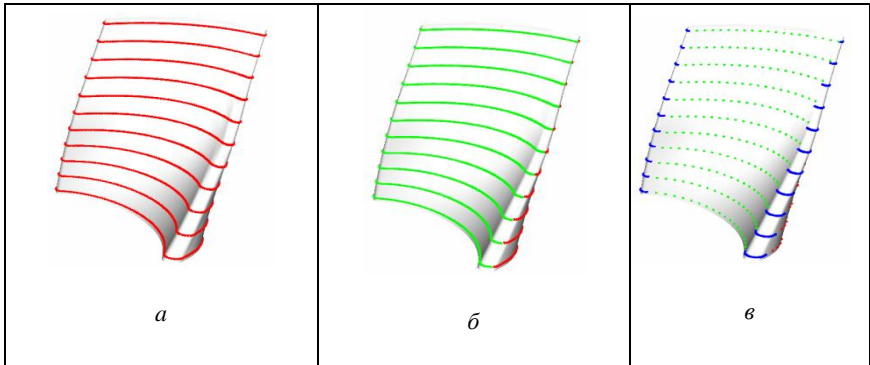


Рис. 2.12. Формирование поверхности лопатки одной (а), двумя (б) и четырьмя (в) поверхностями.

Перо лопатки может быть описано либо одной поверхностью, либо несколькими. В нашей реализации, как уже отмечалось, допускается 2 или 4 поверхности, что может быть полезно для некоторых приложений, в частности, при построении сеток. Поскольку никакой сшивки на границах поверхностей не происходит, погрешностью на стыках можно управлять только изменением порядков сплайна по направлениям u и v . Обычно порядок находится в пределах 2...5.

NURBS-поверхность порядка p в направлении u и порядка q в направлении v определяется следующей формулой:

$$S_{u,v} = \frac{\sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m N_{i,p}(u) N_{j,q}(v) w_{i,j} P_{i,j}}{\sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m N_{i,p}(u) N_{j,q}(v) w_{i,j}}, \quad (2.1)$$

где $P_{i,j}$ – опорные точки двумерной контрольной сетки;

$w_{i,j}$ – весовые коэффициенты;

$N_{i,p}(u)$ и $N_{j,q}(v)$ – базисные функции неоднородного B -сплайна.

В нашем случае опорными точками контрольной сетки являются точки сечений лопатки.

С использованием NURBS было реализовано построение гладкой поверхности турбинной лопатки по заданным плоским профилям в специализированной программе TOpGrid. Таким образом, загружая файл известного формата с координатами точек плоских профилей в программу, мы можем однозначно определить форму пера лопатки гладкой поверхностью.

Турбинная лопатка с переменным по высоте профилем, сформированная с помощью NURBS в программе TOpGrid, показана на рис. 2.12.

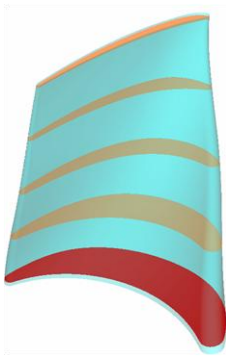


Рис. 2.12. Модель лопатки с NURBS-поверхностью

Переход от плоских сечений к поверхности лопаток осуществляется процедурой, известной в компьютерной геометрии как скиннинг (от англ. skin – кожа). Она заключается в “натягивании” поверхности на каркас, образованный сечениями лопатки. Большинство специализированных пакетов для работы со сплайнами поддерживает эту процедуру таким образом, что

количество точек в базовых сечениях может быть различным. Как правило, не требуется большого количество сечений для получения достаточно

гладких поверхностей. Процедура формирования поверхностей никоим образом не интерферирует с процедурой стекинга.

Таким образом, формирование поверхностей лопатки оказывается достаточно легким и надежным этапом построения параметрической модели.

2.5. Трехмерная параметрическая модель турбинной решетки

Одним из ключевых элементов алгоритма трехмерной аэродинамической оптимизации турбинных решеток является параметризация модели турбинной лопатки, которая заключается в возможности изменения ее формы (искривления) путем варьирования ограниченного количества числовых параметров.

Для того чтобы реализовать искривление лопатки в программе TopGrid, предварительно были реализованы возможности смещения (на заданные расстояния в заданном направлении) и поворота профилей. Независимо смещая или поворачивая профили вокруг выходной или входной кромки или центра тяжести лопатки, с использованием NURBS мы можем получать различные формы пера турбинной лопатки (рис. 2.13). Использование независимого смещения профилей для оптимизации требует большого количества варьируемых параметров. Для их уменьшения в работах по пространственной оптимизации используются определенные параметрические модели, в которых плоские профили лопатки жестко закреплены к линии стекинга.

Линия стекинга обычно представляется в виде некоторой функции нескольких параметров. Таким образом, задавая значения варьируемых параметров функции, можно однозначно определять ее вид и, следовательно, закон, в соответствии с которым будут сдвинуты профили лопатки относительно их первоначальных положений. Обычно в работах по оптимизации турбинных лопаток используются линии двух типов: с искривлением лопатки по всей высоте или с искривлением только у корня и периферии с прямолинейным центральным участком лопатки. К первому типу можно

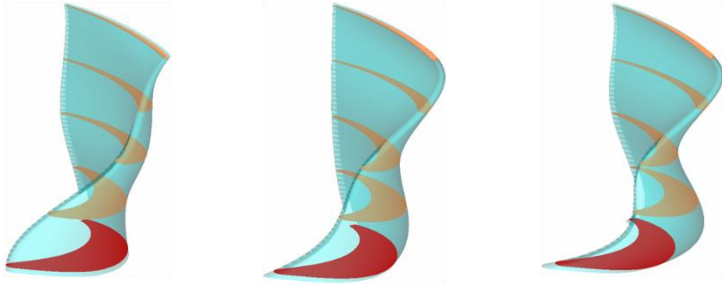


Рис. 2.13. Примеры искривленных лопаток, сформированные в программе TopGrid

относи следующие функции: половину периода синусоиды, параболу, кривую Безье и др.; ко второму типу: прямую линию по центру и параболу или кривую Безье у корня и на периферии.

Наиболее гибким и универсальным подходом представляется использование кривой Безье в качестве линии привязки. Ранее дано подробное описание этих кривых. Ниже приводится описание их использования для нашей конкретной задачи.

Кривая Безье является параметрической кривой, задаваемой выражением

$$B(t) = \sum_{i=0}^n P_i b_{i,n}(t), \quad (2.2)$$

где P_i – функция компонент векторов опорных вершин;

$b_{i,n}(t)$ – базисные функции кривой Безье или так называемые полиномы Бернштейна. Полиномы Бернштейна – функции вида

$$b_{i,n}(t) = \binom{n}{i} t^i (1-t)^{n-i}, \quad (2.3)$$

где

$$\binom{n}{i} = \frac{n!}{i! (n-i)!}. \quad (2.4)$$

Выражение (2.4) представляет собой биномиальный коэффициент, в котором n – степень полинома, i – порядковый номер опорной вершины.

Рассмотрим кривые Безье для $n = 2, 3$ и 4 . Из уравнений (2.2), (2.3) и (2.4) можно получить следующие зависимости для определения соответствующих кривых:

$$n = 2 \quad B(t) = (1-t)^2 P_0 + 2t(1-t)P_1 + t^2 P_2 \quad (2.5)$$

$$n = 3 \quad B(t) = (1-t)^3 P_0 + 3t(1-t)^2 P_1 + 3t^2(1-t)P_2 + t^3 P_3 \quad (2.6)$$

$$n = 4 \quad B(t) = (1-t)^4 P_0 + 4t(1-t)^3 P_1 + 6t^2(1-t)^2 P_2 + 4t^3(1-t) P_3 + t^4 P_4 \quad (2.7)$$

Графически эти кривые будут иметь вид, показанный на рис. 2.14.

Видно, что количество опорных точек для построения кривой Безье порядка n равно $n+1$. То есть с увеличением порядка кривой будет увеличиваться количество варьируемых параметров. С точки зрения минимизации вычислений функции цели при оптимизации использование кривой Безье высоких порядков нерационально. С другой стороны, использование кривой Безье 2-го порядка нерационально с точки зрения гибкости параметрической модели лопатки. Это отчетливо можно увидеть на рис. 2.15. При оптимизации кольцевых турбинных решеток вполне может возникнуть ситуация, когда лопатка у корня не будет нуждаться в искривлении или потребовать искривления в противоположном направлении. Последнего нельзя будет добиться с использованием кривой Безье 2-го порядка.

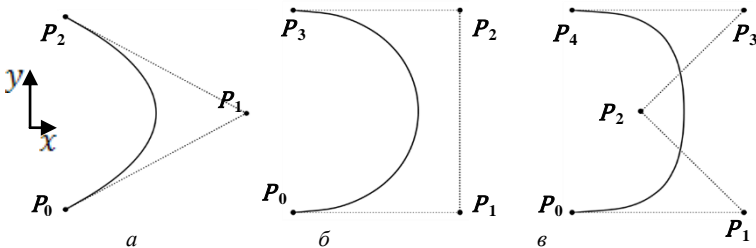


Рис. 2.14. Кривые Безье: a – при $n = 2$; b – при $n = 3$; v – при $n = 4$

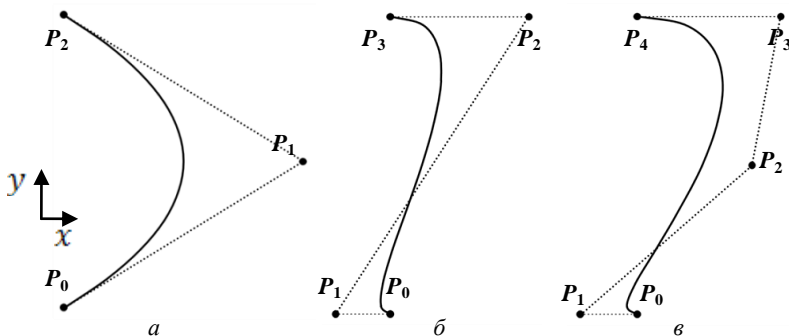


Рис. 2.15. Кривые Безье: *a* – при $n = 2$; *б* – при $n = 3$; *в* – при $n = 4$

Таким образом, для искривления лопатки без прямолинейного участка наиболее рациональным представляется использование кривой Безье 3-го порядка.

Помимо параметрической модели с искривлением по всей высоте лопатки целесообразно реализовать искривление лопатки с прямолинейным центральным участком. Из анализа изменения формы кривой Безье 4-го порядка в зависимости от положения опорной точки P_2 можно добиться близкого к прямолинейному центрального участка, если она будет лежать на прямой соединяющей точки P_0 и P_4 (рис. 2.16). Точка P_2 будет лежать на указанной прямой, если справедливо равенство

$$\frac{x_2 - x_0}{y_2 - y_0} = \frac{x_4 - x_0}{y_4 - y_0}, \quad (2.8)$$

где $x_0, y_0, x_2, y_2, x_4, y_4$ – координаты опорных точек P_0, P_2, P_4 соответственно. На рис. 2.16 видно, что форма кривой слабо зависит от положения точки P_2 по высоте, поэтому для простоты можно зафиксировать ее положение по вертикали в центре прямой, то есть

$$y_2 - y_0 = \frac{1}{2}(y_4 - y_0) \quad (2.9)$$

После несложных преобразований из выражения (2.8) с учетом (2.9) получим

$$x_2 = \frac{1}{2} x_0 + x_4 \quad (2.10)$$

Выражения (2.9 и 2.10) можно сокращенно представить в виде

$$P_2 = \frac{1}{2}(P_0 + P_4) \quad (2.11)$$

Таким образом, можно получить прямолинейный центральный участок кривой стекинга при количестве независимых опорных точек, соответствующем кривой Безье 3-го порядка.

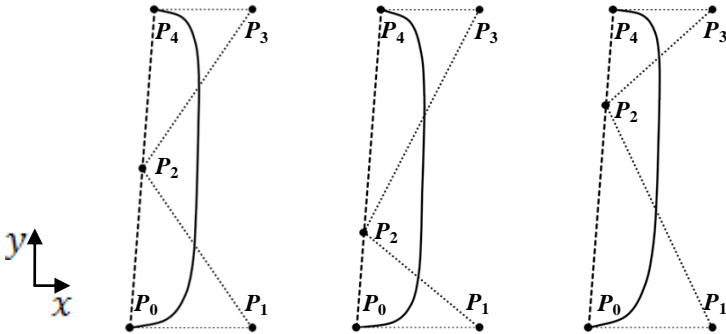


Рис. 2.16. Кривые Безье 4-го порядка с различным положением точки P_2

В результате мы имеем две параметрические кривые с четырьмя независимыми опорными точками. Положение каждой точки в двумерном случае определяется двумя координатами, то есть для задания формы этих кривых необходимо задать значения восьми параметров. Обычно в работах по аэродинамической оптимизации турбинных лопаток корневая и периферийная точки параметрической кривой фиксируются. Поступим аналогичным образом, то есть зафиксируем положения точек P_0 и P_4 . Таким образом, количество варьируемых параметров будет равно четырем.

Количество варьируемых параметров можно уменьшить еще в два раза, если использовать вместо параметра t в выражениях (2.5) и (2.6) нор-

мированную высоту лопатки \bar{l} ($0 \leq \bar{l} \leq 1$). В программе TopGrid окружное направление соответствует направлению оси Oy, осевое – оси Ox, радиальное – оси Oz. В связи с этим были приняты такие обозначения: параметры, характеризующие положение точек P_0, P_1, P_3, P_4 обозначены как Y_0, Y_h, Y_s, Y_l соответственно; точка P_2 обозначена как Y_m .

В результате такой подстановки с учетом новых обозначений выражения (2.5), (2.6) и (2.10) примут следующий вид:

$$Y(\bar{l}) = (1-\bar{l})^2 Y_0 + 3\bar{l}(1-\bar{l})^2 Y_h + 3\bar{l}^2(1-\bar{l}) Y_s + \bar{l}^2 Y_l \quad (2.12)$$

$$Y(\bar{l}) = (1-\bar{l})^4 Y_0 + 4\bar{l}(1-\bar{l})^3 Y_h + 6\bar{l}^2(1-\bar{l})^2 Y_m + 4\bar{l}^3(1-\bar{l}) Y_s + \bar{l}^4 Y_l \quad (2.13)$$

$$Y_m = \frac{1}{2}(Y_0 + Y_l) \quad (2.14)$$

Соответствующие кривые будут иметь вид, показанный на рис. 2.17.

В такой подстановке, меняя только Y – координаты точек P_1 и P_3 , будем получать соответствующую форму кривой стекинга. Важно понять, что такая подстановка приводит к некоторой потере гибкости параметрической кривой, но зато позволяет уменьшить в два раза количество варьируемых параметров. Далее по тексту, для простоты, искривление по уравнению (2.12) условно будем называть – метод 1, а по уравнению (2.13) с учетом (2.14) – метод 2.

Следует отметить, что реализовать искривление лопатки при одной и той же линии стекинга можно двумя способами: линейное смещение профилей лопатки (рис. 2.18, а); угловое смещение (поворот) профилей лопатки (рис. 2.18, б). Очевидно, что форма лопатки, построенной различными способами, будет разной при прочих равных условиях, однако при больших D_{cp}/l разница в пространственной форме лопатки будет незначительной. Таким образом, первый способ можно использовать как в прямых, так и в кольцевых решетках, но с большим D_{cp}/l , а второй – в кольцевых решетках с любыми D_{cp}/l .

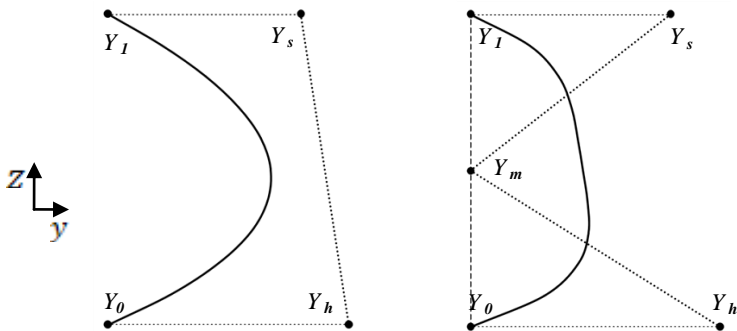


Рис. 2.17. Модифицированные кривые Безье

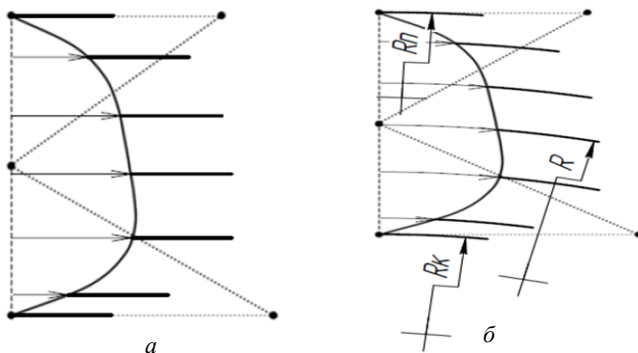


Рис. 2.18. Методы обеспечения заданного сложного навала:
a – линейный сдвиг; *б* – угловой сдвиг

Оба способа смещения профилей лопатки были реализованы в программе TOPGrid.

При задании значений варьируемых параметров в программе TOPGrid удобнее оперировать не абсолютными значениями координат опорных точек параметрической кривой, а соответствующими безразмерными величинами (отнесенными к высоте лопатки). В программе используются безразмерные величины.

Несколько видов форм лопатки, которые можно получать с использованием описанных выше методов, показаны на рис. 2.19.

В соответствии с поставленными в конце предыдущего раздела задачами параметрическая модель турбинной лопатки должна обеспечивать возможность контроля расхода через решетку. Несмотря на то что влияние сложного навала на расход еще предстоит выяснить, можно предположить, что с уменьшением потерь в турбинной решетке расход через нее должен увеличиться при прочих равных условиях. Это требует введения в параметрическую модель параметра, позволяющего контролировать расход в ходе оптимизации. Последнее в конечном итоге позволит обеспечить равенство расходов в исходной и оптимизированной решетках при одинаковых параметрах потока перед решеткой и за ней. В качестве такого параметра был взят угол установки лопатки, вернее, его изменение $\Delta\beta_y$ относительно исходного угла установки. Параметрическая модель лопатки с параметром $\Delta\beta_y$ для обоих методов искривления показана на рис. 2.20. Процесс формирования искривленного пера лопатки осуществляется следующим образом: сначала производится поворот лопатки на определенное $\Delta\beta_y$, затем происходит искривление лопатки по заданным параметрам и методу.

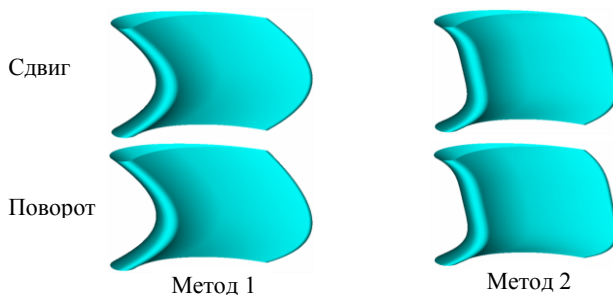


Рис. 2.19. Некоторые формы лопаток со сложным навалом

Помимо сложного навала в методических целях был реализован простой навал, который заключался в повороте относительно оси вращения турбины профилей лопатки на заданный угол.

Таким образом, мы имеем параметрическую модель лопатки с двумя варьируемыми параметрами и возможностью: искривления по методу 1 или по методу 2; выбором способа смещения профилей лопатки; изме-

нения угла установки лопатки; простого навала. В общем случае разработанная параметрическая модель турбинной лопатки позволяет производить ее искривление как в окружном (тангенциальном), так и в осевом направлении: одновременно или по отдельности.

Интерфейс программы и диалоговые окна, в которых задаются метод искривления, параметры искривления, тип смещения профилей и изменение угла установки, показаны в приложении А.

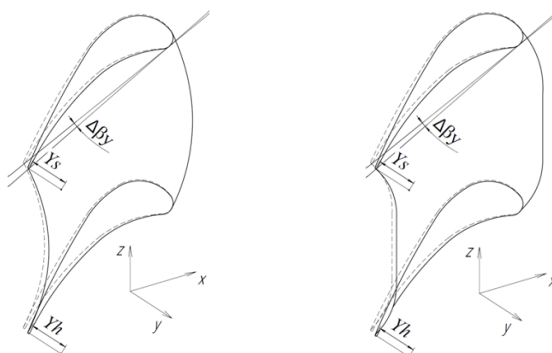


Рис. 2.20. Параметрическая форма турбинной лопатки: слева – метод 1; справа – метод 2

2.6. Трехмерная расчетная сетка

Как известно, результаты *CFD*-расчетов существенно зависят от вида расчетных сеток. При использовании тех или иных подходов к решению уравнений Навье-Стокса, налагаются соответствующие требования к расчетной сетке (см. подраздел 1.3).

Одной из задач, требующих решения в данной работе, является построение трехмерных *параметрических* расчетных сеток, т.е. сеток, отвечающих форме каналов параметризованных лопаток.

Сетка представляет собой совокупность определенным образом распределенных в расчетной области узловых точек, соединенных между собой линиями, разделяющими область на элементы. Их обычно разделяют на два больших типа: структурированные и неструктурированные.

Быстрое построение параметрических расчетных сеток является неотъемлемой частью оптимизационных исследований, так как предполагает просчет большого количества вариантов геометрии турбинной решетки. Кроме этого, разрабатываемый алгоритм оптимизации не должен быть привязан к одному *CFD*-решателю. Этим требованиям в полной мере не соответствует ни один из распространенных строителей сеток. Построитель сеток является либо универсальным (позволяет строить сетки практически для любого согласования геометрии расчетной области, сохраняя их в различных форматах данных, в ущерб времени и простоте построения), либо узкоспециализированным для конкретной области и, как правило, привязан к конкретному комплексу *CFD* программ.

2.6.1. Построение сеток

Среди всего многообразия типов расчетных сеток для решения уравнений аэрогидродинамики, там, где это возможно, следует отдать предпочтение структурированным сеткам, которые, при своей простоте обладают такими топологическими и геометрическими свойствами, которые обеспечивают условия для получения точного решения задач.

Структурированной называется сетка, доступ к m -у узлу (или ячейке) которой производится по формуле $m = m(i, j, k)$ или $m = m(i, j)$ в двумерном случае, где индексы i, j, k соответствуют номерам узлов вдоль координатных осей.

Структурированные сетки могут отличаться топологически. Различают *C*-, *O*- и *H*-сетки (поскольку они похожи на начертание соответствующих букв). Для расчетов одиночных профилей используются *C*- и *O*-сетки, которые в двумерном случае можно представить себе как прямоугольники, обернутые вокруг обтекаемого тела (рис. 2.21). Разница заключается в том, что при оборачивании *C*-сетка изгибается на 180° , а *O*-сетка – на 360° . В областях смыкания сторон прямоугольников задаются соответствующие граничные условия.

При расчетах решеток профилей *C*- и *O*-сетки обычно используются в комбинации с *H*-сетками, которые образуют входной и выходной участки канала (так называемые блочно-структурированные сетки). Удоб-

ный компромисс между сложностью построения и качеством получаемых решений при расчетах течений в решетках турбомашин представляют *H*-сетки.

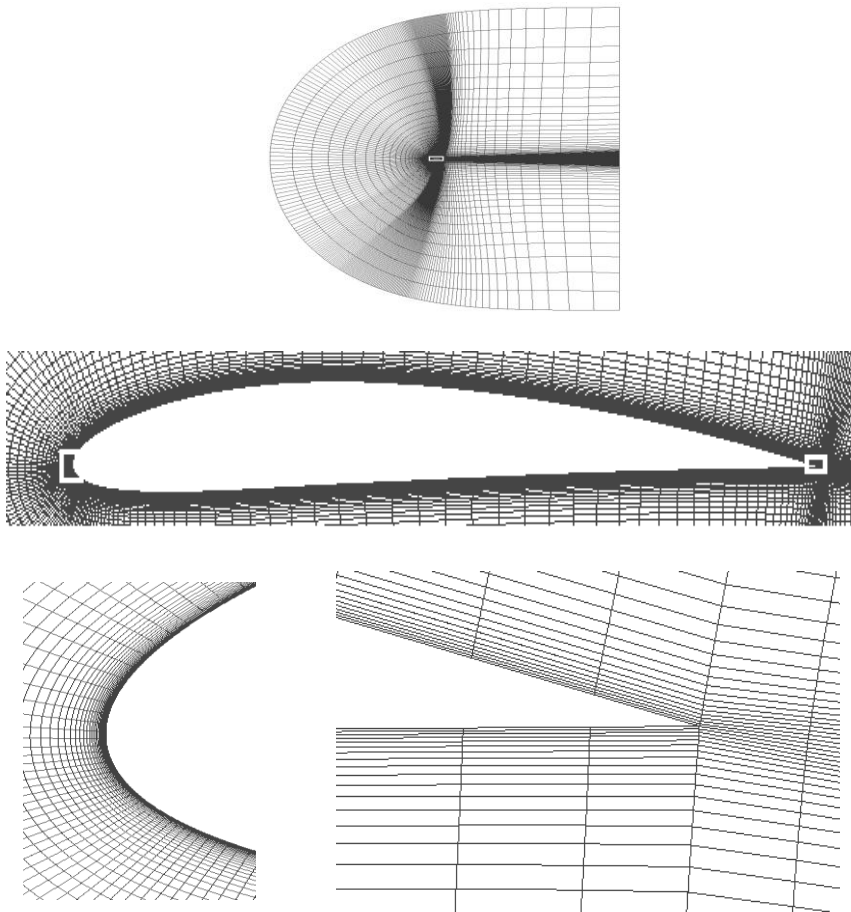


Рис. 2.21. Качественная *2D*-сетка для расчета крылового профиля в потоке вязкой сжимаемой жидкости (структурированная *C*-сетка)

2.6.2. Топология H-сетки

H-сетка топологически эквивалентна кубу (рис. 2.22, 2.23). Поэтому при разработке структур данных и процедур для работы с такими сетками тестирование может осуществляться с использованием параллелепипеда. Особое внимание здесь уделяется правильной нумерации узлов, ребер, граней и ячеек, принадлежности одних объектов другим, назначению признаков внутренней (внешней) для каждого из объектов и ориентации внешних граней (ребер в двухмерном случае). Для облегчения отладки используется подробная визуализация всех деталей сетки – выделение ячеек, нумерация узлов, построение нормалей и проч.

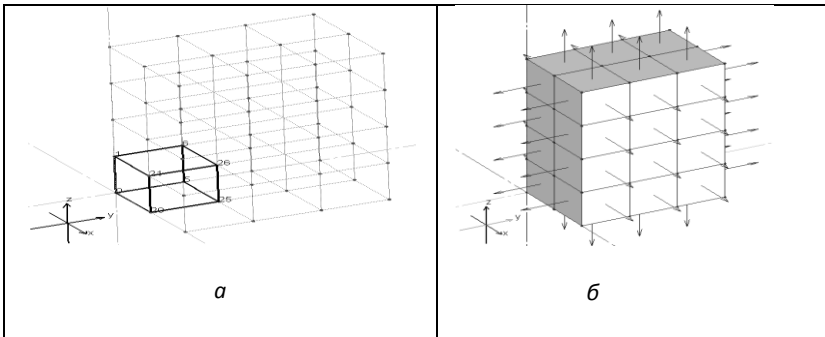


Рис. 2.22. Узлы и ребра прямоугольной сетки 2x3x4 в пространстве (прямоугольный параллелепипед) (а). Внешние нормали к граничным граням ячеек сетки (б)

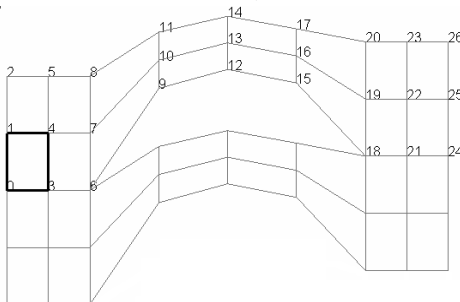


Рис. 2.23. Пронумерованные узлы и ребра плоской сетки 8x2 (канал решетки профилей)

2.6.3. Структуры данных

Структуры данных для описания структурированных сеток оказываются достаточно простыми. Прежде всего, вводятся такие примитивные объекты как узел (TPOINT), ребро (TEDGE), грань (TFACET) и ячейка (TCELL). Затем они объединяются в структуру модели (TMODEL).

В структуре TPOINT содержится геометрическая информация (координаты точек узлов), тип узла (внутренний или внешний) и список инцидентных узлу ребер. Структуры TEDGE, TFACET и TCELL содержат индексы, типы и списки прилежащих примитивов: узлов и граней (ребро), ребер и ячеек (грань) и граней (ячейка).

Из геометрической информации в эти структуры входят только длина ребра, площадь грани и объем ячейки. Дополнительно в структурах TFACET и TCELL хранятся проекции внешних нормалей к ребрам граней или граням ячейки.

К данным модели относится размерность пространства (1, 2 или 3), размерности сетки вдоль каждой из координат, общее количество узлов, ребер, граней и ячеек, а также указатели на структуры примитивных объектов.

Ниже приведен текст описания структуры данных на языке C.

```
#define MAX_BOUND      20      // number of bounds
#define C_TYPE        4

typedef struct tpoint    //----- node -----
{
    short   t;           // type
    TFLOAT  x, y, z;     // coordinates
    DWORD   e[2*C_TYPE-2]; // edges
} TPOINT;

typedef struct edge      //----- edge -----
{
    short   t;           // type
    WORD    i, j, k;     // Cartesian indexes
    DWORD   n[2];       // nodes
    DWORD   f[2];       // facets
    TFLOAT  l;           // length
} TEDGE;

typedef struct facet     //----- facet -----
{
```

```

short t; // type
WORD i, j, k; // Cartesian indexes
DWORD e[C_TYPE]; // edges
DWORD c[2]; // cells
TFLOAT s; // area
TVECTOR norm[C_TYPE]; // outer normals by edges
} TFACET;

typedefstruct cell //----- cell -----
{
short t; // type
WORD i, j, k; // Cartesian indexes
DWORD f[2*C_TYPE-2]; // facets
TFLOAT v; // volume
TVECTOR norm[2*C_TYPE-2]; // outer normals by facets
} TCELL;

typedefstruct model //----- model ----
{
WORD dim; //
space dinrbsion
TPOINT *nodes;
TEDGE *edges;
TFACET *facets;
TCELL *cells;
DWORD numn,
nume, numex, numey, numez,
numf, numfx, numfy, numfz,
numc;

short L, H, D; // grid di-
mensions
int n1, n2, n3;
} TMODEL;

```

Для удобства доступа к примитивам по номерам индексов используются макросы для одномерной, двухмерной и трехмерной моделей:

```

#define INDEX1c(i) (i)
#define INDEX2c(i, j, H) ((i)*(H) + (j))
#define INDEX3c(i, j, k, H, D) (((i)*(H) + (j))*(D) + (k))

```

Несмотря на простоту структуры данных, она является достаточно информативной. В этом можно убедиться, рассматривая протоколы даже по простейшим сеткам: двухмерной 8x2 ячеек (показана на рис. 2.23) и трехмерной 2x2x2.

Разработанная структура данных намеренно сделана избыточной для ускорения часто встречающихся операций на сетке. Это, конечно,

ограничивает максимальный размер сетки при ограниченном объеме доступной оперативной памяти ЭВМ.

Отчет по двумерной сетке 8x2

```

#          2Dboxtopology 8x2 grid
#          -= 27 nodes ==
m      t      x      y      e0      e1      e2      e3
0      1      1      -0.06  0.00      0      24      -1      -1
1      1      1      -0.06  0.01      1      24      25      -1
2      1      1      -0.06  0.03      2      25      -1      -1
3      1      1      -0.03  0.00      0      3      26      -1
4      0      1      -0.03  0.01      1      4      26      27
5      1      1      -0.03  0.03      2      5      27      -1
6      1      1      0.00   -0.00   3      6      28      -1
7      0      1      0.00   0.01      4      7      28      29
8      1      1      0.00   0.03      5      8      29      -1
9      1      1      0.01   0.02      6      9      30      -1
10     0      1      0.01   0.03      7      10     30     31
11     1      1      0.01   0.03      8      11     31     -1
12     1      1      0.03   0.03      9      12     32     -1
13     0      1      0.03   0.03     10     13     32     33
14     1      1      0.03   0.04     11     14     33     -1
15     1      1      0.04   0.02     12     15     34     -1
16     0      1      0.04   0.03     13     16     34     35
17     1      1      0.04   0.04     14     17     35     -1
18     1      1      0.06   0.01     15     18     36     -1
19     0      1      0.06   0.02     16     19     36     37
20     1      1      0.06   0.03     17     20     37     -1
21     1      1      0.09   0.01     18     21     38     -1
22     0      1      0.09   0.02     19     22     38     39
23     1      1      0.09   0.03     20     23     39     -1
24     1      1      0.12   0.01     21     40     -1     -1
25     1      1      0.12   0.02     22     40     41     -1
26     1      1      0.12   0.03     23     41     -1     -1

#          -= 42 edges ==
#      m      t      n1      n2      x1      y1      x2      y2      f0      f1      L
# x-oriented:
0      1      0      3      -0.06  0.00      -0.03  0.00      0      -1      2.976e-002
1      0      1      4      -0.06  0.01      -0.03  0.01      0      1      2.976e-002
2      1      2      5      -0.06  0.03      -0.03  0.03      1      -1      2.976e-002
3      1      3      6      -0.03  0.00      0.00  -0.00      2      -1      2.976e-002
4      0      4      7      -0.03  0.01      0.00  0.01      2      3      2.976e-002
5      1      5      8      -0.03  0.03      0.00  0.03      3      -1      2.976e-002
6      1      6      9      0.00  -0.00      0.01  0.02      4      -1      2.691e-002
7      0      7      10     0.00  0.01      0.01  0.03      4      5      2.188e-002
8      1      8      11     0.00  0.03      0.01  0.03      5      -1      1.774e-002
9      1      9      12     0.01  0.02      0.03  0.03      6      -1      1.545e-002
10     0      10     13     0.01  0.03      0.03  0.03      6      7      1.536e-002
11     1      11     14     0.01  0.03      0.03  0.04      7      -1      1.529e-002
12     1      12     15     0.03  0.03      0.04  0.02      8      -1      1.518e-002
13     0      13     16     0.03  0.03      0.04  0.03      8      9      1.516e-002
14     1      14     17     0.03  0.04      0.04  0.04      9      -1      1.513e-002

```

```

15 1 15 18 0.04 0.02 0.06 0.01 10 -1 2.189e-002
16 0 16 19 0.04 0.03 0.06 0.02 10 11 1.763e-002
17 1 17 20 0.04 0.04 0.06 0.03 11 -1 1.515e-002
18 1 18 21 0.06 0.01 0.09 0.01 12 -1 2.976e-002
19 0 19 22 0.06 0.02 0.09 0.02 12 13 2.976e-002
20 1 20 23 0.06 0.03 0.09 0.03 13 -1 2.976e-002
21 1 21 24 0.09 0.01 0.12 0.01 14 -1 2.976e-002
22 0 22 25 0.09 0.02 0.12 0.02 14 15 2.976e-002
23 1 23 26 0.09 0.03 0.12 0.03 15 -1 2.976e-002
# y-oriented:
24 1 0 1 -0.06 0.00 -0.06 0.01 0 -1 1.255e-002
25 1 1 2 -0.06 0.01 -0.06 0.03 1 -1 1.255e-002
26 0 3 4 -0.03 0.00 -0.03 0.01 0 2 1.255e-002
27 0 4 5 -0.03 0.01 -0.03 0.03 1 3 1.255e-002
28 0 6 7 0.00 -0.00 0.00 0.01 2 4 1.255e-00
29 0 7 8 0.00 0.01 0.00 0.03 3 5 1.255e-002
30 0 9 10 0.01 0.02 0.01 0.03 4 6 6.168e-003
31 0 10 11 0.01 0.03 0.01 0.03 5 7 6.168e-003
32 0 12 13 0.03 0.03 0.03 0.03 6 8 5.841e-003
33 0 13 14 0.03 0.03 0.03 0.04 7 9 5.841e-003
34 0 15 16 0.04 0.02 0.04 0.03 8 10 5.954e-003
35 0 16 17 0.04 0.03 0.04 0.04 9 11 5.954e-003
36 0 18 19 0.06 0.01 0.06 0.02 10 12 1.255e-002
37 0 19 20 0.06 0.02 0.06 0.03 11 13 1.255e-002
38 0 21 22 0.09 0.01 0.09 0.02 12 14 1.255e-002
39 0 22 23 0.09 0.02 0.09 0.03 13 15 1.255e-002
40 1 24 25 0.12 0.01 0.12 0.02 14 -1 1.255e-002
41 1 25 26 0.12 0.02 0.12 0.03 15 -1 1.255e-002
#
# = 16 cells =-
# m t e1 e2 e3 e4 i j s
0 1 0 1 24 26 0 0 -3.737e-004
1 1 1 2 25 27 0 1 -3.737e-004
2 1 3 4 26 28 1 0 -3.737e-004
3 1 4 5 27 29 1 1 -3.737e-004
4 1 6 7 28 30 2 0 -1.393e-004
5 1 7 8 29 31 2 1 -1.393e-004
6 1 9 10 30 32 3 0 -8.936e-005
7 1 10 11 31 33 3 1 -8.936e-005
8 1 12 13 32 34 4 0 -8.777e-005
9 1 13 14 33 35 4 1 -8.777e-005
10 1 15 16 34 36 5 0 -1.377e-004
11 1 16 17 35 37 5 1 -1.377e-004
12 1 18 19 36 38 6 0 -3.737e-004
13 1 19 20 37 39 6 1 -3.737e-004
14 1 21 22 38 40 7 0 -3.737e-004
15 1 22 23 39 41 7 1 -3.737e-004

```

Отчет по трехмерной сетке 2x2x2

```

#
# 3D box topology 2x2x2
#
# grid
#
# = 27 nodes =-
# m t x y z e0 e1 e2 e3 e4 e5
0 1 0.00 0.00 0.00 0 18 36 -1 -1 -1
1 1 0.00 0.00 0.10 0 1 19 37 -1 -1
2 1 0.00 0.00 0.20 1 20 38 -1 -1 -1
3 1 0.00 0.10 0.00 2 18 21 39 -1 -1

```

4	1	0.00	0.10	0.10	2	3	19	22	40	-1
5	1	0.00	0.10	0.20	3	20	23	41	-1	-1
6	1	0.00	0.20	0.00	4	21	42	-1	-1	-1
7	1	0.00	0.20	0.10	4	5	22	43	-1	-1
8	1	0.00	0.20	0.20	5	23	44	-1	-1	-1
9	1	0.10	0.00	0.00	6	24	36	45	-1	-1
10	1	0.10	0.00	0.10	6	7	25	37	46	-1
11	1	0.10	0.00	0.20	7	26	38	47	-1	-1
12	1	0.10	0.10	0.00	8	24	27	39	48	-1
13	0	0.10	0.10	0.10	8	9	25	28	40	49
14	1	0.10	0.10	0.20	9	26	29	41	50	-1
15	1	0.10	0.20	0.00	10	27	42	51	-1	-1
16	1	0.10	0.20	0.10	10	11	28	43	52	-1
17	1	0.10	0.20	0.20	11	29	44	53	-1	-1
18	1	0.20	0.00	0.00	12	30	45	-1	-1	-1
19	1	0.20	0.00	0.10	12	13	31	46	-1	-1
20	1	0.20	0.00	0.20	13	32	47	-1	-1	-1
21	1	0.20	0.10	0.00	14	30	33	48	-1	-1
22	1	0.20	0.10	0.10	14	15	31	34	49	-1
23	1	0.20	0.10	0.20	15	32	35	50	-1	-1
24	1	0.20	0.20	0.00	16	33	51	-1	-1	-1
25	1	0.20	0.20	0.10	16	17	34	52	-1	-1
26	1	0.20	0.20	0.20	17	35	53	-1	-1	-1

--= 54 edges ==

	m	t	n1	n2	x1	y1	z1	x2	y2	z2	f0	f1	L
z oriented:													
0	0	0	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.10	12	24	1.000e-001	
1	0	1	2	0.00	0.00	0.10	0.00	0.00	0.20	13	25	1.000e-001	
2	0	3	4	0.00	0.10	0.00	0.00	0.10	0.10	14	24	1.000e-001	
3	0	4	5	0.00	0.10	0.10	0.00	0.10	0.20	15	25	1.000e-001	
4	0	6	7	0.00	0.20	0.00	0.00	0.20	0.10	16	26	1.000e-001	
5	0	7	8	0.00	0.20	0.10	0.00	0.20	0.20	17	27	1.000e-001	
6	0	9	10	0.10	0.00	0.00	0.10	0.00	0.10	12	18	1.000e-001	
7	0	10	11	0.10	0.00	0.10	0.10	0.00	0.20	13	19	1.000e-001	
8	0	12	13	0.10	0.10	0.00	0.10	0.10	0.10	14	20	1.000e-001	
9	0	13	14	0.10	0.10	0.10	0.10	0.10	0.20	15	21	1.000e-001	
10	0	15	16	0.10	0.20	0.00	0.10	0.20	0.10	16	22	1.000e-001	
11	0	16	17	0.10	0.20	0.10	0.10	0.20	0.20	17	23	1.000e-001	
12	0	18	19	0.20	0.00	0.00	0.20	0.00	0.10	18	32	1.000e-001	
13	0	19	20	0.20	0.00	0.10	0.20	0.00	0.20	19	33	1.000e-001	
14	0	21	22	0.20	0.10	0.00	0.20	0.10	0.10	20	32	1.000e-001	
15	0	22	23	0.20	0.10	0.10	0.20	0.10	0.20	21	33	1.000e-001	
16	0	24	25	0.20	0.20	0.00	0.20	0.20	0.10	22	34	1.000e-001	
17	0	25	26	0.20	0.20	0.10	0.20	0.20	0.20	23	35	1.000e-001	
y oriented:													
18	0	0	3	0.00	0.00	0.00	0.00	0.10	0.00	0	24	1.000e-001	
19	0	1	4	0.00	0.00	0.10	0.00	0.10	0.10	1	24	1.000e-001	
20	0	2	5	0.00	0.00	0.20	0.00	0.10	0.20	2	25	1.000e-001	
21	0	3	6	0.00	0.10	0.00	0.00	0.20	0.00	3	26	1.000e-001	
22	0	4	7	0.00	0.10	0.10	0.00	0.20	0.10	4	26	1.000e-001	
23	0	5	8	0.00	0.10	0.20	0.00	0.20	0.20	5	27	1.000e-001	
24	0	9	12	0.10	0.00	0.00	0.10	0.10	0.00	0	6	1.000e-001	
25	0	10	13	0.10	0.00	0.10	0.10	0.10	0.10	1	7	1.000e-001	
26	0	11	14	0.10	0.00	0.20	0.10	0.10	0.20	2	8	1.000e-001	
27	0	12	15	0.10	0.10	0.00	0.10	0.20	0.00	3	9	1.000e-001	
28	0	13	16	0.10	0.10	0.10	0.10	0.20	0.10	4	10	1.000e-001	
29	0	14	17	0.10	0.10	0.20	0.10	0.20	0.20	5	11	1.000e-001	

```

30 0 18 21 0.20 0.00 0.00 0.20 0.10 0.00 6 32 1.000e-001
31 0 19 22 0.20 0.00 0.10 0.20 0.10 0.10 7 32 1.000e-001
32 0 20 23 0.20 0.00 0.20 0.20 0.10 0.20 8 33 1.000e-001
33 0 21 24 0.20 0.10 0.00 0.20 0.20 0.00 9 34 1.000e-001
34 0 22 25 0.20 0.10 0.10 0.20 0.20 0.10 10 34 1.000e-001
35 0 23 26 0.20 0.10 0.20 0.20 0.20 0.20 11 35 1.000e-001
x oriented:
36 0 0 9 0.00 0.00 0.00 0.10 0.00 0.00 0 12 1.000e-001
37 0 1 10 0.00 0.00 0.10 0.10 0.00 0.10 1 12 1.000e-001
38 0 2 11 0.00 0.00 0.20 0.10 0.00 0.20 2 13 1.000e-001
39 0 3 12 0.00 0.10 0.00 0.10 0.10 0.00 0 3 1.000e-001
40 0 4 13 0.00 0.10 0.10 0.10 0.10 0.10 1 4 1.000e-001
41 0 5 14 0.00 0.10 0.20 0.10 0.10 0.20 2 5 1.000e-001
42 0 6 15 0.00 0.20 0.00 0.10 0.20 0.00 3 16 1.000e-001
43 0 7 16 0.00 0.20 0.10 0.10 0.20 0.10 4 16 1.000e-001
44 0 8 17 0.00 0.20 0.20 0.10 0.20 0.20 5 17 1.000e-001
45 0 9 18 0.10 0.00 0.00 0.20 0.00 0.00 6 18 1.000e-001
46 0 10 19 0.10 0.00 0.10 0.20 0.00 0.10 7 18 1.000e-001
47 0 11 20 0.10 0.00 0.20 0.20 0.00 0.20 8 19 1.000e-001
48 0 12 21 0.10 0.10 0.00 0.20 0.10 0.00 6 9 1.000e-001
49 0 13 22 0.10 0.10 0.10 0.20 0.10 0.10 7 10 1.000e-001
50 0 14 23 0.10 0.10 0.20 0.20 0.10 0.20 8 11 1.000e-001
51 0 15 24 0.10 0.20 0.00 0.20 0.20 0.00 9 22 1.000e-001
52 0 16 25 0.10 0.20 0.10 0.20 0.20 0.10 10 22 1.000e-001
53 0 17 26 0.10 0.20 0.20 0.20 0.20 0.20 11 23 1.000e-001

```

--= 36 facets ==

```

x-y oriented:
m t e1 e2 e3 e4 n10 n11 n20 n21 n30 n31 n40 n41 c0 c1 S
0 1 36 39 18 24 0 9 3 12 0 3 9 12 0 -1 1.000e-002
1 0 37 40 19 25 1 10 4 13 1 4 10 13 0 11.000e-002
2 1 38 41 20 26 2 11 5 14 2 5 11 14 1 -1 1.000e-002
3 1 39 42 21 27 3 12 6 15 3 6 12 15 2 -1 1.000e-002
4 0 40 43 22 28 4 13 7 16 4 7 13 16 2 3 1.000e-002
5 1 41 44 23 29 5 14 8 17 5 8 14 17 3 -1 1.000e-002
6 1 45 48 24 30 9 18 12 21 9 12 18 21 4 -1 1.000e-002
7 0 46 49 25 31 10 19 13 22 10 13 19 22 4 5 1.000e-002
8 1 47 50 26 32 11 20 14 23 11 14 20 23 5 -1 1.000e-002
9 1 48 51 27 33 12 21 15 24 12 15 21 24 6 -1 1.000e-002
10 0 49 52 28 34 13 22 16 25 13 16 22 25 6 7 1.000e-002
11 1 50 53 29 35 14 23 17 26 14 17 23 26 7 -1 1.000e-002

```

```

z-x oriented:
12 1 0 6 36 37 0 1 9 10 0 9 1 10 0 -1 1.000e-002
13 1 1 7 37 38 1 2 10 11 1 10 2 11 1 -1 1.000e-002
14 0 2 8 39 40 3 4 12 13 3 12 4 13 0 2 1.000e-002
15 0 3 9 40 41 4 5 13 14 4 13 5 14 1 3 1.000e-002
16 1 4 10 42 43 6 7 15 16 6 15 7 16 2 -1 1.000e-002
17 1 5 11 43 44 7 8 16 17 7 16 8 17 3 -1 1.000e-002
18 1 6 12 45 46 9 10 18 19 9 18 10 19 4 -1 1.000e-002
19 1 7 13 46 47 10 11 19 20 10 19 11 20 5 -1 1.000e-002
20 0 8 14 48 49 12 13 21 22 12 21 13 22 4 6 1.000e-002
21 0 9 15 49 50 13 14 22 23 13 22 14 23 5 7 1.000e-002
22 1 10 16 51 52 15 16 24 25 15 24 16 25 6 -1 1.000e-002
23 1 11 17 52 53 16 17 25 26 16 25 17 26 7 -1 1.000e-002

```

```

y-z oriented:
24 1 0 2 18 19 0 1 3 4 0 3 1 4 0 -1 1.000e-002
25 1 1 3 19 20 1 2 4 5 1 4 2 5 1 -1 1.000e-002
26 1 2 4 21 22 3 4 6 7 3 6 4 7 2 -1 1.000e-002

```

```

27 1 3 5 22 23 4 5 7 8 4 7 5 8 3 -1 1.000e-002
28 0 6 8 24 25 9 10 12 13 9 12 10 13 0 4 1.000e-002
29 0 7 9 25 26 10 11 13 14 10 13 11 14 1 5 1.000e-002
30 0 8 10 27 28 12 13 15 16 12 15 13 16 2 6 1.000e-002
31 0 9 11 28 29 13 14 16 17 13 16 14 17 3 7 1.000e-002
32 1 12 14 30 31 18 19 21 22 18 21 19 22 4 -1 1.000e-002
33 1 13 15 31 32 19 20 22 23 19 22 20 23 5 -1 1.000e-002
34 1 14 16 33 34 21 22 24 25 21 24 22 25 6 -1 1.000e-002
35 1 15 17 34 35 22 23 25 26 22 25 23 26 7 -1 1.000e-002

```

```
-- 8 cells ==
```

m	t	f1	f2	f3	f4	f5	f6	i	j	k	V
0	1	0	1	12	14	24	28	0	0	0	1.000e-003
1	1	1	2	13	15	25	29	0	0	1	1.000e-003
2	1	3	4	14	16	26	30	0	1	0	1.000e-003
3	1	4	5	15	17	27	31	0	1	1	1.000e-003
4	1	6	7	18	20	28	32	1	0	0	1.000e-003
5	1	7	8	19	21	29	33	1	0	1	1.000e-003
6	1	9	10	20	22	30	34	1	1	0	1.000e-003
7	1	10	11	21	23	31	35	1	1	1	1.000e-003

2.6.4. Геометрия H -сетки

Структурированная расчетная сетка для межлопаточного канала получается в результате деформации в направлении каждой из координатных осей прямоугольного параллелепипеда (в пространстве) или прямоугольника (в плоском случае).

Межлопаточный канал образуется вогнутой и выпуклой сторонами двух соседних лопаток (или профилей в плоском случае). Для выделения сторон давления и разряжения лопатки она составляется из двух сплайнов, стыкующихся в точках минимальных и максимальных x -координат сечений. Параметрические линии $v=\text{const}$ этих сплайнов дают расчетные координаты D сечений сетки в радиальном направлении. Далее межлопаточные каналы дополняются входным и выходным участками заданной длины, представляющими собой сегменты колец (для кольцевой решетки) или параллелепипеды (для плоской). Полученная область в каждом сечении разбивается сеткой в направлении x -координаты размерности L . На входном и выходном участках обычно берется по $L/4$ ячейки, а остальные ячейки располагаются на профильной части, причем координаты узлов вычисляются интерполяцией по точкам сплайнов спинки и стороны давления.

Наконец, каналы разбиваются вдоль направлений $x=\text{const}$ на H участков, что и завершает формирование структурированной сетки. В процессе построения сетки производится нумерация примитивов (узлов, ребер,

граней, ячеек), формирование топологических связей и расчет геометрических данных. Вся информация заносится в описанную выше структуру данных.

Примеры построенных таким образом плоской и пространственных сеток показаны на рисунках (рис. 2.24 и 2.25).

В таком виде, как показано на рисунках, расчетные сетки не пригодны для проведения достоверных расчетов вязких течений в решетках. Они должны быть улучшены с тем, чтобы соответствовать особенностям течения вблизи стенок каналов.

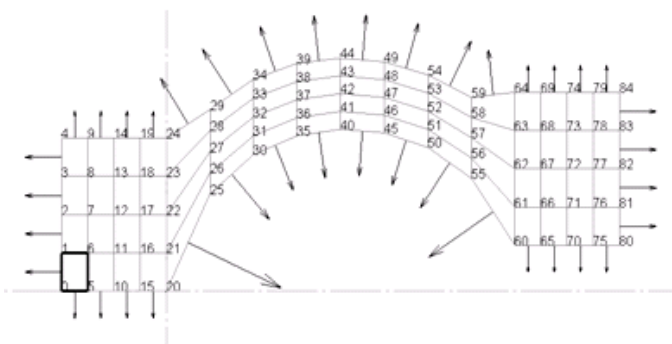


Рис. 2.24. Плоская сетка межлопаточного канала 16x4 и нормали к граничным ребрам

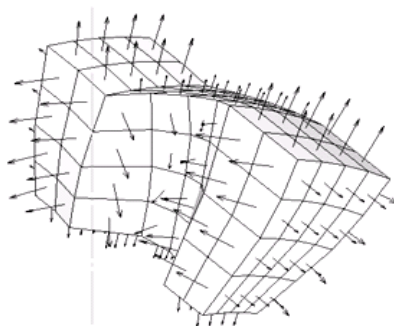


Рис. 2.25. Внешние нормали к граничным граням ячеек сетки межлопаточного канала 8x4x4

2.6.5. Управление сгущением сетки

При расчетах течения вязкой жидкости через решетки турбомашин равномерной структурированной сетки при нужном количестве ячеек может быть недостаточно для получения точного результата. Рационально осуществлять сгущение сетки вблизи поверхностей, где скорость быстро возрастает от 0 (условие прилипания на стенке) до скорости в невязком ядре потока или в местах, где имеются мелкие детали обтекаемого тела (вблизи кромок лопатки). При этом общее количество узлов сетки может быть существенно сокращено, поскольку в большинстве случаев не требуется слишком густой сетки для расчетов течения с малым внутренним трением.

Сгущение структурированной сетки осуществляется независимо по каждому из координатных направлений. Закон деформации сетки может быть различным и должен отражать физические особенности течения в области сгущения. Например, у стенок можно использовать степенной закон изменения шага сетки, который соответствует темпу изменения скорости в пограничном слое. В районе входных и выходных кромок деформация может иметь менее агрессивный экспоненциальный характер. И в том и в другом случае следует ввести ряд параметров, управляющих сгущением как по темпу деформации, так и по соотношению размеров областей канала, подверженных или не подверженных искажению. Ниже приведен псевдокод программы, поясняющей, как рассчитывается сгущение размера сетки в выбранном направлении.

Процедура искажения сетки по степенному закону

```
distort1 (double h, double tm, double ym, double k, int n, inti)
{
    double y, t, a, b, c; //
    // ( a*t^k t<tm
    ym = ym*h; //
    // t >= tm
    a = ym/pow (tm, k); // ( b*t + c
    b = (h/2. - ym)/(1.- tm); //
    c =ym - b*tm; //
    //
    t =itof (i)/itof (n); // h/2 = b*1 + c;
    // ym = b*tm + c;
    if (t < tm) //
    {
        y = a*pow (t, k); // a = ym/(t^k);
    }
    else //
    { // b = (h/2 - ym)/(1 - tm);
        y = b*t + c; // c = ym - b*tm;
```

```

}
return y; // //
}
// Процедура искажения сетки по экспоненциальному закону
distort2 (double h, double tm, double ym, double k, int n, inti)
{
doubley, t, a, b, c; // //
ym = ym*h; // ( a*(exp(tk) - 1) t < tm //
a = ym/(exp (tm*k) - 1.); // ( b*t + c
b = (h/2. - ym)/(1.- tm); // t >= tm
c =ym - b*tm; // //
t =itof(i)/itof(n); // // h/2 = b*1 + c;
// ym = b*tm + c;
if (t < tm) // //
{ // //
y = a*(exp (t*k) - 1.); // a = ym/(exp(tk) - 1);
} else // // b = (h/2 - ym)/(1 - tm);
{ // //
y = b*t + c; // // c = ym - b*tm;
}
returny; // //
}
}

```

Демонстрационная программа искажения сетки

```

//
main ()
{
int
double i, n;
h, k, ym, tm, y;

n = 50; h = 1.; // h - в единицах длины

print -20, newline;

print newline, n+1, "t y z", newline;
for (i=0; i<= n; inc (i))
{
if (i< (n+1)/2)
{
y = distort1 (h, tm, ym, k, n/2, i);
}
else
{
y = h - distort1 (h, tm, ym, k, (n+1)/2, n-i);
}
print itof (i)/itof (n), y, newline;
}
print newline, n+1, newline;
for (i=0; i<= n; inc (i))
{
if (i< (n+1)/2)
{
y = distort2 (h, tm, ym, k, n/2, i);
}
else
{
y = h - distort2 (h, tm, ym, k, (n+1)/2, n-i);
}
print itof (i)/itof (n), y, newline;
}
}
ym = 0.5; tm = 1.0;

```

```

for (k = 1.; k <= 5.; k = k + 4.)
{
    print newline, n+1, "t y z", newline;
    for (i=0; i<= n; inc (i))
    {
        if (i< (n+1)/2)
        {
            y = distort1 (h, tm, ym, k, n/2, i);
        }
        else
        {
            y = h - distort1 (h, tm, ym, k, (n+1)/2, n-i);
        }
        print itof (i)/itof (n), y, newline;
    }
    print newline, n+1, newline;
    for (i=0; i<= n; inc (i))
    {
        if (i< (n+1)/2)
        {
            y = distort2 (h, tm, ym, k, n/2, i);
        }
        else
        {
            y = h - distort2 (h, tm, ym, k, (n+1)/2, n-i);
        }
        print itof (i)/itof (n), y, newline;
    }
}
}

```

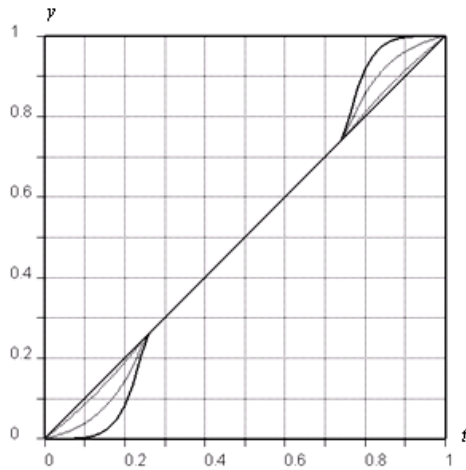


Рис. 2.26. Зависимость координат расчетной сетки от относительного номера ячейки для $k=1$ и $k=5$ ($y_m = 0,25$; $t_m = 0,5$; - e^{tk} ; ___ - $-t^k$)

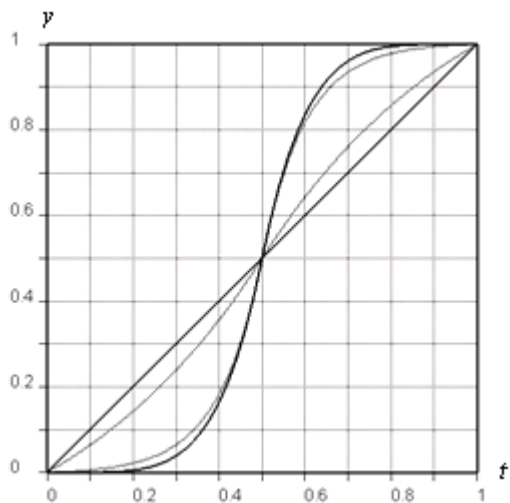


Рис. 2.27. Зависимость координат расчетной сетки от относительного номера ячейки для $k=1$ и $k=5$. ($y_m = 0,5$; $t_m = 1,0$; $\dots - e^{tk}$; $\text{---} - t^k$);

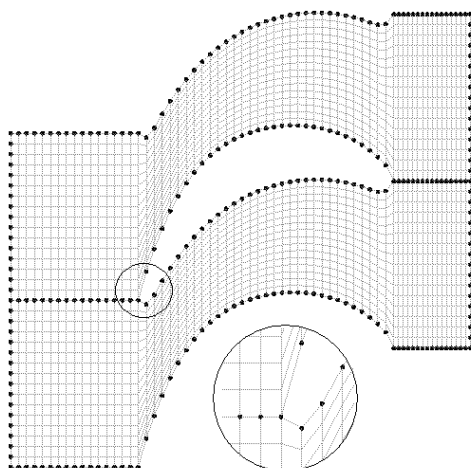


Рис. 2.28, а. Двумерные H-сетки: однородная

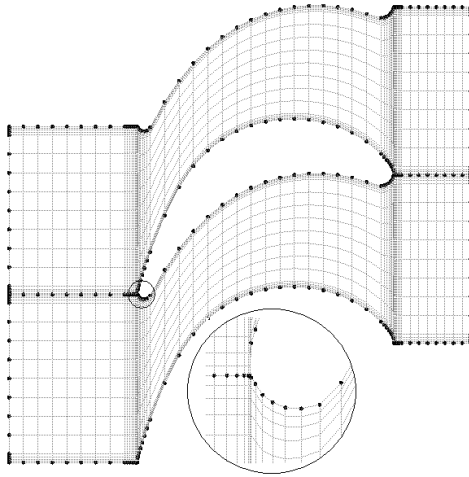


Рис. 2.28, б. Двумерные *H*-сетки: со сгущением

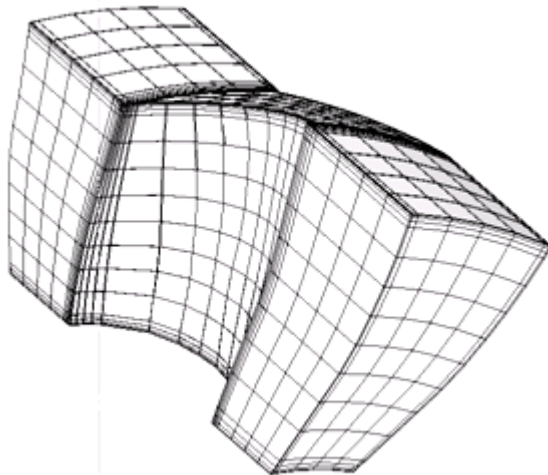


Рис. 2.29. Пространственная *H*-сетка межлопаточного канала 32x8x16 со сгущением в трех направлениях

Результаты расчетов сгущения сетки для различных законов и их параметрах представлены на рис. 2.26 и 2.27. Параметр t означает относительный номер ячейки, а параметр y – относительную координату в выбранном направлении.

На рисунке (Рис. 2.28) сравниваются две плоские H -сетки размерности 64×16 без (a) и со сгущением (b).

В общем трехмерном случае сетка, пригодная для расчетов вязких течений, имеет вид, представленный на рис. 2.29.

2.6.6. Форматы файлов хранения сеток

PLOT3D

Этот формат (точнее, группа форматов) файлов, созданный в начале 80-х годов прошлого столетия в недрах NASA, до сих пор широко используется и является стандартом де-факто для хранения расчетных сеток и результатов CFD -расчетов. Он предназначен для хранения структурированных сеток, т.е. позволяет по номерам индексов i, j, k получить доступ к данным необходимой точки сетки и, наоборот, по номеру точки найти ее индексы. Это облегчает извлечение информации по различным сечениям расчетной сетки. Кроме того, имеются возможности для работы с одномерными и двухмерными, а также с блочно-структурированными сетками, в том числе и перекрывающимися. Для хранения сеток обычно служат файлы с расширениями X, XY и XYZ , а для хранения результатов расчетов – с расширениями Q (возможны вариации расширений в зависимости от реализации). Файлы могут быть текстовыми или бинарными.

Многообразие форматов и отсутствие стандартизации создает некоторые трудности при чтении этих файлов разными CFD -приложениями.

CGNS

Это сравнительно новый (с 1994 г.) стандарт для хранения данных CFD -расчетов позиционируется как «общий, переносимый и расширяемый» [55]. Программная реализация стандарта является открытой, кроссплатформенной и хорошо документированной, что в принципе исключает разночтения различными приложениями. Поддерживаемый такими гиган-

тами как Boeing, NASA и AIAA, формат быстро получил широкое распространение как в коммерческих, так и бесплатных *CFD*-программах.

Данные в формате CGNS хранятся в двоичном виде, а доступ к ним осуществляется через набор функций для чтения, записи и модификации содержимого файлов, которые могут вызываться из разных языков программирования (C/C++, Fortran, Python, MATLAB и др.).

CGNS-файл в общем случае может содержать данные, связанные с вязким течением сжимаемой жидкости, однако пригоден для решений уравнения Эйлера и потенциальных течений. Стандарт включает следующие типы данных: структурированные, неструктурированные и гибридные сетки; данные результатов *CFD*-расчетов; информацию о стыковке или перекрытии подсеток; граничные условия; описание уравнений состояния, моделей турбулентности и проч.; нестационарные решения, включая деформацию расчетных сеток во времени; размерности переменных; точки отсчета переменных; историю расчетов; пользовательские и другие данные.

Для целей решения конкретных задач необязательно реализовывать в полном объеме всю функциональность, поддерживаемую CGNS (этого в настоящее время не делают даже такие продвинутые продукты как CFX). Достаточно, например, организовать сохранение структурированных сеток и задание граничных условий, удовлетворяющих условиям поставленной задачи расчета. Это существенно ускоряет подготовку данных для *CFD*-расчетов. Анализ выходной информации, возможно, придется осуществлять средствами постпроцессоров используемых пакетов, поскольку не все из них сохраняют результаты расчетов в CGNS-формате.

Более детально работа с CGNS-файлами описана в подразд. 2.7.

2.6.7. Визуализация

Корректная работа с такими сложными геометрическими объектами как лопатки турбомашин невозможна без достаточно развитых средств визуализации. Это обусловило создание специализированного программного обеспечения для поддержки геометрического моделирования лопаток и построения расчетных сеток. Составить представление о возможностях графической компоненты можно на основании просмотра приведенных в монографии рисунков, большинство из которых получено с ее помощью.

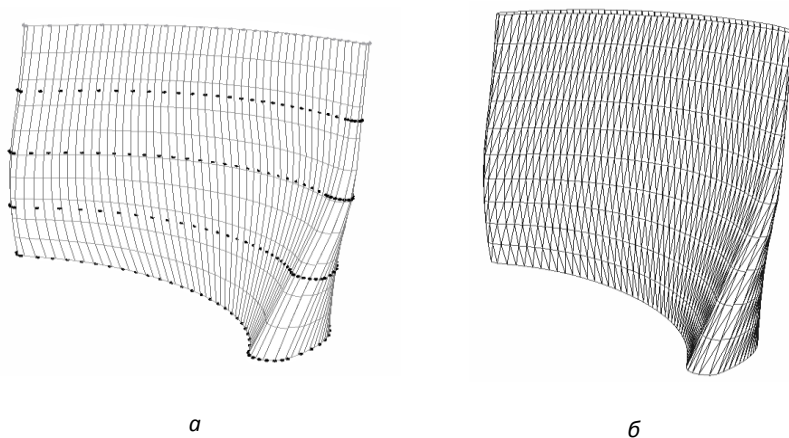


Рис. 2.30. Поверхность лопатки с точками исходных сечений и нанесенной равномерной параметрической сеткой 50x11 (а) и ее тесселяция (б)

Инструментарий программирования включает такие компоненты как язык C/C++, Qt (создание интерфейса), OpenGL (трехмерная графика), библиотека Cgnslib (работа с CGNS-файлами), NURBS++, SISL (сплайны), Qhull (вычислительная геометрия), Jpeglib (работа с изображениями), Triangle, Tetgen (треугольные и тетраэдральные сетки), LKH (распознавание) и др. Разработанные программы работают под операционной системой Windows, но в принципе могут быть перенесены на другие платформы.

Общий принцип изображения поверхностей в пространстве весьма прост. С помощью известных сплайнов рассчитывается сетка, соответствующая изменению параметров u, v от 0 до 1 с равным шагом по каждому из них (рис.2.30, а). Затем каждая ячейка четырехугольной сетки разбивается на два треугольника и вычисляются внешние нормали к поверхности (рис.2.30, б). Полученной информации достаточно для отображения объекта средствами библиотек OpenGL. Не составляет труда добавить раскраску поверхности в зависимости от изменения, какого-либо параметра (например, кривизны поверхности) или наложить текстуру для повышения реалистичности изображения.

Кроме визуализации лопаток и сеток, графический модуль поддерживает многие другие функции, необходимые для пре- и пост- процессинга данных аэродинамических расчетов.

Изложенный вышеподход к построению сеток был реализован в программе TOpGrid. Двухмерная сетка, полученная в программе TOpGrid, со сгущением в направлении Ox по степенной зависимости и со сгущением по экспоненциальной зависимости в направлении Oy показана на рис. 2.32.

Из рис. 2.32 видно, что предложенный и программно реализованный подход к построению сетки со сгущениями позволяет строить достаточно качественные сетки со сгущениями не только вблизи стенок, но и в наиболее ответственных местах, таких, как входная и выходная кромки.

Кроме самого построения сеток для *CFD*-расчетов в программе TOpGrid было реализовано управление длинами участков перед решеткой и за ней. Длины этих участков задавались как процентное соотношение длины участка к хорде решетке. Трехмерная сетка, построенная в программе

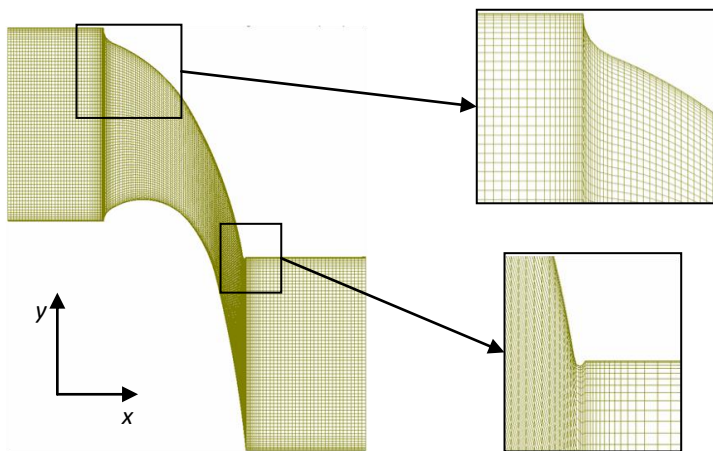


Рис. 2.32. Двухмерная сетка со сгущением

TOpGrid с различными длинами входного и выходного участков, показана на рис. 2.33. Количество точек разбиения в направлении Ox приходящееся

на входной участок, лопатку и выходной участок, может определяться автоматически из соотношений:

$$n_{\text{кан}} = n_x / 2; \quad (2.20, \text{ а})$$

$$n_{\text{вх}} = (n_x - n_{\text{кан}}) / 2; \quad (2.20, \text{ б})$$

$$n_{\text{вых}} = n_x - n_{\text{кан}} - n_{\text{вх}}, \quad (2.20, \text{ в})$$

где n_x – общее количество точек разбиения вдоль оси Ox ;

$n_{\text{кан}}$ – количество точек разбиения в канале турбинной решетки;

$n_{\text{вх}}$ – количество точек разбиения на входном участке (перед решеткой);

$n_{\text{вых}}$ – количество точек разбиения на выходном участке (за решеткой).

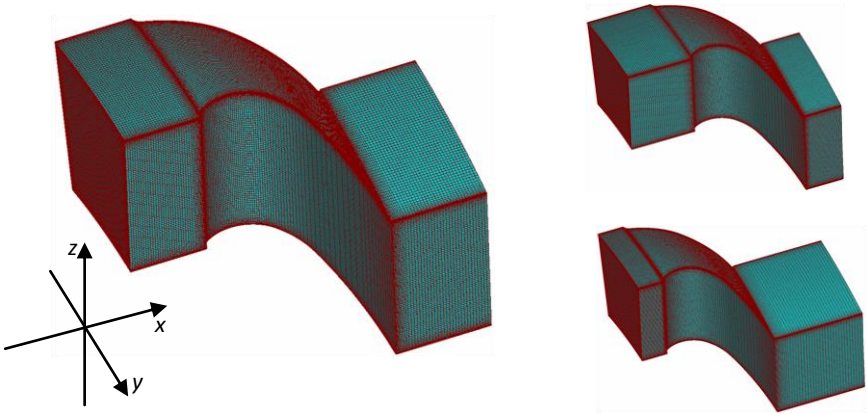


Рис. 2.33. Трехмерные сетки

Кроме автоматического распределения точек разбиения вдоль оси Ox в программу TopGrid была добавлена возможность ручного задания значений ($n_{\text{кан}}, n_{\text{вх}}, n_{\text{вых}}$).

Таким образом, мы имеем построитель параметрических структурированных сеток со следующими параметрами:

- n_x, n_y, n_z – количество точек разбиения вдоль соответствующих осей координат;

- автоматическое или ручное распределение точек n_x на участки

$n_{\text{кан}}, n_{\text{вх}}, n_{\text{вых}}$ расчетной области;

- задание длин входного и выходного участков расчетной области;

- выбор между сгущением по степенному или экспоненциальному закону;

- y_m, t_m, k – параметры, определяющие сгущение независимо для каждого из направлений системы координат.

Кроме построения структурированных сеток в программе TOpGrid было реализовано построение неструктурированных сеток, путем внедрения в нее кода TetGen[53]. TetGen является программой с открытым исходным кодом и позволяет строить двухмерные и трехмерные неструктурированные сетки с треугольными и тетраэдральными элементами соответственно. Полученные сетки удовлетворяют условиям Делоне, то есть представляют собой триангуляцию Делоне, которая подробно описана в [54].

Пример неструктурированной сетки построенной в программе TOpGrid, показан на рис. 2.34.

Управляющими параметрами, при построении таких сеток являются значение минимальной длины ребра тетраэдра и значение максимального объема тетраэдра. Варьируя данными величинами, можно построить достаточно качественную сетку.

Таким образом, мы имеем инструментарий, необходимый для построения параметрической модели трехмерной лопадки и соответствующей ей параметрической сетки.

Обеспечение независимости от CFD-решателя достигается использованием универсального формата данных, в соответствии с которым сохраняются полученные расчетные сетки.

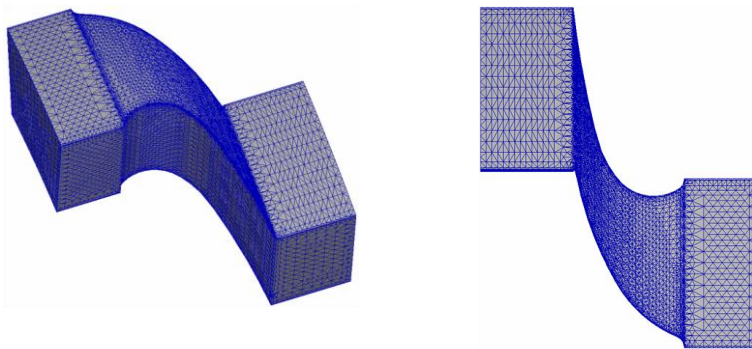


Рис. 2.34. Неструктурированная сетка, построенная в программе TopGrid

2.7. Универсальный формат хранения данных в CFD

Анализ форматов данных, поддерживаемых наиболее распространенными коммерческими *CFD*-пакетами (CFX, Fluent, ICEM CFD, Numeca, STAR-CD и др.) и рядом достаточно мощных пакетов с открытым исходным кодом (Turphon, «Free CFD» и др.), показал, что все они поддерживают формат CGNS (CFD General Notation System) [55]. Обширный официальный список программ, поддерживающих CGNS, можно узнать на следующем Интернет-ресурсе:

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/cgns/overview/applications.html#major>.

Система CGNS разработана для облегчения обмена данными между вычислительными машинами и приложениями, а также для стабилизации архивирования аэродинамических данных. Данные хранятся в компактном бинарном формате и доступны посредством расширяемой библиотеки функций. Программный интерфейс приложения (API) является межплатформенным и может быть легко внедрен в приложения, написанные на C, C++, Fortran и Fortran 90.

Как указывалось ранее, стандарт CGNS содержит следующие типы данных: структурированные, неструктурированные и гибридные сетки; данные расчета потока, которые могут быть узловыми, центрированными по объему, по грани или по ребрам ячеек сетки; мультизонные связи, как

границащие, так и пересекающиеся друг с другом; граничные условия; описания уравнений потока, включая уравнения состояния, модели вязкости, теплопроводности, турбулентности, электромагнетизма; нестационарные течения, включая движимые и деформируемые сетки; единицы измерения и информацию о безразмерных параметрах; исходное состояние; историю сходимости; CAD геометрию; пользовательские данные.

Таким образом, система CGNS позволяет компактно хранить и восстанавливать практически любые CFD данные на любом из этапов численного моделирования. Процесс обмена данными с использованием CGNS схематически изображен на рис. 2.35.

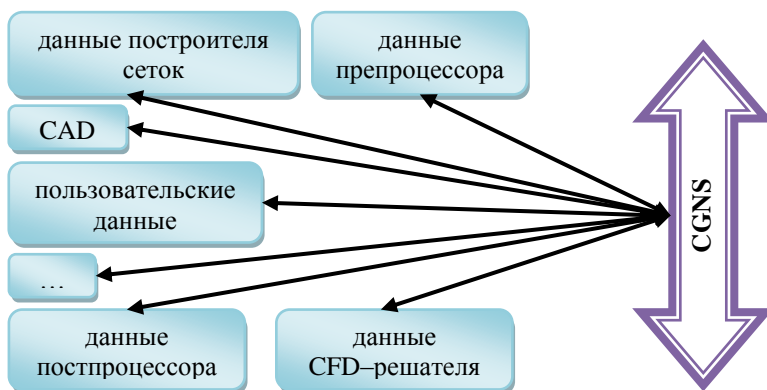


Рис. 2.35. Динамика информации с использованием системы CGNS

Все данные в соответствии со стандартом CGNS располагаются в иерархической структуре, пример которой представлен на рис. 2.36.

На рис. 2.36 отчетливо видна иерархическая структура данных, во главе которой находится корневой узел базы данных CGNS. В следующем уровне иерархии содержится информация о глобальном исходном состоянии для каждой расчетной области и список расчетных областей. Каждая из расчетных областей представляет собой корневой узел для следующего уровня иерархии базы данных, в котором содержится информация о координатах узлов расчетной сетки, мультizonных связях, результатах расчета и граничных условий и т.д. Расположение данных в подобных иерархических структурах обеспечивает удобную систематизацию CFD данных.

Существуют бесплатные программы, предназначенные для чтения, записи, конвертирования и визуализации данных CGNS формата. Одну из таких программ представляет ADFviewer, который предназначен для просмотра и редактирования структуры данных и визуализации расчетных сеток. При разработке экспорта в формат CGNS данную программу удобно использовать для проверки правильности экспорта.

С использованием функций библиотеки CGNSlib был реализован экспорт структурированных и неструктурированных сеток с граничными условиями в файл формата CGNS из программы TOpGrid. Следует отметить, что реализации задания граничных условий для структурированных и неструктурированных сеток существенно отличаются между собой.

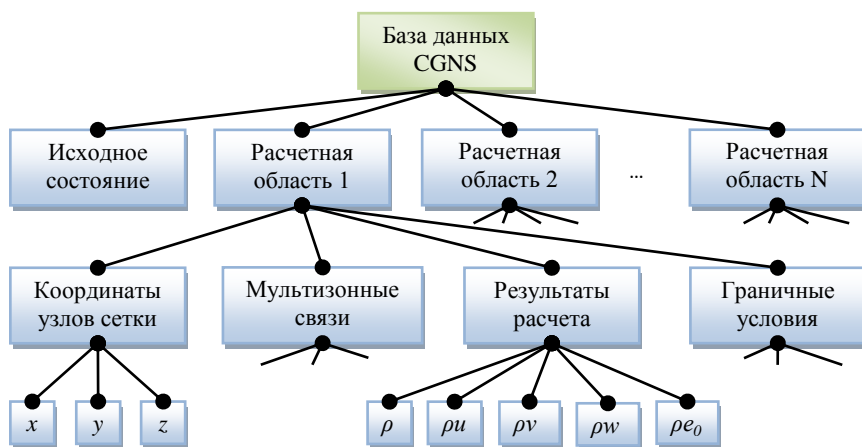


Рис. 2.36. Пример топологии иерархической структуры данных CGNS

Граничные условия расчетной области образованной межлопаточным каналом турбинной решетки и входным и выходным участками показаны на рис. 2.37.

Здесь приняты следующие обозначения граничных условий: inlet–вход; outlet– выход; blade side 1 и blade side 2 – вогнутая и выпуклая стороны лопаток, образующих канал; periodic 1_1, periodic 1_2, periodic 2_1, periodic 2_2 – области периодичности на входном и выходном участках.

В программе TOpGrid кроме построения сеток и их экспорта в формат CGNS, также было реализовано задание всех параметров, необходимых для прямой передачи данных решателю. Иными словами, была добавлена функциональность препроцессора. Диалоговое окно задания необходимой для расчета информации показано на рис. 2.38, которое было условно названо «CGNS options». Указанное диалоговое окно позволяет определять следующие данные: название расчетной области; reference state– информацию об исходном состоянии; equation set– информация об основных уравнениях, модель газа, модель турбулентности, модель вязкости и др.; boundary conditions– задание типов и значений соответствующих величин на границах расчетной области; initial flow solution – начальное приближение или результаты предварительного расчета потока; параметр blade type позволяет выбрать тип решетки (сопловая или рабочая), что необходимо для расчета ступени.

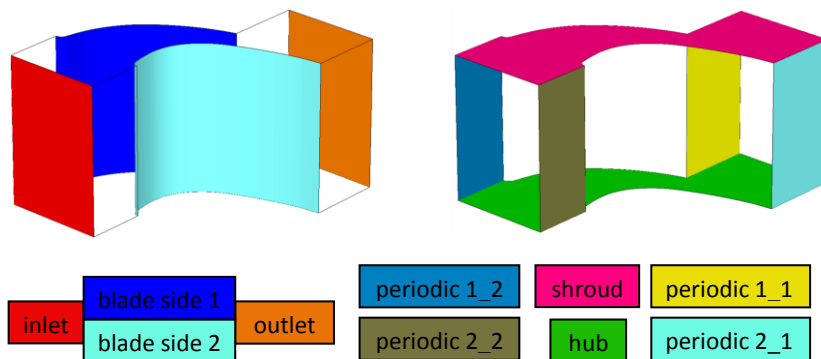


Рис. 2.37. Граничные условия расчетной области

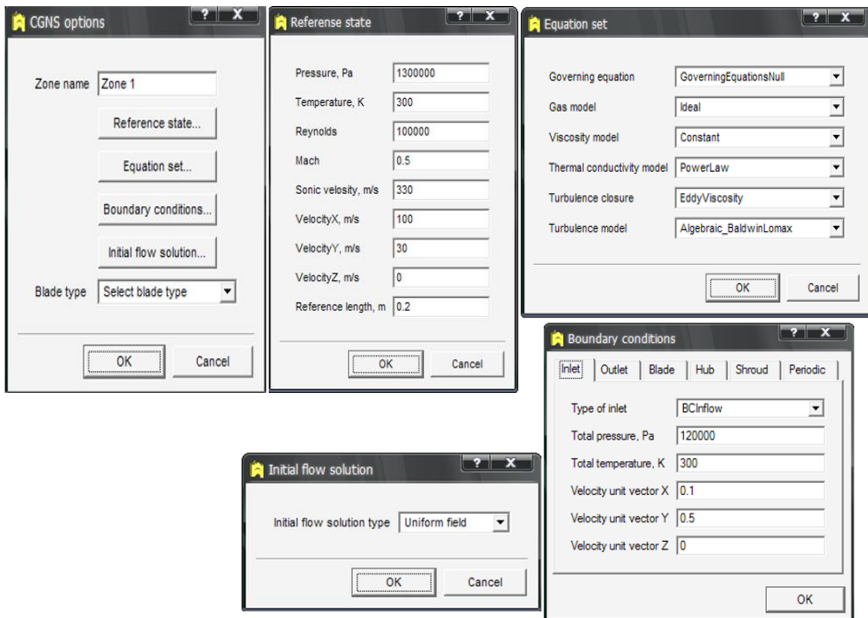


Рис. 2.38. Элементы препроессинга программы TOpGrid

2.8. CFD-инструментарий

Для реализации алгоритма оптимизации с использованием *CFD*-расчетов необходимо выбрать *CFD*-решатель. Он необязательно должен быть коммерческим (как показано в предыдущем параграфе), однако использование малоизвестного и не проверенного решателя предполагало бы проведение достаточно объемного исследования достоверности полученных результатов для исключения связанных с *CFD*-расчетом ошибок в процессе оптимизации.

Поэтому мы использовали один из наиболее распространенных в мире *CFD*-пакетов – ANSYS CFX по взаимной договоренности с д-ром техн. наук, проф. Сербиным С.И. (Национальный университет корабле-

строения им. адмирала Макарова), имеющего лицензию на его использование.

Программный комплекс ANSYS CFX включает в себя: препроцессор (ANSYS CFX-Pre), решатель (ANSYS CFX-Solver) и постпроцессор (ANSYS CFX-Post).

Решатель ANSYS CFX Solver обладает следующими характеристиками:

- *вычислительные методы*: конечно-объемная дискретизация уравнений; решение полных трехмерных нестационарных уравнений Навье–Стокса; разностные схемы 1–2-го порядка; совместное решение уравнений сохранения момента и массы; алгебраический многосеточный метод решения линеаризованных уравнений; поддержка элементов различных типов – гексаэдры, призмы, пирамиды, тетраэдры; адаптивное сгущение сеток; подвижные и изменяющиеся сетки;

- *модели турбулентности*: алгебраическая модель; модель $k-\epsilon$; модель $k-\omega$; модель SST; модель напряжений Рейнольдса; метод крупных вихрей LES; метод неприсоединенного вихря DES;

- кроме описанных выше возможностей решателя, он также обладает различными моделями горения, возможностью проведения расчетов с использованием мультифазных реальных газов, химических реакций и др.

Программный комплекс ANSYS CFX имеет следующий уровень поддержки формата CGNS:

- **ANSYS CFX-Pre** поддерживает только чтение сетки и названий граней расчетной области;

- **ANSYS CFX-Solver** не поддерживает чтение CGNS файлов, но позволяет преобразовывать результаты расчета в формат CGNS;

- **ANSYS CFX-Post** поддерживает чтение результатов расчета.

Таким образом, несмотря на то, что создаваемый программой TopGrid CGNS файл можно передавать в решатель, мы не можем это сделать с решателем ANSYS CFX-Solver, так как он не поддерживает чтение CGNS файлов. В связи с этим необходимо использовать препроцессор ANSYS CFX-Pre (рис. 2.39), в котором будут задаваться все граничные условия и параметры расчета.

Использование препроцессора предполагает задание граничных условий для каждого варианта геометрии лопатки даже при одних и тех же граничных условиях и параметрах расчета. Однако, ввиду того, что все расчетные области являются идентичными и имеют одинаковые названия граничных условий (см. рис. 2.37), есть возможность, единожды задав параметры расчета и граничные условия для одного варианта геометрии, затем просто подгружать новую расчетную область вместо предыдущей. Все связи и параметры расчета в таком случае сохраняются и автоматически присваиваются соответствующим границам новой расчетной области. Последнее позволило существенно сохранить время на подготовку нового варианта геометрии для расчета.

Далее производится расчет в ANSYS CFX-Solver.

Обработка и анализ результатов происходит в постпроцессоре ANSYS CFX-Post. Программа ANSYS CFX-Post представляет собой достаточно мощный визуализатор результатов расчетов и позволяет отображать векторные и скалярные поля, строить плоские и трехмерные линии тока, траектории движения частиц жидкости, строить графики и т.д. Кроме визуализации данный постпроцессор позволяет определять осредненные и не осредненные значения расчетных величин с помощью специального калькулятора. Кроме этого, можно создавать пользовательские функции и использовать макросы. В данном постпроцессоре есть набор стандартных макросов, а также доступна возможность использования пользовательских макросов, создаваемых с помощью командного языка CFX (CFX Command Language или CCL) и языка выражений CFX (CFX Expression Language или CEL).

Аэродинамическая оптимизация турбинных решеток предполагает вычисление потерь энергии, используя различные формулы (например, для сравнения с экспериментом необходимо вычислять потери по той же формуле, что и в эксперименте). Это требует написания собственного макроса на языках CCL и CEL, который позволит быстро определять необходимые величины, не выполняя большого количества однотипных манипуляций в ANSYS CFX-Post.

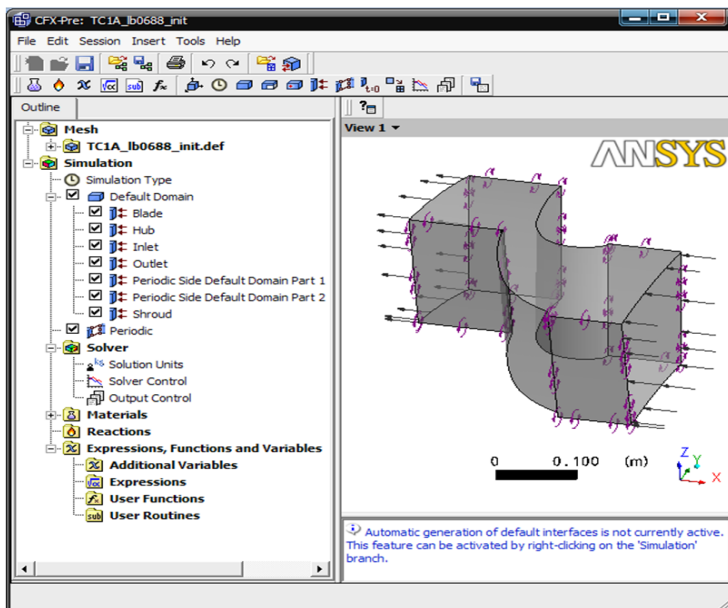


Рис. 2.39. Препроцессор ANSYS CFX-Pre с загруженным CGNS файлом

Язык CCL представляет собой язык внутренних коммуникаций и командный язык в ANSYS CFX-Post. Он позволяет создавать объекты или выполнять различные действия в постпроцессоре. Все операторы этого языка можно разделить на следующие категории:

- определение объектов или параметров;
- действия;
- «power syntax».

Язык CEL позволяет создавать пользовательские выражения и имеет набор встроенных функций.

С использованием этих языков был написан набор макросов, которые предназначены для определения необходимых величин при обработке всех расчетов данной работы. Коды написанных макросов приведены в приложениях Ж и К.

2.9. Оптимизационный подход

При проведении обзора современных оптимизационных подходов в разделе 1.4 данной работы, было обозначено перспективное направление, основанное на совместном использовании формального макро моделирования и ЛП-поиска.

2.9.1. Макромоделирование

Макромоделирование представляет собой подход, в котором объект исследования представляют в виде кибернетической системы, или «черного ящика», абстрагируясь от физической природы происходящих явлений и выявляя лишь формальную связь между входными x_i и выходными y_i параметрами (рис. 2.40). Для получения формальных макромоделей

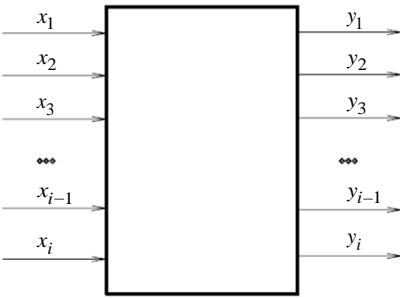


Рис. 2.40. Схема «черного ящика»

используется математический аппарат регрессионного анализа и теории планирования эксперимента [56].

Задачей регрессионного анализа является определение функциональной связи между зависимыми (выходными) и независимыми (входными) параметрами. Для этого необходимо задать ее вид, например полиномом:

$$\tilde{y}(x) = \sum_{i=0}^n a_i x^i.$$

Неизвестные коэффициенты регрессии a_i , $i = 0, \dots, n$ определяются на основании известных значений y_j в некоторых точках, $j = 1, \dots, M > n+1$, получаемых путем подачи входных сигналов и регистрации параметров на выходе из объекта, рассматриваемого как «черный ящик». Обычно требуют, чтобы сумма квадратов отклонений точек $\tilde{y}(x_j)$ от значений y_j была минимальной, т.е. ставится задача определения минимума функции

$$S(a_0, a_1, \dots, a_n) = \sum_{i=1}^M (y_i - \sum_{j=0}^n a_j x_j^i)^2$$

Решение достигается применением к функции S необходимого условия экстремума

$$\frac{\partial S}{\partial a_i} = 0, i = 0, \dots, n,$$

в результате чего приходят к так называемой системе нормальных уравнений

$$\sum_{k=0}^n a_k \sum_{j=1}^m x_j^{i+k} = \sum_{j=1}^m y_j x_j^i, i = 0, \dots, n. \quad (2.21)$$

Если n не слишком велико, система $n + 1$ линейных уравнений (2.21) позволяет без особого труда определить неизвестные коэффициенты a_0, \dots, a_n .

В принципе, методами регрессионного анализа можно получить и зависимости от многих независимых переменных, но при этом возникают две трудности. Первая из них связана с тем, что по мере роста независимых переменных увеличивается и порядок системы уравнений (2.21), численное решение которой усложняется. Вторая трудность состоит в выборе точек x_i , в которых следует определять расчетным или экспериментальным путем значения функции отклика $y(x_i)$. Например, если речь идет о построении формальной макромодели на базе более сложной математической модели (например, CFD) объекта, вычисление одного значения функции отклика занимает часы машинного времени. В связи с этим необходимо стремиться сократить число испытаний или расчетов.

Существенно сократить число испытаний позволяют специальные многофакторные планы, наиболее экономичные из которых изучаются в теории планирования эксперимента. Из множества различных планов коснемся лишь тех, которые позволяют строить полную квадратичную модель функции отклика при наименьших затратах времени на испытания и дает возможность довольно просто вычислять параметры квадратичной модели.

В случае представления функции отклика $y(x_i)$ в виде полного полинома второго порядка

$$y = a_0 + \sum_{i=1}^n (a_i x_i + a_{ii} x_i^2) + \sum_{i=1}^n \sum_{j < i} a_{ij} x_i x_j \quad (2.22)$$

общее число подлежащих определению коэффициентов равно $\frac{(n+1)(n+2)}{2}$

Например, при $n = 16$ количество неизвестных равно 153 и решение нормальных уравнений схемы регрессионного анализа вряд ли возможно. Оказывается, что выбором определенных сочетаний компонентов вектора x удастся добиться диагональности матрицы системы нормальных уравнений, что дает возможность непосредственно найти значения коэффициентов полиномиальной модели. Такие сочетания задаются с помощью матрицы планирования, номера строк которой соответствуют номерам опытов, а номера столбцов – значениям компонентов вектора x , т.е. факторам. Для каждого фактора устанавливается диапазон изменения, который (после соответствующей нормировки) может быть представлен как $[-1, +1]$. Если фактор принимает значение -1 , то говорят, что он находится на нижнем уровне, если $+1$ – на верхнем. Третьим уровнем является центр диапазона, т.е. ноль.

Фрагмент матрицы планирования трехуровневого плана для трех факторов, имеет вид:

$$\begin{array}{ccc} +1 & +1 & 0 \\ -1 & +1 & 0 \\ +1 & -1 & 0 \\ -1 & -1 & 0 \end{array}$$

или сокращенно:

$$\pm 1 \quad \pm 1 \quad 0.$$

Конструирование оптимальных в некотором смысле планов эксперимента представляет собой весьма трудную и не во всех случаях разрешимую проблему. В этой связи удачна группа трехуровневых планов вто-

рого порядка n , равного 3...7, 9...12, 16, предложенная Боксом и Бенкеном [57].

Для $n=3$ матрица планирования имеет вид:

$$\begin{array}{ccc} \pm 1 & \pm 1 & 0 \\ \pm 1 & 0 & \pm 1 \\ 0 & \pm 1 & \pm 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{array} \quad (2.23)$$

т.е. всего $N = 13$ опытов для определения 10 коэффициентов полинома (2.22). Задача решается методом наименьших квадратов, т.е. коэффициенты полинома находят из условия минимума суммы квадратов отклонений опытных y_k и расчетных \tilde{y}_k значений функции

$$S = \sum_{k=1}^{13} \left(y_k - \left(a_0 + \sum_{i=1}^3 a_i x_{ik} + a_{ii} x_{ik}^2 + \sum_{i=1}^3 \sum_{j < i} a_{ij} x_{ik} x_{jk} \right) \right)^2 \quad (2.24)$$

Поскольку матрица (2.23) для трех факторов, как и матрицы планирования для другого числа факторов, удовлетворяет определенным условиям, называемым условиями ротатабельности,

$$\sum_{k=1}^N x_{ik} = 0, \quad \sum_{k=1}^N x_{ik} x_{jk} = 0 \quad (j \neq i) \text{ и т.д.},$$

коэффициенты полинома из условия минимума (2.24) находят по простым формулам [58]. В частности, для трех факторов

$$a_0 = y_0; \quad a_i = \frac{1}{8} \sum_{k=1}^{13} x_{ik} y_k;$$

$$a_{ii} = \frac{1}{4} \sum_{k=1}^{13} x_{ik}^2 y_k - \frac{1}{16} \sum_{i=1}^3 \sum_{k=1}^{13} x_{ik}^2 y_k - \frac{1}{2} y_0;$$

$$a_{ij} = \frac{1}{4} \sum_{k=1}^{13} x_{ik} x_{jk} y_k,$$

где y_0 – значение функции в центре плана.

Критерием адекватности модели (2.22) моделируемому объекту может служить остаточная дисперсия $\sigma^2 = S/N$, где σ – среднеквадратичное отклонение. При использовании полученной таким образом макромодели для нахождения оптимального значения функции, дополнительным критерием точности может служить отклонение прогнозируемого по (2.22) значения функции цели от контрольного CFD расчета для соответствующих значений факторов.

Для задачи с использованием предложенной в п. 2.1 параметрической модели с тремя варьируемыми параметрами (для обоих методов искривления) формальная макромодель (ФММ) функции цели $F(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y)$ и функции ограничения $G(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y)$ будут иметь вид следующих полиномов:

$$F(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y) = B_1 Y_h^2 + B_2 Y_s^2 + B_3 \Delta\beta_y^2 + B_4 Y_h + B_5 Y_s + B_6 \Delta\beta_y + B_7 Y_h Y_s + B_8 Y_h \Delta\beta_y + B_9 Y_s \Delta\beta_y + B_{10}; \quad (2.25)$$

$$G(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y) = C_1 Y_h^2 + C_2 Y_s^2 + C_3 \Delta\beta_y^2 + C_4 Y_h + C_5 Y_s + C_6 \Delta\beta_y + C_7 Y_h Y_s + C_8 Y_h \Delta\beta_y + C_9 Y_s \Delta\beta_y + C_{10}. \quad (2.26)$$

2.9.2. ЛП поиск

В подразд. 1.4 отмечалось, что для повышения эффективности случайного поиска используют квазислучайные последовательности чисел (такой подход называют квазислучайным или псевдослучайным поиском). Псевдослучайный поиск оказывается более эффективным, чем случайный, из-за отсутствия так называемой кластеризации, которая может иметь место в случайном поиске. Иными словами, использование специальных последовательностей чисел позволяет осуществлять более равномерное распределение точек в исследуемой области. Причем квазислучайная последовательность чисел ЛП_τ обеспечивает наиболее равномерное распределение из всех известных равномерно распределенных последовательностей.

Необходимо отметить, что большинство людей интуитивно, но не верно, полагают, что наиболее равномерное расположение точек реализуется с использованием равномерных прямоугольных сеток.

Рассмотрим прямоугольную, случайную, Хальтона (Halton) и ЛП_τ-сетки в квадрате размером 1×1 , состоящие из 64 точек (рис. 2.41). Интуитивно равномерная прямоугольная сетка (рис. 2.41, *a*) кажется наиболее равномерной из приведенных на рисунке. Однако, из рассмотрения проекции точек на оси координат видно, что равномерная прямоугольная сетка с 64 точками содержит информацию только о 8 значениях функции по каждой из координат. В то же время остальные сетки дают информацию о значениях функции в 64 точках для каждой переменной. В [42] и [51] отмечается важность рассмотрения распределений точек не только в пространстве, но и по проекциям на соответствующие оси. Таким образом, равномерная прямоугольная сетка является наихудшей из сеток, показанных на рис. 2.41. На случайной сетке (рис. 2.41, *б*) имеет место кластеризация точек, особенно заметная по проекциям на оси координат. Сетки Хальтона (рис. 2.41, *в*) и ЛП_τ (рис. 2.41, *г*) являются близкими по равномерности распределения проекций соответствующих последовательностей точек, однако ЛП_τ-сетка все же обеспечивает более равномерное распределение, что отчетливо видно по равномерности распределения точек по проекциям на оси ординат (рис. 2.41, *в* и рис. 2.41, *г*). Таким образом, использование ЛП_τ-сеток для поиска экстремума функции является наиболее предпочтительным из рассмотренных сеток.

Все особенности построения и применения ЛП_τ-сеток подробно описаны в [42].

Задача поиска оптимального сочетания варьируемых параметров при наличии ограничения формулируется как:

$$f^*_N = \min f(\mathbf{P}_i) \quad (2.27)$$

$$\text{при } |G(\mathbf{P}_i) - G_{\text{исх}}| < \varepsilon, \quad (2.28)$$

где $1 \leq i \leq N$;

P_i – точки ЛП_τ последовательности, представляющие собой комбинацию варьируемых параметров $Y_h, Y_s, \Delta\beta_y$;

G_{ucx} – расход при $Y_h = 0, Y_s = 0$ и $\Delta\beta_y = 0$;

ε – заданный критерий различимости.

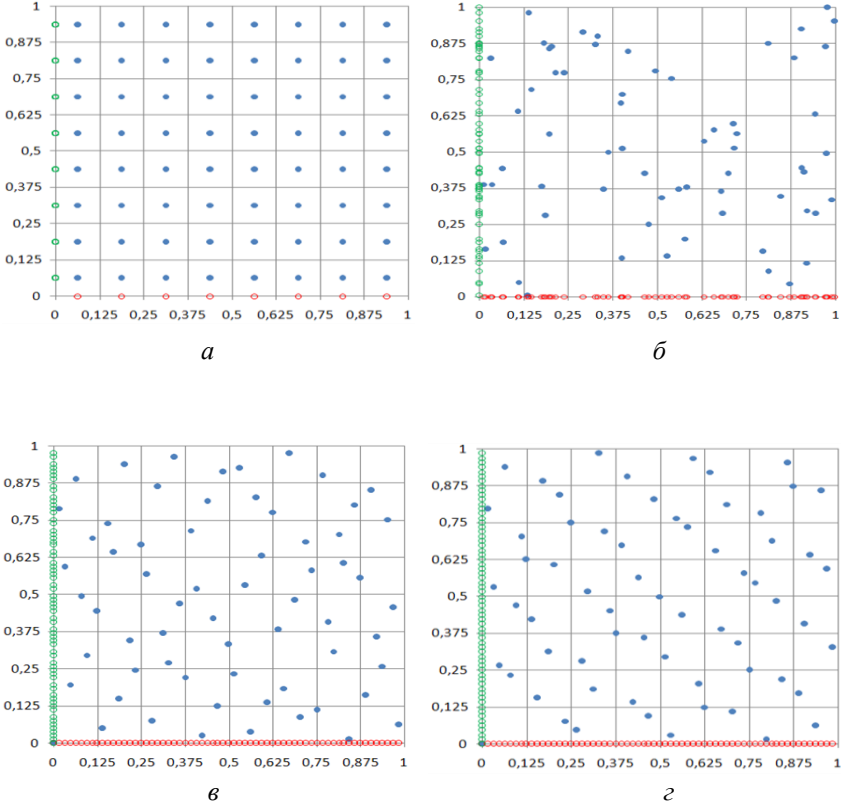


Рис. 2.41. Способы заполнения квадрата точками:
a – прямоугольная сетка; *б* – сетка со случайными равномерно
 распределенными точками; *в* – сетка Халтона (Halton); *г* – ЛП_τ-сетка

2.10. Алгоритм пространственной аэродинамической оптимизации решеток осевых турбин

В соответствии с разработанными подходами и моделями алгоритм оптимизации аэродинамических параметров решеток турбомашин может иметь следующий вид:

1. Создается план вычислительного эксперимента. В начальном диапазоне варьирования параметров, описывающих линию стекинга, назначаются точки, в которых будут производиться расчеты.

2. Строятся лопатки, соответствующие параметрам точек плана, а также создаются расчетные области и сетки.

3. Определяются значения функции цели для каждого сочетания параметров. Для этого проводятся *CFD* расчеты и пост–процессинг результатов.

4. Определяются коэффициенты полного квадратичного полинома функции цели и функции-ограничения в заданном диапазоне варьируемых параметров. С использованием ЛП_r-поиска находят минимальное значение $F(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y)$ при условии что $|G(Y_h, Y_s, \Delta\beta_y) - G_{\text{исх}}| < \varepsilon$.

5. Изменяется диапазон варьирования параметров:

а) если минимум функции цели попадает на границу диапазона варьирования параметров оптимизации, диапазон смещается в направлении этой границы;

б) если минимум функции цели попадает в диапазон, но макромодель не является достаточно точной, диапазон уменьшается;

в) если минимум функции попадает в диапазон и макромодель является достаточно точной, проводится контрольный *CFD*–расчет и если его результаты с достаточной точностью совпадают с результатами оптимизации по макромодели, оптимизация завершается, в ином случае – диапазон уменьшается. Повторяются пп. 1–4.

Блок-схема алгоритма приведена на рис. 2.42.

В частности, этот алгоритм может быть применен для пространственной аэродинамической оптимизации направляющих решеток осевых турбин.

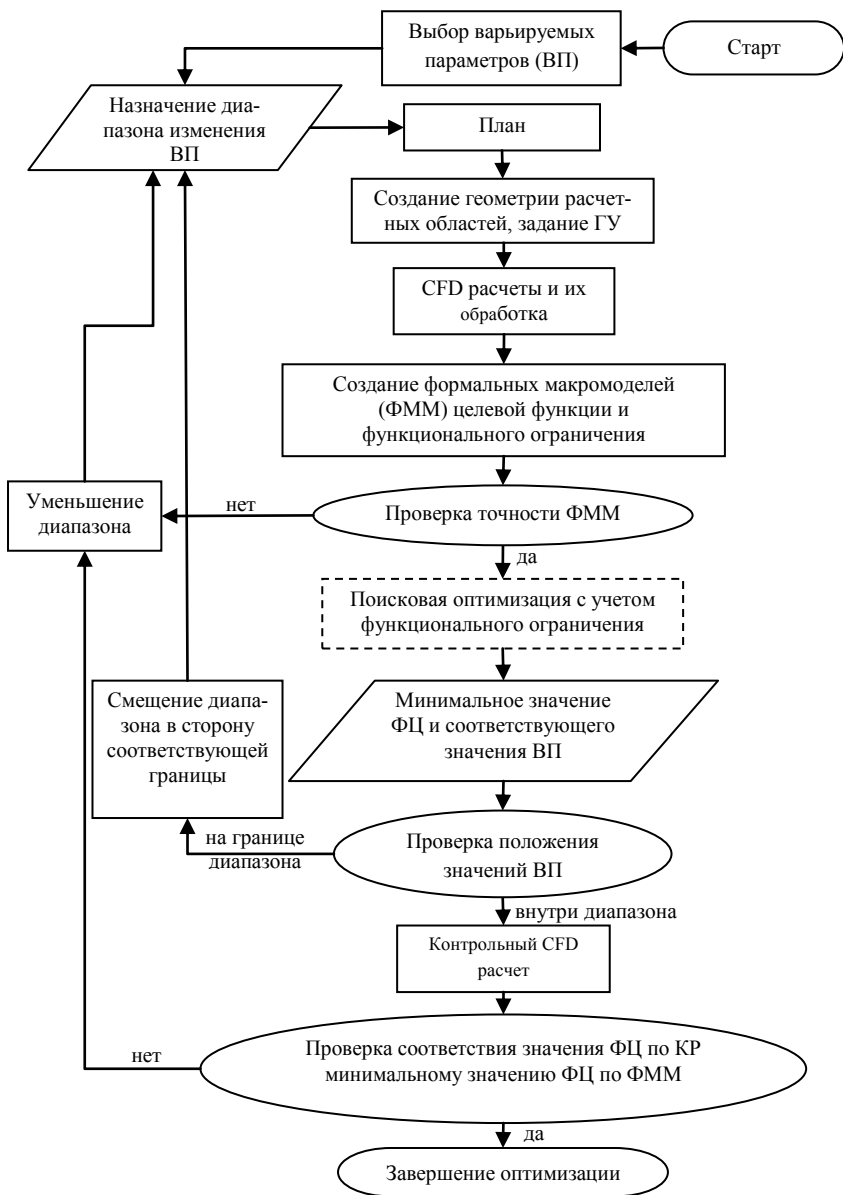


Рис. 2.42. Блок-схема алгоритма оптимизации

Глава 3

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАСЧЕТА И ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ТРЕХМЕРНОЙ ЛОПАТКИ НА ТЕЧЕНИЕ В ТУРБИННОЙ РЕШЕТКЕ

Перед проведением оптимизации сложного тангенциального навала с использованием *CFD* был настроен *CFD*-пакет под конкретные задачи, а также проведены предварительные расчетные исследования турбинных решеток с навалом с целью большего понимания аэродинамических процессов в них. Результаты проведенной работы изложены ниже.

3.1. Выбор параметров расчета и геометрии расчетной области, обеспечивающих наилучшее совпадение с экспериментом

Известно, что любой *CFD* программный комплекс нуждается в настройке перед проведением численных расчетов, которая заключается в подборе соответствующих параметров геометрии расчетной области, расчетной сетки, моделей турбулентности и т.д., которые бы обеспечивали наилучшее совпадение с экспериментом. Следует отметить, что в подобных работах других авторов уже выработаны определенные рекомендации к выбору параметров расчета, которые бы обеспечили удовлетворительное соответствие эксперименту. Например, считается, что входной и выходной участки (перед и за турбинной решеткой) расчетной области должны быть примерно равны хорде решетки; наиболее часто используемая модель турбулентности SST; сетка должна быть такой, чтобы y^+ был не более 1, не имела сильных перекосов и в целом она должна соответствовать масштабу моделируемых аэродинамических эффектов; расчетная схема должна иметь, порядок аппроксимации не ниже второго. Очевидно, что подбор параметров расчета предполагает проведение достаточно большого количества расчетов, которые в трехмерной постановке длятся достаточно долго. В связи с этим основная часть исследований в данном разделе проведена в двумерной постановке, с последующей проверкой полученных рекомендаций в трехмерной постановке. Необходимо отметить, что для двумерного случая у нас имелись экспериментальные данные по решетке рабочей лопатки P2, а для трехмерного – данные по решетке направляющей

лопатки ТН-2. Поэтому двумерные и трехмерный расчеты проводились на различных решетках. Для двухмерного случая в качестве исходных примем следующие параметры:

- длина входного участка 35 % хорды, длина выходного участка 44 % хорды;
- сетка 180×60 , $y^+ < 1$;
- модель турбулентности SST;
- расчетная схема TVD с high resolution (второго порядка аппроксимации с локально первым).

Все двухмерные расчеты в данном параграфе проведены с указанными выше параметрами, если изменение того или иного параметра не оговорено отдельно.

Исследования влияния параметров расчета проведены на следующей плоской турбинной решетке:

- профиль: $P2$;
- хорда: $b = 42$ мм;
- шаг: $t = 30,3$ мм;
- угол установки: $\beta_y = 13,57^\circ$;
- эффективный угол выхода потока: $\beta_{2эф} = 20,82^\circ$.

Параметры рабочего тела: рабочее тело – воздух;

- $P^*_0 = 121004,2$ Па;
- $t^*_0 = 25$ °С;
- $\beta_1 = 31^\circ$;
- $P_2 = 101325$ Па;
- $M_{2т} = 0,51$;
- $Re = 4,2 \times 10^5$.

3.1.1. Влияние геометрии расчетной области

Для исследования влияния геометрии расчетной области были проведены тестовые расчеты турбинной решетки с различными входным и выходным участками (рис. 3.1). Расчетные области отличались размерами A и B (табл. 3.1), которые представляют собой процентное отношение их

длины к хорде турбинной решетки. Для исключения влияния сетки при изменении длин входного и выходного участков пропорционально изменялось количество элементов разбиения вдоль канала.

Таблица 3.1 – Значения размеров А и В для тестируемых расчетных каналов

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9
А, %	26	26	26	63	63	63	100	100	100
В, %	26	63	100	26	63	100	26	63	100

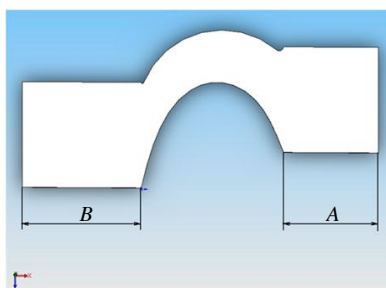


Рис. 3.1. Расчетный канал

Сравнение результатов расчетов на указанных расчетных областях проводилось путем сопоставления распределений коэффициента потерь по шагу решетки между собой и экспериментом [59] (рис. 3.2). Расстояние от выходной кромки до плоскости, где производились вычисления значений коэффициента потерь, было определено по формуле $z = t \cdot \sin(\beta_{2эф})$ [59], т.е. 11 мм.

На рис. 3.2 видим, что изменение геометрии расчетного канала слабо влияет на распределение коэффициента потерь по шагу решетки. Причем совпадение с экспериментом можно считать удовлетворительным для всех вариантов. Таким образом, оказывается, что длины входного и выходного участков влияют незначительно на результаты расчетов, однако, как оказалось, они значительно влияют на длительность расчетов. Количество итераций для сходимости расчетов при различных длинах входного и

выходного участков приведено в табл. 3.2, где видно, что чем больше их длины, тем большее количество итераций необходимо для совпадения расчетов (*прим.*: точность всех расчетов составляла 10^{-8} и более). Причем, большее влияние оказывает длина входного участка. При проведении большого количества расчетов это в конечном итоге существенно увеличит время оптимизации.

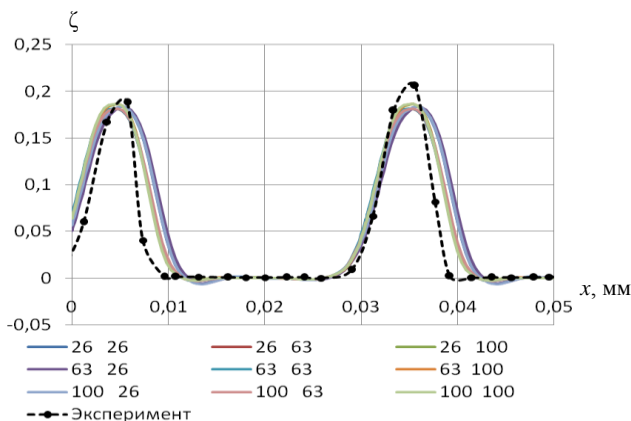


Рис. 3.2. Распределения коэффициента потерь по шагу решетки при разных входном/выходном участках

Таблица 3.2 –Зависимость количества итераций от длин входного и выходного участков

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9
A, %	26	26	26	63	63	63	100	100	100
B, %	26	63	100	26	63	100	26	63	100
Итер.	320	360	380	390	420	490	500	500	500

Из сказанного выше можно сделать вывод, что расстояния поверхностей входа и выхода потока от кромок лопатки должны быть как можно меньше. Однако известно, что параметры потока меняются на некотором расстоянии до решетки и после нее. Выбор входного и выходного участков не достаточной длины приведет к неверным результатам расчета. Для прояснения данного момента рассмотрим два варианта геометрии (рис. 3.3).

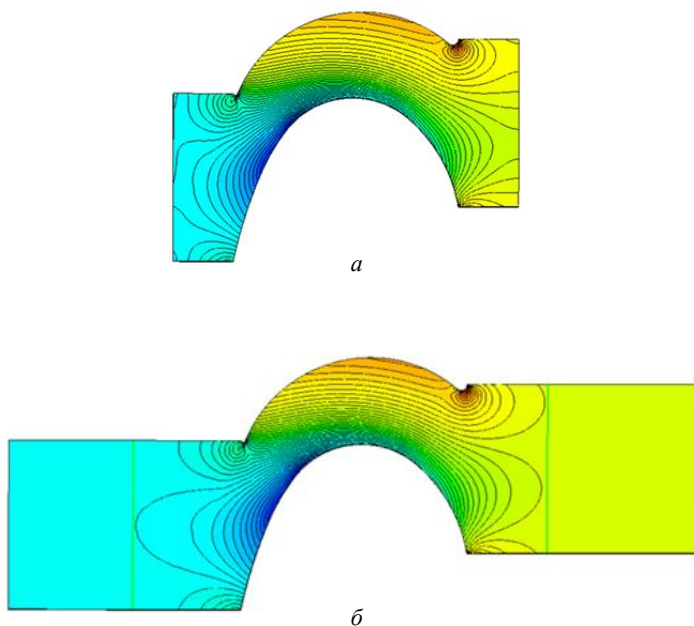


Рис. 3.3. Распределение статического давления в исследуемой турбиной решетке при различных входных и выходных участках: $a - A = 26 \%$ и $B = 26 \%$;
 $b - A = 100 \%$ и $B = 100 \%$

В варианте геометрии с входным (выходным) участком 26 % хорды (рис. 3.3, *a*) видно, что поле статического давления на входе и выходе из расчетной области неравномерное, т.е. создание расчетной области с такими длинами участков неприемлемо. На варианте геометрии с входным (выходным) участками 100 % хорды (рис. 3.3, *b*) вертикальными линиями отмечены участки после которых изменение параметров потока не значительно, причем расстояние до входного участка составило около 35 % хорды, а до выходного – 44 % хорды.

Таким образом, своего рода оптимальными длинами входного и выходного участков в нашем случае являются 35 и 44 % хорды соответственно.

3.1.2. Влияние сетки

Исследование влияния расчетной сетки производилось путем сравнения трех расчетов описанной в начале параграфа турбинной решетки на трех различных сетках 90×40 , 180×80 , 270×120 (рис. 3.4).

Как критерий качества сетки мы использовали распределения коэффициента потерь, которые получались в результате расчета, показанного на рис. 3.5. По приведенным распределениям видно, что практически совпадает с экспериментом распределение потерь, полученное на сетке 270×120 , в свою очередь вариант 180×80 близок к эксперименту, а самая грубая сетка дает слишком размытые кромочные следы. В целом, с увеличением размерности сетки, кромочные следы вытягиваются, а с уменьшением размерности – кромочные следы расширяются, и уменьшается их глубина.

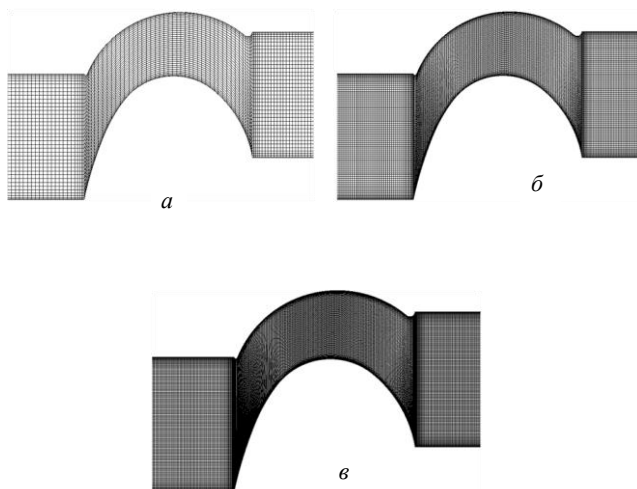


Рис. 3.4. Расчетные сетки: *a* – 90×40 ; *б* – 180×80 ; *в* – 270×120

Из последних соображений следует, что преимущество в рассмотренных вариантах должно быть отдано наиболее мелкой сетке, однако использование сетки такой размерности в трехмерном случае связано со значительными вычислительными трудностями. Пригодность сетки размерно-

стью 270×120 для трехмерного случая определим ниже, путем соответствующего расчета.

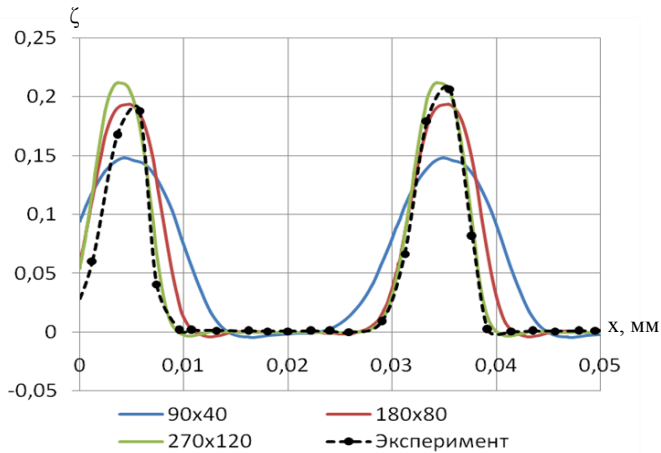


Рис. 3.5. Распределение коэффициента потерь по шагу решетки при разных входном и выходном участках

3.1.3. Влияние модели турбулентности

В исследовании влияния модели турбулентности турбинная решетка $P2$ была просчитана с использованием следующих моделей: модель $k-\varepsilon$; модель $k-\omega$; модель Ментера (SST); модель напряжений Рейнольдса (Reynolds stress model). Использовалась сетка размерностью 270×120 . Так же, как и в предыдущем пункте, сравнивать мы будем по распределениям коэффициента потерь за решеткой, которые представлены на рис. 3.6. По приведенным распределениям коэффициента потерь видно, что все используемые модели турбулентности обеспечивают достаточно хорошее совпадение с экспериментом, однако наиболее близкими к эксперименту оказались результаты, полученные на моделях SST и Рейнольдса. Модель напряжений Рейнольдса является более сложной в вычислительном плане, чем модель SST , и требует использования начального приближения, и большего времени на расчет.

Таким образом, наиболее подходящей для задачи оптимизации будет модель турбулентности SST .

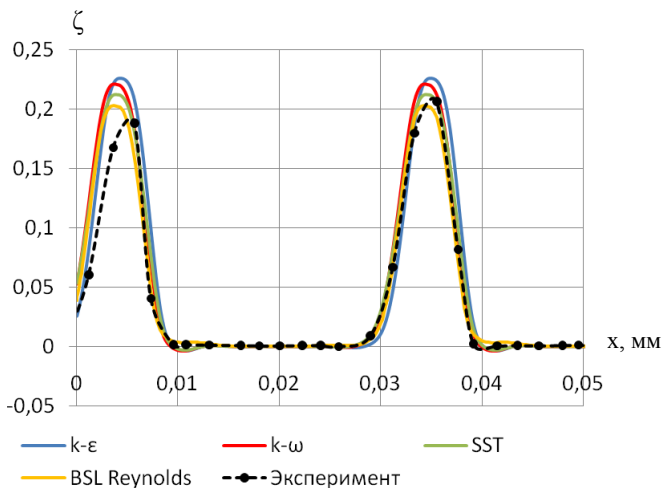


Рис. 3.6. Распределение коэффициента потерь по шагу решетки при различных моделях турбулентности

Проводить исследование влияния расчетной схемы для используемого программного комплекса не имеет смысла, так как наиболее точная из расчетных схем, заложенных в решателе ANSYS CFX (схема первого порядка, схема второго порядка, схема второго порядка с локально первым), будет схема второго порядка с локально первым (High resolution). Так как хорошо известно, что схемы первого порядка аппроксимации недостаточно точны, а схемы второго и более высоких порядков без специальных функций ограничителей дают не физические осцилляции в решении, схема High resolution является достаточно точной и практически не дает нефизических осцилляций.

Подытоживая результаты определения параметров расчета, обеспечивающих наилучшее совпадение с экспериментом, приходим к выводу, что рекомендуемыми параметрами расчета следует принять: длину входного и выходного участков 35 и 44 % хорды соответственно; размерность плоской сетки 270×120 , модель турбулентности SST; расчетную схему high resolution.

3.1.4. Верификация трехмерного расчета направляющей турбинной решетки

Как отмечалось ранее на основании исследований двумерных расчетов, необходимо провести трехмерный расчет со сравнением результата с соответствующим экспериментом.

Исследуемая трехмерная прямая турбинная решетка:

- профиль: ТН-2 (приложение В);
- хорда: $b = 45$ мм;
- $t/b = 0,57$ мм;
- угол установки: $\beta_y = 43,3^\circ$;
- высота лопатки: $l = 40$ мм.

Параметры рабочего тела:

- рабочее тело – воздух;
- $P^*_0 = 114074$ Па;
- $t^*_0 = 20$ °С;
- натекание потока по нормали к фронту решетки;
- $P_2 = 101325$ Па;
- $M_{2r} = 0,41$;
- $Re = 4,2 \times 10^5$.

Параметры численного расчета:

- входной участок 35 % хорды;
- выходной участок 44 % хорды;
- сетка: $166 \times 70 \times 90$;
- модель турбулентности: SST;
- расчетная схема: High resolution.

Общий вид тестируемой решетки с расчетной сеткой показан на рис. 3.7. Расстояние, на котором располагалась контрольная плоскость, $x_2 = 2,7$ мм. Как видно из описания параметров расчета, размерность сетки в направлениях осей Ox и Oy несколько отличается от рекомендуемых в предыдущем пункте. Последнее связано с тем, что расчет на сетке $270 \times 120 \times 90$ достаточно ресурсоемок и явно не подходит для оптимизационных задач даже на современных ПК. Поэтому использовалась не-

сколько более грубая сетка, но все же значительно более мелкая в сравнении с сетками, используемыми в рассмотренных в главе 1 работах.

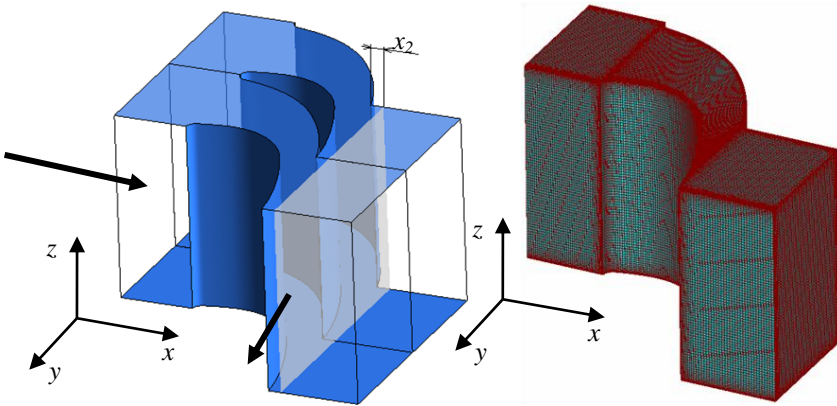


Рис. 3.7. Исследуемая турбинная решетка и расчетная сетка

В данном случае мы будем производить сравнение с экспериментально полученными распределениями КПД по высоте решетки [60]. Из сравнения экспериментального и расчетного распределений (рис. 3.8) можно сделать вывод, что в области ядра потока коэффициенты потерь существенно отличаются, однако потери от вторичных течений получены достаточно точно.

Основное влияние сложного тангенциального навала заключается в изменении структуры вторичных течений, а неточность определения профильных потерь в трехмерном случае будет исключаться как систематическая ошибка.

Действительный угол выхода потока, осредненный по шагу в среднем по высоте сечения лопатки, хорошо совпадает с экспериментом, так, расчетный угол выхода составил $14,42^\circ$, а экспериментальный $-14,5^\circ$.

Было проведено также визуальный анализ расчетной структуры вторичных течений и сопоставление её с результатами работ других авторов (рис. 3.9). На торце (рис. 3.9,а) отчетливо видны поперечные перете-

кания в пограничном слое от стороны давления к стороне разрежения. С внутренней стороны лопатки (рис. 3.9, б) хорошо виден канальный вихрь и линия его отрыва от «спинки» лопатки, тоже, но с других ракурсов можно увидеть на рис. 3.9, в, г.

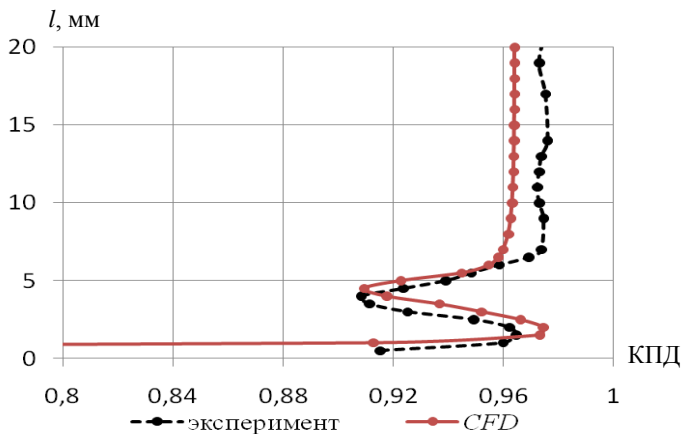


Рис. 3.8. Распределение КПД по высоте решетки

Таким образом, можно заключить, что используемый CFD – пакет с подобранными параметрами расчета позволяет с достаточной точностью моделировать вторичные течения и потери от них, а недостаточно точное определение профильных потерь в оптимизационной задаче можно легко исключить, оперируя разностями интегральных потерь исходной и искривленной лопаток. Следовательно использование сетки размерностью $166 \times 70 \times 90$ является допустимым в трехмерных расчетах.

Таблица 3.7 – Результаты расчетов исходной ступени и ступени с оптимальным Н.А.

Величина	Исходная	С опт. Н.А.
Потери в Н.А., %	4,494	4,379
Потери в Р.К., %	7,962	7,732
Суммарные потери, %	12,456	12,111
Расход через ступень, кг/с	0,700753	0,699188
Реактивность	0,246	0,243

Как видим из табл. 3.7, установка оптимизированного изолированного Н.А. в ступень позволила уменьшить потери как на соплах и так на рабочих лопатках. Суммарное уменьшение потерь на ступень составило 0,345 %, при этом расход через ступень изменился незначительно – на 0,22 %. Также несколько уменьшилась реактивность. Интересно отметить, что расход в ступени изменился значительно, чем в отдельно взятом оптимальном Н.А. Последнее связано с тем, что такая задача является итерационной, ведь установка оптимального Н.А. привела к некоторому изменению параметров потока. То есть оптимальный Н.А. будет работать уже не при тех параметрах, на которые он оптимизировался. Повторив задачу оптимизации изолированного Н.А. под новые параметры, можно уточнить решение и соответственно уменьшить различие в расходах исходной ступени и ступени с вновь оптимизированном Н.А. Повторяя это, можно добиться точности по расходу, не превышающей упомянутых выше 0,05 %.

Таким образом, подход, в котором оптимизируется изолированный Н.А., является правомерным и имеет право на существование. Кроме этого, разработанный алгоритм позволяет использовать его для оптимизации, как отдельных турбинных решеток, так и в рамках оптимизации турбинных решеток совместно в ступени.

Глава 4

АПРОБАЦИЯ РАЗРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА ОПТИМИЗАЦИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ С СОХРАНЕНИЕМ РАСХОДА ЧЕРЕЗ РЕШЕТКУ

Анализ обзора исследований по применению сложного тангенциального навала и его оптимизации (глава 1), а также расчетных исследований, проведенных в главе 3, показали, что применение сложного навала позволяет повысить аэродинамическую эффективность турбинных решеток. Однако, как отмечалось ранее, исследований по оптимизации сложного тангенциального навала с сохранением расхода через решетку с высокой точностью, на данный момент нет. С помощью разработанного в данной монографии оптимизационного подхода можно с высокой точностью сохранить величину расхода в оптимизированной решетке на уровне исходной решетки. Последнее было показано в подразд. 3.4.

Остается открытым вопрос об эффективном применении разработанного алгоритма, что определяется границами его возможного использования. Под эффективностью в данном случае подразумевается выигрыш по КПД в оптимизированных турбинных решетках. Сложный тангенциальный навал позволяет уменьшить интегральные потери за счет уменьшения потерь от вторичных течений. Как известно, с увеличением l/b происходит уменьшение доли потерь от вторичных течений в интегральных потерях. Таким образом, очевидно, что с изменением l/b эффективность алгоритма оптимизации будет изменяться. Следует отметить, что характерным размером в данной работе было принято не l/b , а характеристическое отношение решетки a/l , по аналогии с течениями в поворотных трубах прямоугольного поперечного сечения (см. рис. 1.2). Кроме всего прочего, данное решение опиралось также и на зависимость вторичных потерь от a/l , приведенную Степановым Г.Ю. в работе [62] в виде формулы

$$\zeta_{em} = 2\zeta_{np} \frac{a}{l} \quad (4.1)$$

Остается также открытым вопрос, какой из двух способов искривления лопатки (см. рис. 2.10) является предпочтительным при пространственной оптимизации направляющей турбинной решетки.

Данная глава посвящена решению сформулированных задач в два этапа:

1) исследование зависимости эффективности алгоритма оптимизации направляющей кольцевой турбинной решетки с использованием метода 1 (кривая Безье 3-го порядка) от a/l ;

2) исследование зависимости эффективности алгоритма оптимизации направляющей кольцевой турбинной решетки с использованием метода 2 (кривая Безье 4-го порядка) от a/l .

Исследование эффективности алгоритма заключается в оптимизации турбинной решетки, описанной в подразд. 3.2, при $a/l = 0,16; 0,23; 0,44$. При этом менялась только высота решетки. Следует отметить, что величина горла все же незначительно изменялась из-за изменения угла установки профиля, связанного с сохранением величины расхода.

Особое внимание уделялось точности получаемых ФММ, так как именно точность ФММ определяет достоверность полученных результатов оптимизации при используемом оптимизационном подходе. Критерием точности является отклонение оптимальных значений функции цели и функции ограничения, полученных по ФММ и в контрольном *CFD*-расчете. Отклонение соответствующих значений функций определяем по известной формуле:

$$\Delta F = \frac{2|F_1 - F_2|}{F_1 + F_2} 100 \%. \quad (4.2)$$

4.1. Определение эффективности алгоритма оптимизации при различных a/l с искривлением лопатки по методу 1

Результаты оптимизации для $a/l = 0,44$:

С учетом результатов описанных ранее исследований в данной работе в табл. 4.1 приведены диапазоны варьирования параметров. Правиль-

ность их выбора подтверждается тем фактом, что оптимальное сочетание варьируемых параметров попадает в данный диапазон уже на первом шаге оптимизации.

Таблица 4.1 – Диапазоны варьирования параметров оптимизации

Параметр	min	max
Y_s	0,2	0,5
Y_h	0,6	0,9
$\Delta\beta_y$, градусы	0	0,5

Далее, в соответствии с алгоритмом (подразд. 2.6) создается план и производится соответствующие *CFD* расчеты (табл. 4.2). Функция цели – интегральные потери ζ , функция ограничения – расход через расчетный канал G .

В главе 2 упоминалось, что возможным недостатком предложенного оптимизационного подхода может быть точность получаемой ФММ. Для ответа на поставленный вопрос был проведен контрольный *CFD* расчет оптимального варианта. Расчет показал, что точность ФММ является высокой, так как прогнозируемые по ФММ оптимальные значения функции цели и функции ограничения с достаточно высокой точностью совпадают с их значениями, полученными в результате *CFD* расчета (отклонение по ζ составило 0,005 %, отклонение по G –0,017 %). Различия по расходу в оптимальном и исходном вариантах по результатам *CFD* расчетов составляет 0,014 %.

Таблица 4.2 – Результаты оптимизации с использованием метода 1 при $a/l = 0,44$

Параметры	Y_s	Y_h	$\Delta\beta_y$, град.	ζ , %	G , кг/с
исх.	0	0	0	6,46483	0,288864
1	0,5	0,9	0,25	6,06853	0,290430
2	0,5	0,6	0,25	6,12689	0,286293
3	0,2	0,9	0,25	6,12155	0,288312
4	0,2	0,6	0,25	6,19087	0,284589
5	0,5	0,75	0,5	6,17293	0,280340
6	0,5	0,75	0	6,01586	0,296079
7	0,2	0,75	0,5	6,23117	0,278370
8	0,2	0,75	0	6,07275	0,294141
9	0,35	0,9	0,5	6,17547	0,281387
10	0,35	0,9	0	6,01665	0,297062
11	0,35	0,6	0,5	6,2377	0,277339
12	0,35	0,6	0	6,08898	0,293340
13	0,35	0,75	0,25	6,11509	0,287041
опт. ФММ	0,495	0,799	0,249	6,08030	0,288855
опт. CFD	0,495	0,799	0,249	6,08063	0,288905

Турбинная решетка, полученная в результате оптимизации, показана на рис. 4.1. Потери в полученной решетке удалось уменьшить на 0,384 % в абсолютной величине или на 6,31 % в относительной величине.

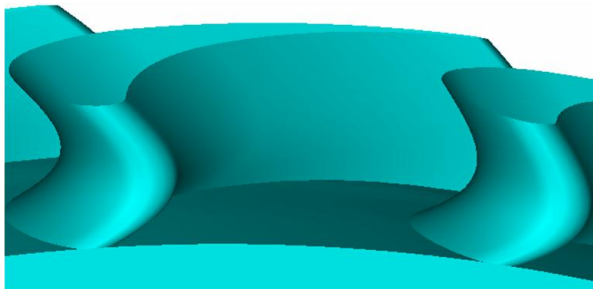


Рис. 4.1. Оптимальная решетка по методу 1 при $a/l = 0,44$

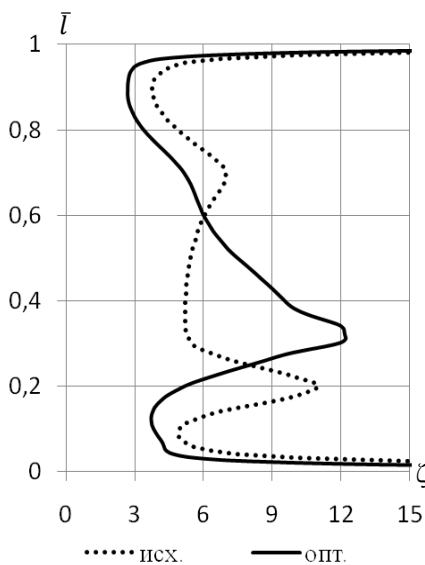


Рис. 4.2. Распределение коэффициента потерь при $a/l = 0,44$

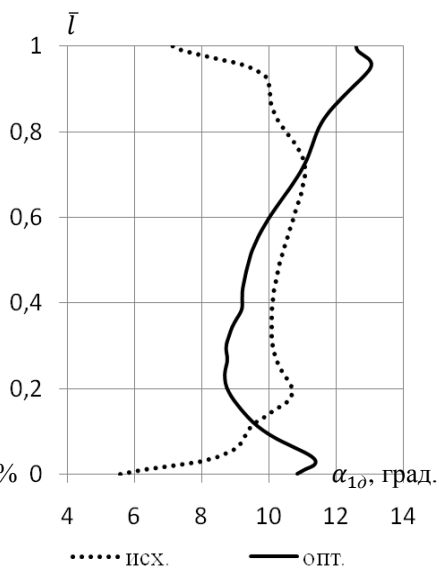


Рис. 4.3. Распределение действительного угла выхода при $a/l = 0,44$

Распределение коэффициентов потерь и действительных углов выхода потока по высоте решетки для исходного и оптимального вариантов изображены на рис. 4.2 и 4.3 соответственно. На указанных рисунках видно, что в оптимальном варианте произошло увеличение потерь в центральной части решетки наряду с уменьшением коэффициента потерь в приторцевых областях, в то время как действительный угол выхода наоборот – уменьшился в центральной части и увеличился – в приторцевых областях.

Результаты оптимизации для $a/l = 0,23$:

Результаты оптимизации по методу 1 при $a/l = 0,23$ оказались достаточно неожиданными. Начальные диапазоны варьирования параметров оптимизации оказались далеки от конечного результата. По этой причине оптимальный вариант был получен лишь на пятом этапе оптимизации. Диапазоны варьирования параметров оптимизации пятого шага показаны в табл. 4.3. Таким образом, для получения оптимального варианта в данном случае потребовалось провести 65 *CFD* расчетов (13×5) плюс расчет исходного варианта и контрольный *CFD* расчет, итого 67 расчетов.

Таблица 4.3. – Диапазоны варьирования параметров оптимизации

Параметр	min	max
Y_s	0,25	0,45
Y_h	-0,05	0,15
$\Delta\beta_y$, град.	-0,1	0,4

Соответствующий план проведения расчетов для пятого шага с результатами определения значения функции цели и функции ограничения приведен в табл. 4.4.

В данном случае отклонение по потерям между оптимальными вариантами по ФММ и *CFD* составило 0,020 %, а соответствующее отклонение по G – 0,006 % в относительных величинах. Расход был сохранен с точностью 0,004 % в относительных величинах, то есть точность ФММ в области оптимального значения функции цели оказалась даже выше, чем в предыдущем случае.

Таблица 4.4 – Результаты оптимизации с использованием метода 1 при $a/l = 0,23$

Параметры	Y_s	Y_h	$\Delta\beta_y$, град.	ζ , %	G , кг/с
исх.	0	0	0	5,45888	0,603025
1	0,45	0,15	0,15	5,32876	0,604827
2	0,45	-0,05	0,15	5,37593	0,599889
3	0,25	0,15	0,15	5,38874	0,598860
4	0,25	-0,05	0,15	5,44175	0,595029
5	0,45	0,05	0,4	5,45634	0,586522
6	0,45	0,05	-0,1	5,25013	0,617545
7	0,25	0,05	0,4	5,51989	0,581216
8	0,25	0,05	-0,1	5,31001	0,611905
9	0,35	0,15	0,4	5,46201	0,585955
10	0,35	0,15	-0,1	5,25297	0,616883
11	0,35	-0,05	0,4	5,50755	0,581701
12	0,35	-0,05	-0,1	5,30059	0,612414
13	0,35	0,05	0,15	5,38528	0,598818
опт. ФММ	0,408	-0,0379	0,0816	5,35769	0,603015
опт. CFD	0,408	-0,0379	0,0816	5,35660	0,603049

Турбинная решетка, полученная в результате оптимизации, показана на рис. 4.4. Потери в новой решетке уменьшились на 0,102 % в абсолютной величине или на 1,89 % – в относительной.

Результаты оптимизации для $a/l = 0,16$:

В результате оптимизации по методу 1 при $a/l = 0,16$ оказалось, что оптимальным вариантом является исходный. То есть применение используемого оптимизационного подхода для оптимизации исследуемой турбинной решетки при $a/l = 0,16$ и ниже не дает положительного эффекта.

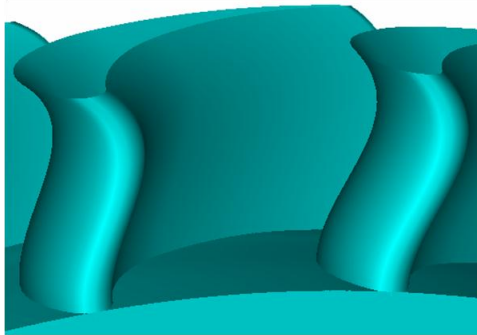


Рис. 4.4. Оптимальная решетка по методу 1 при $a/l = 0,23$

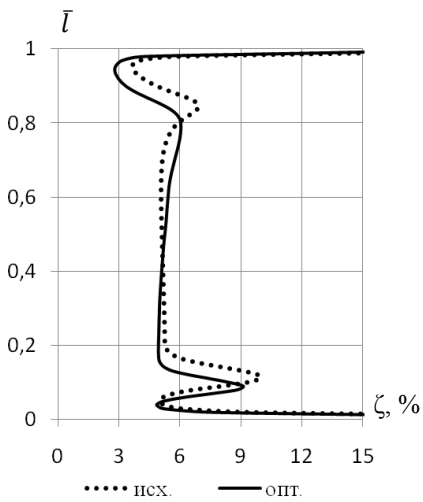


Рис. 4.5. Распределение коэффициента потерь при $a/l = 0,23$

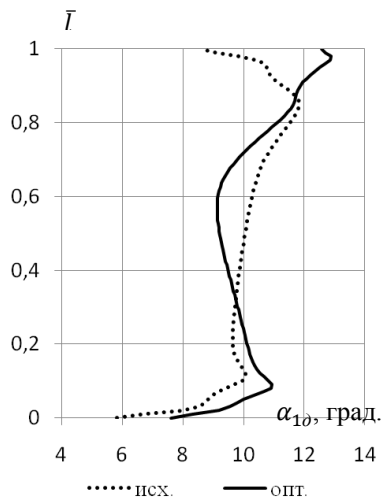


Рис. 4.6. Распределение действительного угла выхода при $a/l = 0,23$

4.2. Определение эффективности алгоритма оптимизации при различных a/l с искривлением лопатки по методу 2

Результаты оптимизации для $a/l = 0,44$:

В данном случае мы приняли диапазоны варьирования параметров, приведенные в табл. 4.5.

Таблица 4.5 – Диапазоны варьирования параметров оптимизации

Параметр	min	max
Y_s	0,2	0,5
Y_h	0,7	1
$\Delta\beta_y$, градусы	0	0,5

Решение было получено на первом шаге оптимизации. В табл. 4.6 приведены результаты расчетов и оптимизации по методу 2.

В данном случае отклонение по потерям между оптимальными вариантами по ФММ и *CFD* составило 0,006 %, а соответствующее отклонение по G – 0,017 % в относительных величинах. Расход был сохранен с точностью 0,017 % в относительных величинах.

Турбинная решетка, полученная в результате оптимизации, показана на рис. 4.7. Потери в новой решетке получились меньше чем в исходной на 0,266 % в абсолютной величине или на 4,20 % – в относительной.

Сравнивая повышение аэродинамической эффективности по методам 1 и 2, можно заключить, что для данной турбинной решетки при $a/l = 0,44$ более предпочтительным является метод 1, так как с его использованием удалось снизить интегральные потери на большую величину.

Распределения коэффициентов потерь и действительных углов выхода потока по высоте решетки для исходного и оптимального вариантов изображены на рис. 4.8 и 4.9 соответственно. На указанных рисунках видно, что в оптимальном варианте произошло увеличение потерь в центральной части решетки наряду с уменьшением коэффициента потерь в приточевых областях, в то время как действительный угол выхода наоборот – уменьшился в центральной части и увеличился – в приторцевых областях.

Таблица 4.6 – Результаты оптимизации с использованием метода 2 при $a/l = 0,44$

Параметры	Y_s	Y_h	$\Delta\beta_y$, град.	ζ , %	G , кг/с
исх.	0	0	0	6,46483	0,288864
1	0,5	1	0,25	6,22297	0,287388
2	0,5	0,7	0,25	6,24602	0,284416
3	0,2	1	0,25	6,27384	0,287651
4	0,2	0,7	0,25	6,28318	0,284258
5	0,5	0,85	0,5	6,29683	0,277681
6	0,5	0,85	0	6,15406	0,293667
7	0,2	0,85	0,5	6,36221	0,277942
8	0,2	0,85	0	6,19314	0,293665
9	0,35	1	0,5	6,33226	0,279469
10	0,35	1	0	6,16875	0,295172
11	0,35	0,7	0,5	6,34015	0,276185
12	0,35	0,7	0	6,18533	0,292074
13	0,35	0,85	0,25	6,24891	0,285655
опт. ФММ	0,498	0,856	0,154	6,19839	0,288865
опт. CFD	0,498	0,856	0,154	6,19875	0,288914

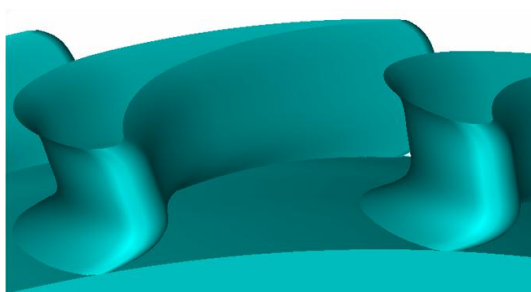


Рис. 4.7. Оптимальная решетка по методу 2 при $a/l = 0,44$

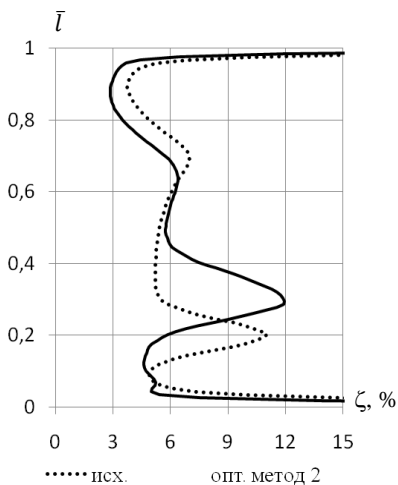


Рис. 4.8. Распределение коэффициента потерь при $a/l = 0,44$

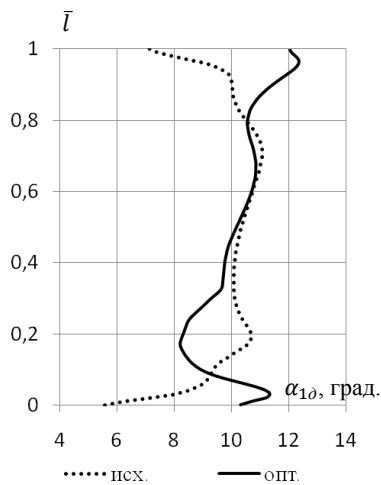


Рис. 4.9. Распределение действительного угла выхода при $a/l = 0,44$

Результаты оптимизации для $a/l = 0,23$:

Диапазоны варьирования параметров оптимизации приведены в табл. 4.7. В данном случае оптимальный вариант был получен на первом этапе оптимизации.

Таблица 4.7 – Диапазоны варьирования параметров оптимизации

Параметр	min	max
Y_s	0,25	0,45
Y_h	0,4	0,6
$\Delta\beta_y$, град.	0	0,5

План проведения расчетов с результатами определения значения функции цели и функции ограничения приведен в табл. 4.8.

В данном случае отклонение по потерям между оптимальными вариантами по ФММ и *CFD* составило 0,032 %, а соответствующее отклонение по G – 0,008 % в относительных величинах. Расход был сохранен с точностью 0,009 % в относительных величинах.

Таблица 4.8 – Результаты оптимизации с использованием метода 2 при $a/l = 0,23$

Параметры	Y_s	Y_h	$\Delta\beta_y$, град.	ζ , %	G , кг/с
исх.	0	0	0	5,45888	0,603025
1	0,45	0,6	0,25	5,29505	0,602551
2	0,45	0,4	0,25	5,35124	0,596915
3	0,25	0,6	0,25	5,32629	0,601706
4	0,25	0,4	0,25	5,38373	0,594765
5	0,45	0,5	0,5	5,41731	0,583745
6	0,45	0,5	0	5,22568	0,615261
7	0,25	0,5	0,5	5,45064	0,582208
8	0,25	0,5	0	5,25427	0,613547
9	0,35	0,6	0,5	5,41036	0,586293
10	0,35	0,6	0	5,21395	0,617685
11	0,35	0,4	0,5	5,46167	0,579785
12	0,35	0,4	0	5,26454	0,610895
13	0,35	0,5	0,25	5,33404	0,598298
опт. ФММ	0,407	0,408	0,143	5,31201	0,603023
опт. CFD	0,407	0,408	0,143	5,31373	0,602973

Турбинная решетка, полученная в результате оптимизации, показана на рис. 4.10. Потери в новой решетке составили 5,31373, что на 0,145 % в абсолютной величине или на 2,69 % в относительной величине меньше, чем в исходном варианте.

Применение оптимального сложного навала по методу 2 при $a/l = 0,23$ привело к уменьшению потерь в приторцевых областях, но в ядре потока потери почти не изменились (рис. 4.11). Действительный угол выхода наоборот – так же, как и в предыдущих случаях, уменьшился в центральной части решетки и увеличился – в приторцевых областях.

Следует отметить, что использование в оптимизации по методу 2 позволило уменьшить интегральные потери на большую величину, чем при

использовании по методу 1. Таким образом, для оптимизации исследуемой решетки при $a/l = 0,23$ более предпочтительным будет метод 2.

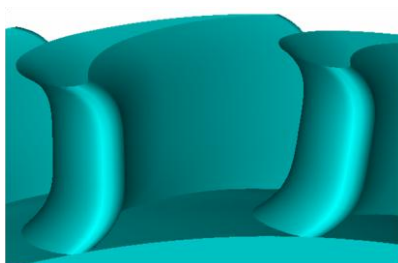


Рис. 4.10. Оптимальная решетка по методу 2 при $a/l = 0,23$

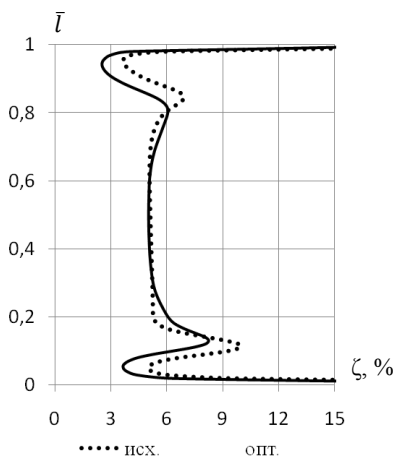


Рис. 4.11. Распределение коэффициента потерь при $a/l = 0,23$

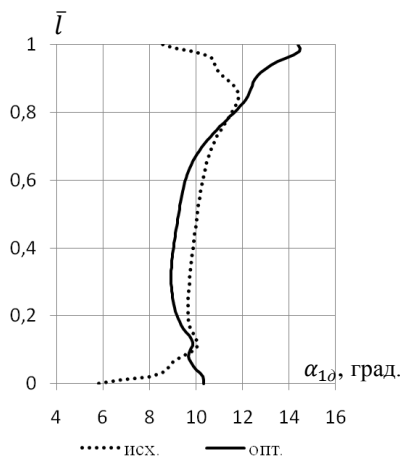


Рис. 4.12. Распределение действительного угла выхода при $a/l = 0,23$

Результаты оптимизации для $a/l = 0,16$:

Оптимизация по методу 2 показала, что нельзя с использованием предлагаемого подхода снизить интегральные потери в исследуемой решетке при $a/l = 0,16$.

4.3. Анализ причин повышения аэродинамической эффективности пространственно оптимизированных турбинных решеток

Рассмотрим течение в исходной решетке при $a/l = 0,23$. Сравнивая поле полного давления при значениях $\bar{l} = 0,96$ и $\bar{l} = 0,5$ на исходной лопатке (рис. 4.13), можно увидеть, что толщина пограничного слоя в родственных областях заметно меньше на высоте $\bar{l} = 0,96$ лопатки, чем в ядре потока.

В то же время в формировании потерь на лопатке толщина пограничного слоя на стороне разрежения играет существенную роль. Это хорошо согласуется с соответствующими графиками распределения коэффициента потерь по высоте лопатки (см. рис. 4.11). Следует отметить, что в работе [18] при экспериментальном исследовании пространственной структуры были получены графики коэффициента потерь за решеткой с подобным характером распределения по высоте. Данный момент был частично затронут в главе 1.

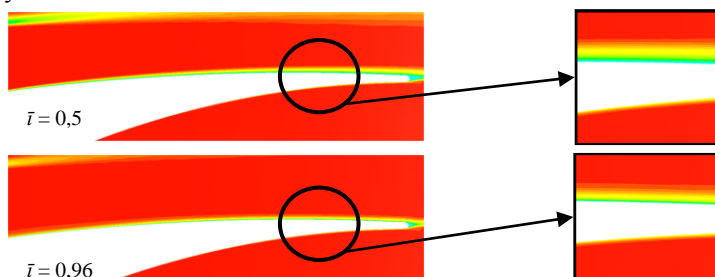


Рис. 4.13. Поле полного давления в исходной решетке

Объяснение уменьшенной толщины пограничного слоя в указанных местах у периферии и корня можно дать на основании анализа течения по «спинке» лопатки (рис. 4.14). На рис. 4.14 линией S обозначена линия отрыва канального вихря. Этот термин позаимствован из статьи [1], в которой достаточно подробно описана пространственная структура течений в турбинной решетке. Эта линия является линией разграничения двух основных пограничных течений на «спинке» лопатки: 1) течение вдоль лопатки от входной кромки до выходной; 2) поперечное течение, приходящее с торцов канала и за счет своей инерции проникающее на лопатку (это те-

чение представляет собой части периферийного и корневого канальных вихрей) (рис. 4.15). Таким образом, на стороне разрежения лопатки существуют области с различно сформированными пограничными слоями. Это и объясняет различную толщину пограничного слоя в соответствующих местах на «спинке» лопатки.

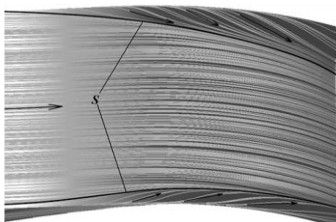


Рис. 4.14. Линии тока на «спинке» исходной лопатки

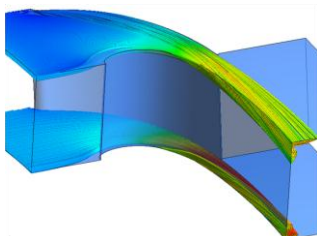


Рис. 4.15. Линии тока вторичных течений в исходной лопатке

В итоге можно сделать важный вывод: канальный вихрь приводит к образованию на стороне разрежения лопатки вплоть до линии S пограничного слоя меньшей толщины, чем толщина пограничного слоя от обтекания лопатки основным потоком. Вслед за этим следует вывод о том, что вторичные течения приносят не только отрицательный эффект, но и положительный, и правильно распределяя структуру потока можно, использовать это явление при создании оптимальных форм турбинных лопаток.

Из последних соображений можно обосновать механизм уменьшения аэродинамических потерь за турбинной решеткой при использовании оптимального сложного навала. А именно сложный навал приводит к смещению линии S в сторону ядра потока и, следовательно, к увеличению зон с малыми потерями.

Смещение линии S при использовании сложного тангенциального навала происходит из-за описанного в подразд. 3.2 и 3.3 возникновения градиента давления на стороне разрежения лопатки, который возникает при использовании сложного тангенциального навала. Результатом данного аэродинамического эффекта является некоторое смещение седловой точки от стороны давления лопатки к стороне разрежения, следовательно, к более раннему сходу канального вихря с торца на лопатку (рис. 4.16). Сошедший на лопатку, в свою очередь, вихрь под действием градиента давления несколько смещается на лопатке в сторону ядра потока, что приводит к увеличению части течения на стороне разрежения лопатки с меньшим пограничным слоем, чем в ядре потока.

Таким образом, предложенный алгоритм оптимизации позволяет находить оптимальное положение линии отрыва канального вихря на стороне разрежения лопатки посредством оптимизации сложного навала.

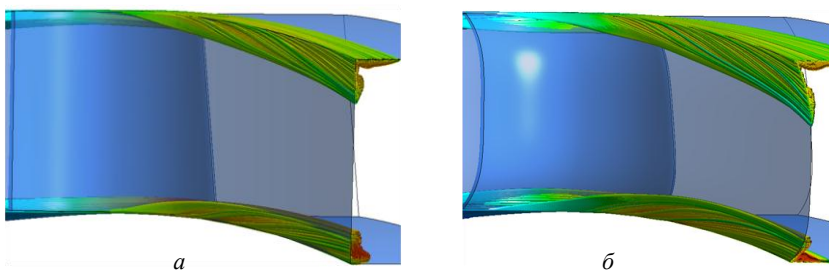


Рис. 4.16. Сход канального вихря на «спинку» лопатки:
a – исходная решетка; *б* – решетка, оптимизированная по методу 2

Очевидно, что наряду с искривлением лопатки по высоте большую роль в формировании поперечно-радиального градиента давления на стороне разрежения лопатки играет форма профиля в соответствующих местах. Последнее утверждение требует проведения детального исследования совместного влияния на течение в турбинной решетке сложного тангенциального навала и формы профиля в соответствующих сечениях лопатки.

ВЫВОДЫ

В монографии рассмотрена проблема применения вычислительной аэродинамики к пространственной оптимизации лопаток турбомашин. В рамках рассматриваемой задачи разработан и апробирован оптимизационный алгоритм, который объединяет методы планирования эксперимента, *CFD* и ЛП-поиск и позволяет получать турбинные решетки с более высокой аэродинамической эффективностью при неизменном расходе рабочего тела через решетку. Предложенный оптимизационный алгоритм требует как минимум на порядок меньше машинного времени, чем другие оптимизационные алгоритмы, в частности, генетический алгоритм. Использование общей системы хранения данных в *CFD* (CGNS) исключает зависимость разработанного алгоритма от *CFD*-решателя.

К конкретным результатам проведенного исследования можно отнести следующие:

1. Разработаны параметрические модели решетки осевой турбины с прямолинейным центральным участком и без него. Обе параметрические модели имеют достаточно высокую гибкость при трех варьируемых параметрах, включая параметр, который позволяет контролировать расход рабочего тела.

2. Разработан алгоритм и программа TopGrid для построения параметрических трехмерных расчетных сеток с возможностью их сохранения в универсальном формате хранения данных в *CFD* (CGNS), что позволяет в полуавтоматическом режиме получать качественные расчетные сетки в канале турбинной решетки и использовать их в разных *CFD*-решателях.

3. С использованием программы TopGrid и методов вычислительной аэродинамики, путем проведения соответствующих *CFD*-расчетов определены параметры сетки и *CFD*-метода, которые обеспечивают наилучшее совпадение с соответствующим экспериментом, что предопределяет высокую достоверность результатов вычислительных расчетов при проведении оптимизации турбинной решетки.

4. Определено влияние простого и сложного тангенциального навалов на структуру трехмерного течения, коэффициент интегральных потерь и расход рабочего тела в кольцевых направляющих решетках осевых турбин, которое заключается в изменении пространственной структу-

ры потока в турбинной решетке из-за возникновения градиента давления, направленного вдоль высоты лопатки. Также показано, что, управляя указанным градиентом давления путем применения сложного тангенциального навала можно уменьшить интегральные потери в кольцевой направляющей решетке осевой турбины.

5. Обоснована корректность проведения оптимизации изолированной кольцевой направляющей решетки осевой турбины вместо ее оптимизации в составе ступени.

6. Проведено испытание разработанного алгоритма с использованием двух параметрических моделей лопатки при разных соотношениях величины горла решетки к высоте лопатки с сохранением расхода рабочего тела через решетку. Показано, что выигрыш от оптимизации сложного тангенциального навала кольцевой направляющей турбинной решетки ТС-1А существенно отличается в зависимости от характерного отношения величины горла решетки к ее высоте. Искривление лопатки по всей высоте лучше использовать при больших значениях отношения величины горла решетки к ее высоте, а при меньших – целесообразнее применять искривление с прямолинейным центральным участком.

7. Показано, что в полученных оптимальных турбинных решетках линия отрыва канального вихря под действием градиента давления, который возникает при применении сложного тангенциального навала лопатки, смещается в направлении ядра потока, что, в свою очередь, приводит к увеличению областей с минимальными потерями, и в целом – к уменьшению интегрального коэффициента потерь решетки. Оптимизация сложного тангенциального навала лопатки позволяет находить оптимальное положение линии отрыва канального вихря при сохранении расхода рабочего тела, что в конечном итоге позволит получить кольцевую решетку осевой турбины большей аэродинамической эффективности.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение А

Интерфейс программы и диалоговые окна с параметрами
искривления лопатки

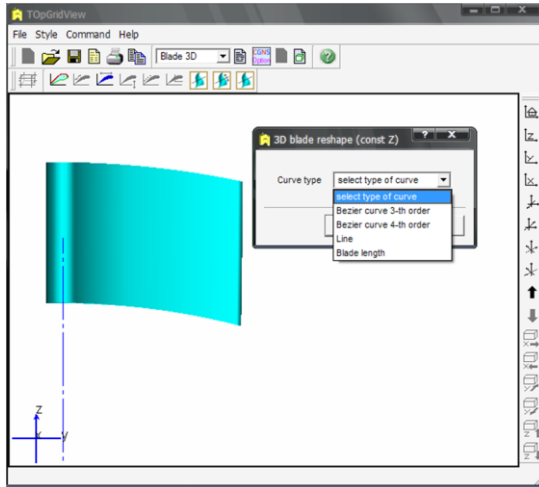


Рис. А.1. Выбор метода искривления

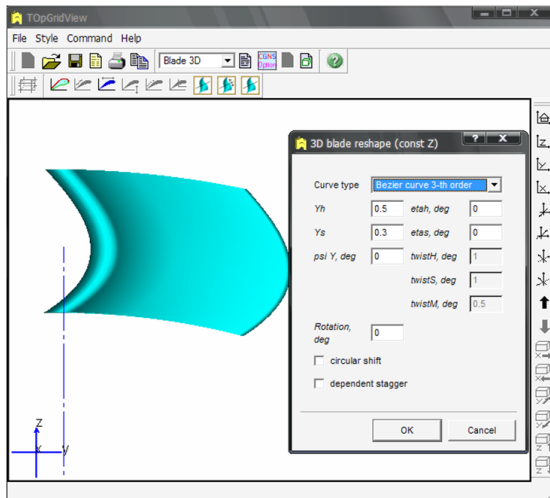


Рис. А.2. Задание параметров искривления по методу 1

Продолжение приложения А

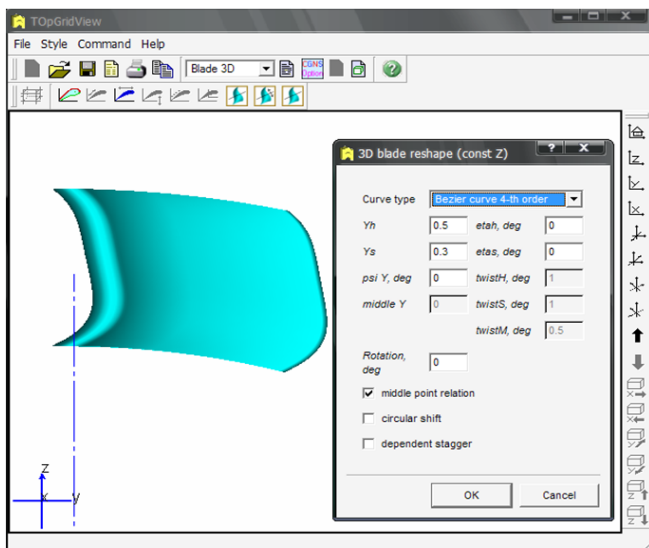


Рис. А.3. Задание параметров искривления при методе 2

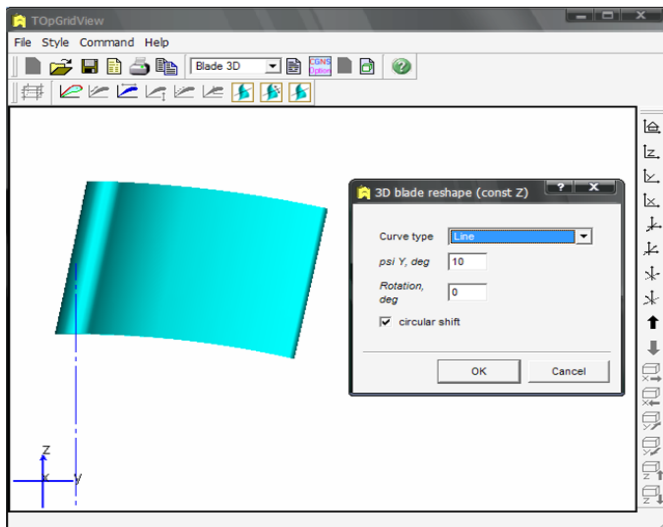


Рис. А.4. Задание параметров искривления при простом навале

Приложение Б
CGNS файл, созданный в программе TOpGrid

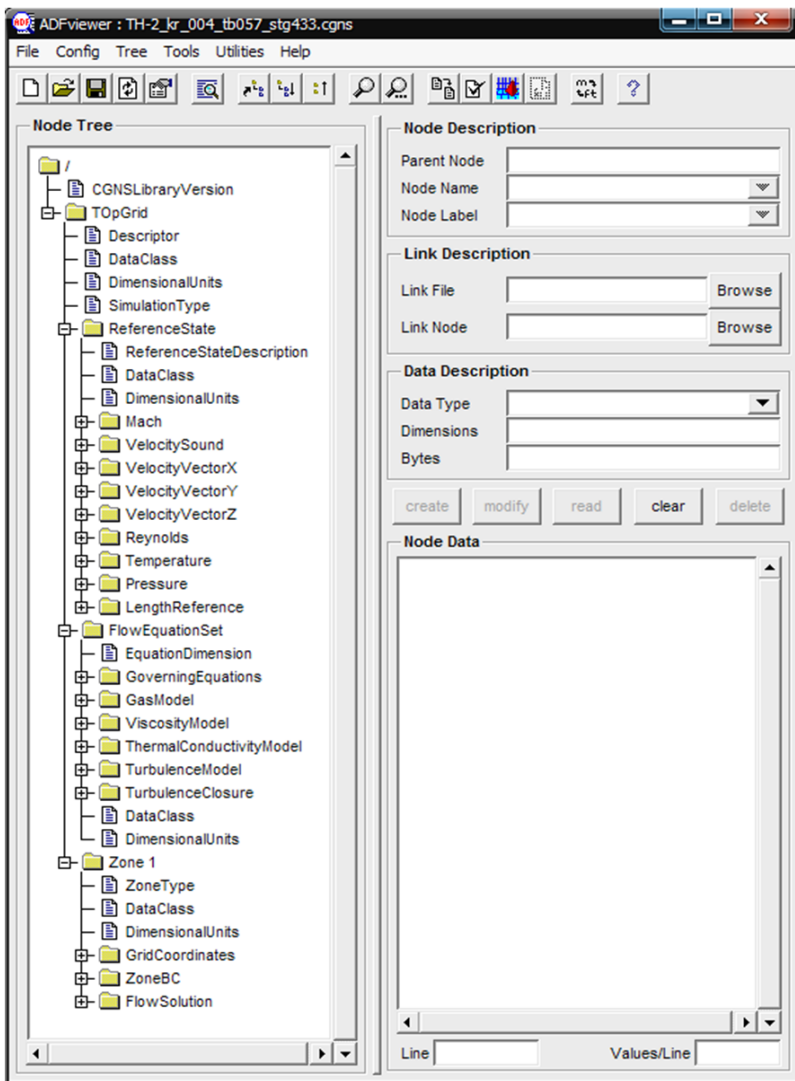


Рис. Б.1. CGNS файл, открытый в программе ADFviewer

Продолжение приложения Б

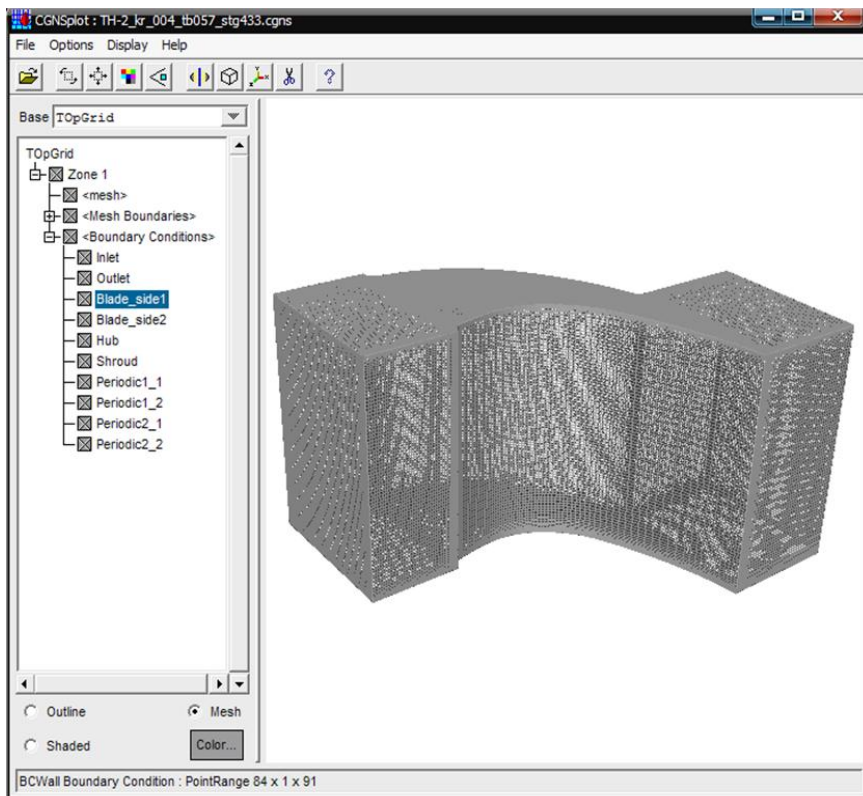
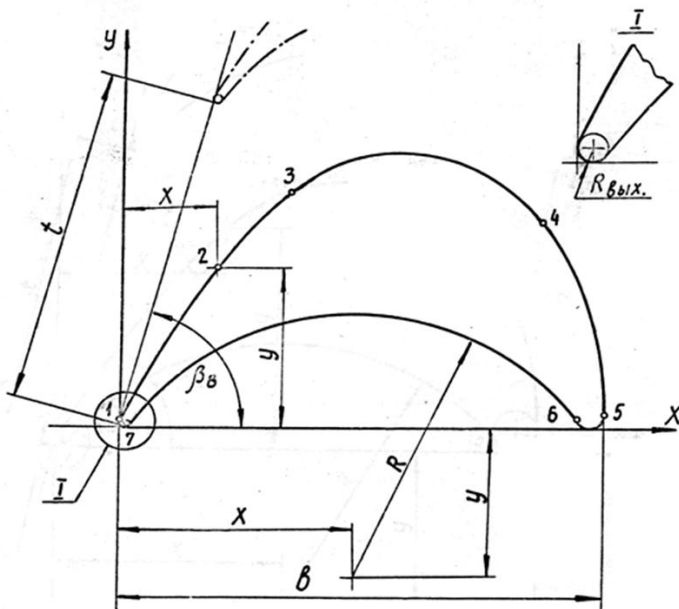


Рис. Б.2. Просмотр сетки из CGNS файла в программе CGNSplot

Приложение В
Геометрические характеристики профиля P2



Дуги	Радиусы и координаты центра дуг, мм			Дуги	Радиусы и координаты центра дуг, мм		
	R	X	Y		R	X	Y
1-2	920,0214	830,1251	-392,542	5-6	11,153	408,847	11,153
2-3	378,231	390,355	-76,106	6-7	243,703	204,112	-140,620
3-4	151,436	245,615	98,504	7-1	3,343	3,343	3,343
4-5	272,664	147,807	26,875				

β_B°	76°26'	Точки сопряжения		Точки сопряжения			
b мм	420 <th colspan="2">Координаты, мм</th> <th colspan="2">Координаты, мм</th>	Координаты, мм		Координаты, мм			
b _{вып}	6,685	X	Y	X	Y		
b _{вып}	$1,59 \cdot 10^{-2}$	1	0,3271	4,784	5	419,980	12,78
c мм	150,434	2	83,344	144,811	6	399,282	4,508
t мм	303,24	3	148,972	215,091	7	6,062	1,390
f см ²	479,022	4	307,784	187,581			

Приложение Г
Геометрические характеристики профиля ТН-2

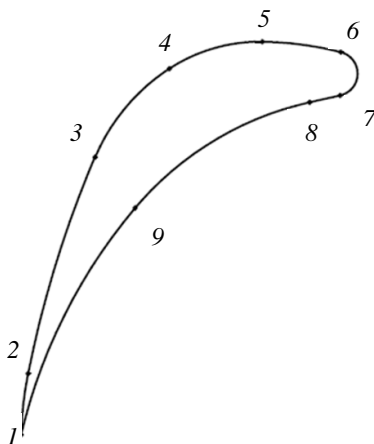


Рис. Г.1. Профиль ТН-2

Таблица Г.1 – Координаты точек сопряжения

№	X, мм	Y, мм
1	0	0
2	0,630	5,510
3	6,653	24,960
4	13,328	32,926
5	21,683	35,345
6	28,736	34,418
7	28,686	30,508
8	25,949	29,898
9	10,256	20,400

Таблица Г.2 – Координаты центров дуг и их радиусов

№	X _c , мм	Y _c , мм	R, мм
1–2	33,307	-1,018	33,323
2–3	97,956	-13,856	98,854
3–4	23,157	17,915	17,945
4–5	21,443	20,534	14,813
5–6	21,174	4,215	31,133
6–7	28,249	32,470	2,008
7–8	–	–	–
8–9	32,191	1,878	28,708
9–1	47,665	-11,188	48,960

Приложение Д
Геометрические характеристики профиля ТС-1А

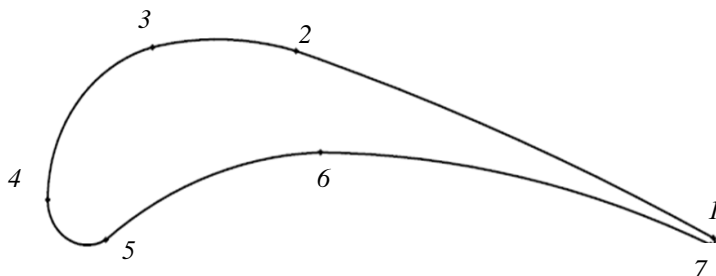


Рис. Д.1. Профиль ТС-1А

Таблица Д.1 – Координаты точек сопряжения

№	X, мм	Y, мм
1	59,8437	0,5659
2	22,3198	15,3132
3	9,4191	15,605
4	0	3,572
5	5,2273	0,4165
6	24,5154	7,3089
7	59,6109	0,0125

Таблица Д.2 – Координаты центров дуг и их радиусов

№	X _с , мм	Y _с , мм	R, мм
1-2	-53,17	-231,882	258,465
2-3	15,2637	-11,3146	27,5468
3-4	12,36	3,6	12,36
4-5	3,557	3,557	3,557
5-6	25,516	-25,926	33,25
6-7	23,65	-84,906	92,219
7-8	59,697	0,302	0,302

Приложение Ж
Код макроса на языке CFX CEL для изолированной решетки

```
# Macro GUI begin
#
# macro name = Calculate general parameters
# macro subroutine = General_parameters
# macro report file = general_parameters_report.html
#
# macro parameter = Inlet Region
# type = Location
# location type = plane
#
# macro parameter = Outlet Region
# type = Location
# location type = plane
#
# macro parameter = Wall(s)
# type = Location
# location type = Boundary
#
# macro parameter = Ref. Pressure
# type = Float
# quantity type = pressure
# range = 0 [Pa], 200000 [Pa]
# default = 1 [atm]
#
# macro parameter = Fluid Gamma
```

Продолжение приложения Ж

```
# type = Float
# range = 1, 2
# default = 1.4
#
# macro parameter = Character Size
# type = Float
# quantity type = length
# range = 0.001 [m], 2 [m]
# default = 0.061698 [m]
#
# macro parameter = Chanel length
# type = Float
# quantity type = length
# range = 0.001 [m], 5 [m]
# default = 0.16 [m]
#
# Macro GUI end
! sub General_parameters {
! my ($inletLoc, $outletLoc, $bladeRowLoc, $pref, $gamma, $schsize, $schleng) =
@_ ;
!
#Define the expressions of interest
LIBRARY:
CEL:
EXPRESSIONS:
```

Продолжение приложения Ж

$PI = 3.1415926535897932384626433832795$

$\gamma = \gamma \# C_p/C_v$

$Massflow = massFlow()@\$outletLoc$

$AreaOfout = area()@\$outletLoc$

$StEntropyIn = massFlowAveAbs(Static Entropy)@\$inletLoc$

$StEntropyOut = massFlowAveAbs(Static Entropy)@\$outletLoc$

$TtlEntalpyIn = massFlowAve(Total Enthalpy)@\$inletLoc$

$TtlEntalpyOut = massFlowAve(Total Enthalpy)@\$outletLoc$

$\Delta Entropy = StEntropyOut - StEntropyIn$

$vlocityIn = massFlowAveAbs(Velocity)@\$inletLoc$

$vlocityOut = massFlowAveAbs(Velocity)@\$outletLoc$

$vlocityAve = (vlocityIn + vlocityOut)/2$

$dnstiyIn = massFlowAveAbs(density)@\$inletLoc$

$dnstiyOut = massFlowAveAbs(density)@\$outletLoc$

$dnstiyAve = (dnstiyIn + dnstiyOut)/2$

$DviscosityIn = massFlowAveAbs(Dynamic Viscosity)@\$inletLoc$

$DviscosityOut = massFlowAveAbs(Dynamic Viscosity)@\$outletLoc$

$DviscosityAve = (DviscosityIn + DviscosityOut)/2$

$cpRef = massFlowAveAbs(Specific Heat Capacity at Constant Pressure)@\$inletLoc$

$Rgas = cpRef * (\gamma - 1) / \gamma \# C_p - C_v$

$pIn = \$pref + massFlowAveAbs(Pressure)@\$inletLoc$

$pOut = \$pref + massFlowAveAbs(Pressure)@\$outletLoc$

$tIn = massFlowAveAbs(Temperature)@\$inletLoc$

$tOut = massFlowAveAbs(Temperature)@\$outletLoc$

Продолжение приложенияЖ

$$p_{TotalIn} = \$pref + \text{massFlowAveAbs}(\text{Total Pressure})@\$inletLoc$$

$$p_{TotalOut} = \$pref + \text{massFlowAveAbs}(\text{Total Pressure})@\$outletLoc$$

$$\Delta p_{Total} = p_{TotalIn} - p_{TotalOut}$$

$$t_{TotalIn} = \text{massFlowAveAbs}(\text{Total Temperature})@\$inletLoc$$

$$t_{TotalOut} = \text{massFlowAveAbs}(\text{Total Temperature})@\$outletLoc$$

$$\text{aveVelocityU} = \text{massFlowAveAbs}(\text{Velocity u})@\$outletLoc$$

$$\text{aveVelocity} = \text{massFlowAveAbs}(\text{Velocity})@\$outletLoc$$

$$\text{aveBeta2} = \text{asin}(\text{aveVelocityU}/\text{aveVelocity}) * 180/\text{PI}$$

$$a_{In} = \sqrt{\gamma * R_{gas} * t_{TotalIn}}$$

$$a_{Out} = \sqrt{\gamma * R_{gas} * t_{TotalOut}}$$

$$K_p = (p_{TotalIn} - p_{TotalOut}) / (p_{TotalIn} - p_{Out}) * 100$$

$$Ma_{HOut} = \text{massFlowAveAbs}(\text{Mach Number})@\$outletLoc$$

$$\# \quad \text{IsenMachNumber} = \sqrt{2 / (\gamma - 1) * ((\max(p_{TotalIn}, (\text{Pressure} + \$pref)) / (\text{Pressure} + \$pref))^{(\gamma - 1) / \gamma} - 1)}$$

$$\text{IsenMachNumber} = \sqrt{2 / (\gamma - 1) * ((\max(p_{TotalIn}, (\text{Total Pressure} + \$pref)) / (\text{Pressure} + \$pref))^{(\gamma - 1) / \gamma} - 1)}$$

$$\text{MassAveIsenMachNumberOut} = \text{massFlowAveAbs}(\text{IsenMachNumber})@\$outletLoc$$

$$LL_{FoTP2} = 1 - (1 - (100000[\text{Pa}] / (\text{Total Pressure} + 100000[\text{Pa}]))^{(\gamma - 1) / \gamma}) / (1 - (100000[\text{Pa}] / p_{TotalIn})^{(\gamma - 1) / \gamma})$$

$$\text{LocalLossFactorTP} = (p_{TotalIn} - (\text{Total Pressure} + 1[\text{atm}])) / (p_{TotalIn} - (\text{Pressure} + 1[\text{atm}]))$$

$$Re_{In} = \text{vlocityIn} * \$\text{size} * \text{densityIn} / D_{\text{viscosityIn}}$$

$$Re_{Out} = \text{vlocityOut} * \$\text{size} * \text{densityOut} / D_{\text{viscosityOut}}$$

$$Re_{Ave} = (Re_{In} + Re_{Out}) / 2$$

Продолжение приложения Ж

$$\text{Lambda} = 0.0032 + 0.221 / \text{ReAve}^{0.237}$$

$$\text{DeltapTotalNikur} = \text{Lambda} * \$\text{chleng} / \$\text{chsize} * \text{densityAve} * \text{vlocityAve}^{2/2}$$

$$\text{LambdaLaminar} = 64 / \text{ReAve}$$

$$\text{DeltapTotalLaminar} =$$

$$\text{LambdaLaminar} * \$\text{chleng} / \$\text{chsize} * \text{densityAve} * \text{vlocityAve}^{2/2}$$

$$\text{FiPsi} = \text{MahOut} / \text{MassAveIsenMachNumberOut}$$

$$\text{Dzeta} = (1 - \text{FiPsi}^2) * 100$$

$$\text{DzetaLoc} = (1 - (\text{Mach Number} / \max(\text{IsenMachNumber}, 0.0000001))^{2/2})$$

$$\text{MADzetaLoc} = 1 / \text{Massflow} * \text{DzetaLoc} * \text{Mass Flow}$$

$$\text{DzetaDeich} = \frac{2}{((\text{gamma} - 1) * \text{MassAveIsenMachNumberOut}^2) * ((\text{pTotalIn} / \text{pTotalOut})^{((\text{gamma} - 1) / \text{gamma}) - 1}) * 100}$$

$$\text{DzetaDeichLoc} = \frac{2}{((\text{gamma} - 1) * \max(\text{IsenMachNumber}, 0.0000001)^2) * ((\text{pTotalIn} / (\text{Total Pressure} + \$\text{pref}))^{((\text{gamma} - 1) / \text{gamma}) - 1}) * 100}$$

$$\text{DzetaDeichLocMassAve} = \text{massFlowAve}(\text{DzetaDeichLoc}) @ \$\text{outletLoc}$$

END

END

END

Evaluate the expressions to perl variables for output.

!\$STENTROPYIN = getExprString(StEntropyIn); \$STENTROPYOUT

=getExprString(StEntropyOut); \$DELTAENTRP = getExprVal(DeltaEntrp);

!\$PTIN = getExprString(pTotalIn); \$PTOUT =getExprString(pTotalOut);

\$PTRAT = getExprVal(pTotalOut)/getExprVal(pTotalIn);

Продолжение приложения Ж

```
!$TTIN = getExprString(tTotalIn); $TTOUT = getExprString(tTotalOut);
$TTRAT = getExprVal(tTotalOut)/getExprVal(tTotalIn);
!$TIN = getExprString(tIn); $TOUT = getExprString(tOut); $TRAT = getExprVal(tOut)/getExprVal(tIn);
!$PIN = getExprString(pIn); $POUT = getExprString(pOut); $PRAT = getExprVal(pOut)/getExprVal(pIn);
!$TTLENTALPYIN = getExprString(TtlEntalpyIn); $TTLENTALPYOUT = getExprString(TtlEntalpyOut);
!$AIN = getExprString(aIn);
!$KP = getExprString(Kp);
!$DVSCSTIn = getExprString(DviscosityIn);
!$DVSCSTOut = getExprString(DviscosityOut);
!$DVSCSTAve = getExprString(DviscosityAve);
!$DNSTIn = getExprString(dnsityIn);
!$DNSTOut = getExprString(dnsityOut);
!$DNSTAve = (getExprString(dnsityIn)+getExprString(dnsityOut))/2;
!$VLCTIn = getExprString(vlocityIn);
!$VLCTOut = getExprString(vlocityOut);
!$VLCTAve = getExprString(vlocityAve);
!$AOUT = getExprString(aOut);
!$MAHOUT = getExprString(MahOut);
!$ISENMAHOUT = getExprString(MassAveIsenMachNumberOut);
!$REIN = getExprString(ReIn);
!$REOUT = getExprString(ReOut);
!$REAVE = getExprString(ReAve);
```

Продолжение приложения Ж

```
!$DLTPT = getExprString(DeltapTotal);
!$DLTPTNIKUR = getExprString(DeltapTotalNikur);
!$LAMBDA = getExprString(Lambda);
!$DLTPTLAMINAR = getExprString(DeltapTotalLaminar);
!$LAMBDALAMINAR = getExprString(LambdaLaminar);
!$DZETA = getExprString(Dzeta);
!$FIPSI = getExprString(FiPsi);
!$MASSFLOW = getExprString(Massflow);
!$BETA2AVE = getExprString(aveBeta2);
!$AREA = getExprString(AreaOfout);
!$DZETADEICH = getExprString(DzetaDeich);
!$DZETADEICHMA = getExprString(DzetaDeichLocMassAve);
# Create the output file
! open(OFH,">general parameters_report.html");
! print OFH "<!doctype html public "-//w3c//dtd html 4.0 transitional//en">\n";
! print OFH "<html>\n";
! print OFH "<head>\n";
! print OFH "    <meta http-equiv=\"Content-Type\" content=\"text/html;
charset=iso-8859-1\">\n";
! print OFH "    <meta name=\"Author\" content=\"CFX-Post\">\n";
! print OFH "    <meta name=\"GENERATOR\" content=\"CFX-Post\">\n";
! print OFH "    <title>In/Out Results</title>\n";
! print OFH "</head>\n";
! print OFH "<body>\n";
```

Продолжение приложения Ж

```
! print OFH "<img SRC=\"\$ENV{CUE_PIXMAP_DIR}/logo.png\" NOSAVE
height=30 width=32 align=ABSCENTER>&nbsp;\n";
! print OFH "<b><i><font color=\"#000099\"><font size=+4>General parameters
Report </font></font></b></i>\n";
! print OFH "<hr NOSHADE WIDTH=\"100%\">\n";
! print OFH "<p><b>DISCLAIMER</b>:&nbsp;\n"; This report has been
supplied\n";
! print OFH "to assist in the performance estimation of gas turbines.";
! print OFH "&nbsp;\n"; The equations\n";
! print OFH "were obtained from available literature, however some equations
may have\n";
! print OFH "alternate definitions. It is YOUR RESPONSIBILITY to verify the
accuracy\n";
! print OFH "of these definitions.\n";
! $fileName = getValue("DATA READER","Current Results File");
! $date = scalar(localtime);
! print OFH "<p>Generated by CFX-Post from results file <i>$fileName</i> at
<i>$date</i>\n";
! print OFH "<p><b><font size=+2>User Input</font></b>\n";
! print OFH "<table BORDER CELLPADDING=2 >\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Inlet Region</td><td>$inletLoc</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Outlet Region</td><td>$outletLoc</td>\n";
```

Продолжение приложения Ж

```
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Reference Pressure</td><td>$pref</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "</table>\n";
! print OFH "<p><b><font size=+2>Averages Quantities</font></b>\n";
! print OFH "<br><b><font size=+2></font></b>&nbsp;\n";
! print OFH "<table BORDER CELLPADDING=2 >\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Quantity</td><td>Inlet</td><td>Outlet</td><td>Ratio
(Out/In)</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
!
print OFH
"<td>Temperature</td><td>$TIN</td><td>$TOUT</td><td>$TRAT</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
!
print OFH " <td>Total
Temperature</td><td>$TTIN</td><td>$TTOUT</td><td>$TTRAT</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
!
print OFH
"<td>Pressure</td><td>$PIN</td><td>$POUT</td><td>$PRAT</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
```

Продолжение приложения Ж

```

!           print           OFH           "<td>Total
Pressure</td><td>$PTIN</td><td>$PTOUT</td><td>$PTRAT</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "</table>\n";
! print OFH "<b><font size=+2></font></b>\n";
! print OFH "<p><b><font size=+2>Results</font></b>\n";
! print OFH "<table BORDER CELLPADDING=2 >\n";
! print OFH "<tr>\n";
!           print           OFH           "<td>MA           Dzeta           Deich,
%</td><td>$DZETADEICHMA</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Dzeta Deich, %</td><td>$DZETADEICH</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Area</td><td>$AREA</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Massflow</td><td>$MASSFLOW</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Beta2 average</td><td>$BETA2AVE</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Sonic Speed in</td><td>$AIN</td></tr>\n";

```

Продолжение приложения Ж

```
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Sonic Speed out</td><td>$AOUT</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Loss Factor of Total Pressure %</td><td>$KP</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Fi/Psi of blade</td><td>$FIPSI</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Loss Factor (Dzeta) %</td><td>$DZETA</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Total Pressure Defference %</td><td>$DLTPT</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Total Pressure Defference at Nikuradze method
%</td><td>$DLTPTNIKUR</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Total Pressure Defference for laminar stream
%</td><td>$DLTPLAMINAR</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
```

Продолжение приложения Ж

```
! print OFH "<td>Lambda at Nikuradze method
%</td><td>$LAMBDA</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Lambda for laminar stream
%</td><td>$LAMBDALAMINAR</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Dviscosity In</td><td>$DVSCSTIn</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Dviscosity Out</td><td>$DVSCSTOut</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Average Dviscosity</td><td>$DVSCSTAve</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Density In</td><td>$DNSTIn</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Density Out</td><td>$DNSTOut</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Average Density</td><td>$DNSTAve</td></tr>\n";
! printOFH "</tr>\n";
```

Продолжение приложения Ж

```
! printOFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Velocity In</td><td>$VLCTIn</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Velocity Out</td><td>$VLCTOut</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Average Velocity</td><td>$VLCTAve</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Average Reynolds number</td><td>$REAVE</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Mach number out</td><td>$MAHOUT</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
!      print      OFH      "<td>Isentropic      Mach      number
out</td><td>$ISENMAHOUT</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Entropy IN</td><td>$STENTROPYIN</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Entropy OUT</td><td>$STENTROPYOUT</td></tr>\n";
! printOFH "</tr>\n";
```

Продолжение приложения Ж

```
! print OFH "<tr>\n";
!      print      OFH      " <td>Entropy      OUT-      Entropy
IN</td><td>$DELTAENTRP</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Entalpy IN</td><td>$TTLENTALPYIN</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Entalpy OUT</td><td>$TTLENTALPYOUT</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "</table>\n";
! print OFH "<br>&nbsp;\n";
! print OFH "<br>&nbsp;\n";
! print OFH "</body>\n";
! print OFH "</html>\n";
! close(OFH)
!}
```

Приложение К

Код макроса на языках CFX CEL и perl для турбинной ступени

```
# Macro GUI begin
#
# macro name = Stage parameters
# macro subroutine = Stage_parameters
# macro report file = stage parameters_report.html
#
# macro parameter = Plane 0
# type = Location
# location type = plane
#
# macro parameter = Plane 1
# type = Location
# location type = plane
#
# macro parameter = Plane 1_2
# type = Location
# location type = plane
#
# macro parameter = Plane 2
# type = Location
# location type = plane
#
# macro parameter = Blade
# type = Location
```

Продолжение приложения К

```
# location type = boundary
#
# macro parameter = Turbine Axis
# type = Combo
# list = x, y, z
# default = x
#
# macro parameter = Ref. Pressure
# type = Float
# quantity type = pressure
# range = 0 [Pa], 200000 [Pa]
# default = 100000 [Pa]
#
# macro parameter = Fluid Gamma
# type = Float
# range = 1, 2
# default = 1.4
#
# macro parameter = Frequency of rotation
# type = Float
# quantity type = Angular Velocity
# range = 80 [s^-1], 166 [s^-1]
# default = 138 [s^-1]
#
# macro parameter = Gas constant
```

Продолжение приложения К

```
# type = Float
# quantity type = constant
# range = 200 [m^2*s^-2*K^-1], 350 [m^2*s^-2*K^-1]
# default = 287.1 [m^2*s^-2*K^-1]
#
# macro parameter = Ref. radius
# type = Float
# quantity type = length
# range = 0.120 [m], 0.200 [m]
# default = 0.1698185 [m]
#
# macro parameter = Num. Nozzle Rows
# type = Int
# range = 1, 200
# default = 68
#
# macro parameter = Num. Blade Rows
# type = Int
# range = 1, 200
# default = 96
#
# Macro GUI end
! sub Stage_parameters {
! my ($plane0, $plane1, $plane1_2, $plane2, $blade, $axis, $pref, $gamma, $n,
$R, $Radiuscur, $NozzleNum, $BladeNum) = @_;
```

Продолжение приложения К

!

#Define the expressions of interest

LIBRARY:

CEL:

EXPRESSIONS:

prec = 0.0000001 [Pa]

PI = 3.1415926535897932384626433832795

omega = 2*PI*\$n

U = omega*\$Radiuscur

k = \$gamma # Cp/Cv

G = abs(massFlow()@\$plane2)*\$BladeNum

Pt0 = \$pref + massFlowAve(Total Pressure)@\$plane0

P0 = \$pref + massFlowAve(Pressure)@\$plane0

Tt0 = areaAve(Total Temperature)@\$plane0

Pt1 = \$pref + massFlowAve(Total Pressure)@\$plane1

Pt12 = \$pref + massFlowAve(Total Pressure in Rel Frame)@\$plane1_2

P1 = \$pref + massFlowAve(Pressure)@\$plane1

Pt2 = \$pref + massFlowAve(Total Pressure in Rel Frame)@\$plane2

P2 = \$pref + massFlowAve(Pressure)@\$plane2

spcvol0 = 1/massFlowAve(Density)@\$plane0

H0 = k/(k-1)*Pt0*spcvol0*(1-(P2/Pt0)^((k-1)/k))

MassAveIsenMachNumberOutS = sqrt(2/(k-1)*((Pt0/P1)^((k-1)/k)-1))

MassAveIsenMachNumberOutL = sqrt(2/(k-1)*((Pt12/P2)^((k-1)/k)-1))

Bladetorq = abs(torque_\$axis()@\$blade)

Wheeltorq = Bladetorq*\$BladeNum

Продолжение приложения К

$$C0 = \sqrt{2*k/(k-1)*Pt0*spcvol0*(1-(P2/Pt0)^{(k-1)/k})}$$

$$C1 = \sqrt{2*k/(k-1)*Pt0*spcvol0*(1-(P1/Pt1)^{(k-1)/k})}$$

$$C1z = \text{massFlowAve(Velocity } u) @ \$\text{plane1}$$

$$\text{alfa1} = \text{abs(asin}(C1z/C1)) * 180/PI$$

$$C1u = \text{massFlowAve(Velocity } v) @ \$\text{plane1}$$

$$\text{beta1} = \text{abs(atan}(C1z/(C1u))) * 180/PI$$

$$W1 = C1z/\sin(\text{beta1})$$

$$ro = 1 - (1 - (P1/Pt0)^{(k-1)/k}) / (1 - (P2/Pt0)^{(k-1)/k})$$

$$Pt0i = \$\text{pref} + \text{Total Pressure}$$

$$P0i = \$\text{pref} + \text{Pressure}$$

$$Pt1i = \$\text{pref} + \text{Total Pressure}$$

$$P1i = \$\text{pref} + \text{Pressure}$$

$$Pt2i = \$\text{pref} + \text{Total Pressure}$$

$$P2i = \$\text{pref} + \text{Pressure}$$

$$\text{itis0} = \text{massFlowAve(Isentropic Total Enthalpy)} @ \$\text{plane0}$$

$$\text{itis1} = \text{massFlowAve(Isentropic Total Enthalpy)} @ \$\text{plane1}$$

$$\text{itis2} = \text{massFlowAve(Isentropic Total Enthalpy)} @ \$\text{plane2}$$

$$\# \text{ itp0} = \text{massFlowAve(Polytropic Total Enthalpy)} @ \$\text{plane0}$$

$$\# \text{ itp1} = \text{massFlowAve(Polytropic Total Enthalpy)} @ \$\text{plane1}$$

$$\# \text{ itp2} = \text{massFlowAve(Polytropic Total Enthalpy)} @ \$\text{plane2}$$

$$\text{itp0} = \text{massFlowAve(Total Enthalpy)} @ \$\text{plane0}$$

$$\text{itp1} = \text{massFlowAve(Total Enthalpy)} @ \$\text{plane1}$$

$$\text{itp2} = \text{massFlowAve(Total Enthalpy)} @ \$\text{plane2}$$

$$C2 = \text{massFlowAve(Velocity)} @ \$\text{plane2}$$

$$\text{DzetaVS} = (C2^2 * 0.5) / H0$$

Продолжение приложения К

```
roi = 1-(1-(P1i/Pt0i)^((k-1)/k))/(1-(P2i/Pt0i)^((k-1)/k))
Dzetaci = ((P1/Pt1)^((k-1)/k)-(P1/Pt0)^((k-1)/k))/(1-(P1/Pt0)^((k-1)/k))
Ksici = (1-roi)*Dzetaci
KPDu = omega*Wheeltorq/(G*H0*1[rad])
N = G*H0*KPDu
DzetaDeichS = 2/((k-1)*MassAveIsenMachNumberOutS^2)*((Pt0/Pt1)^((k-1)/k)-1)
DzetaDeichL = 2/((k-1)*MassAveIsenMachNumberOutL^2)*((Pt12/Pt2)^((k-1)/k)-1)
deltaPt = Pt1-Pt12
# DzetaDeichS = (Pt0-Pt1)/(Pt0-P1)
# DzetaDeichL = (Pt12-Pt2)/(Pt12-P2)
# KPDubVS = 1-(itp1-itis1+itp2-itis2)/(itis0-itis2) #- C2^2*0.5/(itis0-itis2)
# KPDubVS = 1-Ksis-Ksil
KPD = 1 - DzetaDeichS - DzetaDeichL
# Dzetac = massFlowAve(Dzetaci)@$plane1
# Ksic = massFlowAve(Ksici)@$plane1
END
END
END

# Evaluate the expressions to perl variables for output.
!$OC0 = getExprString(C0);
!$OC1 = getExprString(C1);
!$Oalfa1 = getExprString(alfa1);
```

Продолжение приложения К

```
!$Obeta1 = getExprString(beta1);
!$OW1 = getExprString(W1);
!$Oro = getExprString(ro);
!$ODzeta_c = getExprString(Dzetaci);
!$OKsi_c = getExprString(Ksici);
!$G = getExprString(G);
!$WHEELTORQ = getExprString(Wheeltorq);
!$KPDU = getExprString(KPDU);
!$OMEGA = getExprString(omega);
!$N = getExprString(N);
!$KISIS = getExprString(DzetaDeichS);
!$KSIL = getExprString(DzetaDeichL);
!$KPD = getExprString(KPD);
!$MOS = getExprString(MassAveIsenMachNumberOutS);
!$MOL = getExprString(MassAveIsenMachNumberOutL);
# Create the output file
! open(OFH,">TV3 parameters_report.html");
! print OFH "<!doctype html public "-//w3c//dtd html 4.0 transitional//en">\n";
! print OFH "<html>\n";
! print OFH "<head>\n";
! print OFH "    <meta http-equiv=\"Content-Type\" content=\"text/html;
charset=iso-8859-1\">\n";
! print OFH "    <meta name=\"Author\" content=\"CFX-Post\">\n";
! print OFH "    <meta name=\"GENERATOR\" content=\"CFX-Post\">\n";
! print OFH "    <title>Results of stage calculation</title>\n";
```

Продолжение приложения К

```
! print OFH "</head>\n";
! print OFH "<body>\n";
! print OFH "<img SRC=\"\$ENV{CUE_PIXMAP_DIR}/logo.png\" NOSAVE
height=30 width=32 align=ABSCENTER>&nbsp;\n";
! print OFH "<b><i><font color=\"#000099\"><font size=+4>TV3 parameters
Report </font></font></b></i>\n";
! print OFH "<hr NOSHADE WIDTH=\"100%\">\n";
! $fileName = getValue("DATA READER", "Current Results File");
! $date = scalar(localtime);
! print OFH "<p>Generated by CFX-Post from results file <i>$fileName</i> at
<i>$date</i>\n";
! print OFH "<p><b><font size=+2>User Input</font></b>\n";
! print OFH "<table BORDER CELLPADDING=2 >\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Inlet plane to stage</td><td>$plane0</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Plane in gap between wheel</td><td>$plane1</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Outlet plane from stage</td><td>$plane2</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Reference Pressure</td><td>$pref</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
```

Продолжение приложения К

```
! print OFH "</table>\n";
! print OFH "<p><b><font size=+2>Averages Quantities</font></b>\n";
! print OFH "<table BORDER CELLPADDING=2 >\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Quantity</td><td>Plane 0</td><td>Plane 1</td><td>Plane
2</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>C</td><td>$OC0</td><td>$OC1</td><td>$OC2</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Alfa, градус</td><td>-</td><td>$Oalfa1</td><td>-</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Beta, градус</td><td>-</td><td>$Obeta1</td><td>-</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Dzeta</td><td>0</td><td>$ODzeta_c</td><td>-</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Ksi</td><td>0</td><td>$OKsi_c</td><td>-</td>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "</table>\n";
! print OFH "<b><font size=+2></font></b>\n";
! print OFH "<p><b><font size=+2>Results</font></b>\n";
```

Продолжение приложения К

```
! print OFH "<table BORDER CELLPADDING=2 >\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Ksis</td><td>$KSYS</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Ksil</td><td>$KSIL</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>KPD</td><td>$KPD</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>KPDu</td><td>$KPDU</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>N</td><td>$N</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Reactivity</td><td>$Oro</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Massflow</td><td>$G</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Omega</td><td>$OMEGA</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
```

Продолжение приложения К

```
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>Torque on wheel</td><td>$WHEELTORQ</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>M1is</td><td>$MOS</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "<tr>\n";
! print OFH "<td>M2is</td><td>$MOL</td></tr>\n";
! print OFH "</tr>\n";
! print OFH "</table>\n";
! print OFH "<br>&nbsp;\n";
! print OFH "<br>&nbsp;\n";
! print OFH "</body>\n";
! print OFH "</html>\n";
! close(OFH)

!}
```

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Сивердинг С.Н. Современные достижения в исследовании основных особенностей вторичных течений в каналах турбинных решеток / Сивердинг С.Н. // Энергетические машины и установки. Тр. американского общества инженеров механиков. – 1985. – № 2. – С. 1-13.
2. Langston L. S. Secondary Flows in Axial Turbines / L. S. Langston // A Review. Heat Transfer in Gas Turbine Systems. – 2001. – vol. 934. – pp. 11-26.
3. Hawthorn W. R. Rotational Flow Through Cascade / W. R. Hawthorn // J. Mech. & Appl. Math. – 1955. – vol. 3. – 266-279.
4. Дейч М. Е. Техническая газодинамика / М. Е. Де йч. – М.; Ленинград : Госэнергоиздат, 1961. – 670 с.
5. Лэнгстон Л. Поперечные течения в канале турбинной решетки / Л. Лэнгстон // Энергетические машины и установки: Тр. американского общества инженеров-механиков. – 1980. – № 4. – 111 с.
6. Sieverding C. H. The Use of Coloured Smoke to Visualize Secondary Flows in a Turbine Blade Cascade / C. H. Sieverding, P. Van Den Bosche // Journal of Fluid Mechanics. – 1983. – 134 p.
7. Goldstein R. J. Turbulent Transport on the Endwall in the Region Between Adjacent Turbine Blades / R. J. Goldstein, R. A. Spores // Journal of Heat Transfer. Transactions of the ASME. – 1988. – 110 p.
8. Wang H. P. Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blades / H. P. Wang, S. J. Olson, R. J. Goldstein, E R. Eckert // Journal of Turbomachinery. Transactions of the ASME. – 1997. – 119 p.
9. Ишии. Трехмерное турбулентное отрывное течение с подковообразным вихрем / Ишии, Хонами // Энергетические машины и установки. Труды американского общества инженеров механиков. – 1986. – № 1. – 193 с.
10. Benner M. W. The Influence of Leading-Edge Geometry on Secondary Losses in a Turbine Cascade at the Dsign Incidence / M. W. Benner, S. A. Sjolander, S. H. Moustapha // Proceodings of ASME Turbo Expo. – 2003. – GT2003-38107.

11. Gregory-Smith D. G. Secondary Flows and Losses in a Turbine Cascade / D. G. Gregory-Smith, C. P. Graves // *Viscous Effects in Turbo Machines*. AGARD. – 1983. – vol. 351.
12. Грегори-Смит. Вторичные течения и потери в осевых турбинах / Грегори-Смит // *Энергетические машины и установки*. Тр. американского общества инженеров-механиков. – 1982. – № 4. – 103 с.
13. Marchal P. Secondary Flows in Turbomachinery Bladings / P. Marchal, C. H. Sieverding // *Secondary Flows in Turbomachines*. AGARD CP. – 1977..
14. Лэнгстон Л. Трехмерное течение в канале турбинной решетки / Л. Лэнгстон, Найс, Хупер // *Энергетические машины и установки*. Тр. американского общества инженеров-механиков. – 1977. – № 1. – 22 с.
15. Барю. Исследование вторичных течений в решетках профилей лопаток турбомашин / Барю, Лебёф, Папайлиу // *Энергетические машины и установки*: Тр. американского общества инженеров механиков. – 1982. – № 2. – 120 с.
16. Бэйли. Исследование полей осредненной и турбулентной скорости в крупномасштабном канале турбинных решеток / Бэйли // *Энергетические машины и установки*: Тр. американского общества инженеров-механиков. – 1980. – № 1.
17. Сивердинг. Влияние числа Маха и охлаждения торцевой стенки на вторичные течения в прямой сопловой решетке / Сивердинг, Вилпут // *Энергетические машины и установки*: Тр. американского общества инженеров механиков. – 1981. – № 2. – 1–9 с.
18. Гукасова Е. А. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов паровых и газовых турбин / Е. А. Гукасова [и др.] ; ред.: В. С. Жуковский, С. С. Кутателадзе. – Л. ; М. : ГЭИ, 1960. – 340 с.
19. Sauer H. Reduction of Secondary Flow Losses in Turbine Cascade by Leading Edge Modification at the Endwall / H. Sauer, R. Muller, K. Vogeler // *Journal of Turbomachinery*. Transactions of the ASME. – 1986. – vol. 123. – pp. 207-213.
20. Nonaxisymmetric Turbine End Wall Design: Part I - Three-Dimensional Linear Design System / N. W. Harvey, M. G. Rose [at alias] //

Journal of Turbomachinery. Transactions of the ASME. – 2000. – vol. 122. – issue 2. – 278 p.

21. The Effect of End-Wall Profiling on Secondary Flow and Loss Development in a Turbine Cascade / G. Ingram, D. Gregoty-Smith [at alias] // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2002. – GT-2002-30339.

22. Measurements of Secondary Losses in a High-Lift Front-Loaded Turbine Cascade with the Implementation of Non-Axisymmetric Endwall Contouring / D. C. Knezevici, S. A. Sjolander [at alias] // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2009. – GT2009-59677.

23. Kawai T. Secondary Flow Control and Loss Reducrion in a Turbine Cascade using Endwall Fences / T. Kawai, S. Shinoki, T. Adachi // JSME Int. Journal. Series II. – 1989. – vol. 32. – № 3.

24. Moon Y. J. Counter-rotating streamwise vortex formation in the turbine cascade with endwall fence / Y. J. Moon, S. R. Koh // Computers & Fluids. – 2001. – vol. 30. – issue 4. – pp. 473-490.

25. Experimentally Verified Numerical Oprimisation of a 3D-Parametrised turbine vane with non-axisymmetric end walls / Nager, G. Marc, Baier, Ralf-D // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2003. – GT2003-38624.

26. A Comparative Aerodynamic and Performance Study of a Three-Stage High Pressure Turbine With 3-D Bowed Blades and Cylindrical Blades / M. T. Schobeiri, A. Suryanarayanan [at alias] // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2004. – GT2004-53650.

27. Wingelhofer Franz. New Optimization Criteria for Design of Three-Dimensional Bladings Applied to Compound Lean Nozzles of an Axial Turbine / Franz Wingelhofer, Hermann Haselbacher // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2004. – GT2004-53830.

28. Mohsen Hassan Vand. Numerical Study of the Effects of Bowed Blades on Aerodynamic Characteristics in a High Pressure Turbine / Hassan Mohsen Vand, Songtao Wang // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2005. – GT2005-68214.

29. Oksuz Ozhan. Turbine Blade Shape Aerodynamic Design Using Artificial Intelligence / Ozhan Oksuz, Ibrahim Sinan Akmandor // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2005. – GT2005-68094.

30. Янгъзов Анастас. Влияние геометрической формы соплового аппарата на эффективность преобразования энергии в ступенях паровых турбин / Анастас Янгъзов, Николай Лазаровски // Энергетическое машиностроение. ANSYS Advantage. – 2009. – №11. – С. 29–34.
31. Beer Wolfgang. Optimisation of a Compound Lean Turbine Blade in a Linear Cascade : Dissertation : 13.11.2008 / Beer Wolfgang. – Wien, 2008. – 112 p.
32. D'Ippolito G. A Parametrical Analysis on the Effects Produced by Leaning and Bowing Techniques on Turbine Cascades Flow Field / G. D'Ippolito, V. Dossena, A. Mora // Proceedings of the 7th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics. – 2007.
33. Аеродинамічне вдосконалення ступені циліндру високого тиску парової турбіни потужністю 325 МВт за допомогою просторового профілювання лопаток / А. В. Русанов, Е. В. Левченко та ін. – Харків, 2009.
34. Yershov S. Increasing flow efficiency of high-pressure and low-pressure steam turbine stages from numerical optimization of 3D blading / S. Yershov, A. Rusanov, P. Lampart // Engineering Optimization. – 2005. – vol. 37. – №2. – pp. 145-166.
35. Nelder J. A. A simplex method for function minimisation / J. A. Nelder, R. Mead // Computer Journal. – 1965. – vol. 7. – pp. 308-313.
36. Holland J. H. Adaption in natural and artificial systems / J. H. Holland // Ann Arbor : University of Michigan Press, 1975.
37. Baldwin B. S. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows / B. S. Baldwin, H. Lomax // AIAA. Pap. – 1978. – № 257. – 8 p.
38. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application / F. R. Menter // AIAA J. Pap. – 1994. – vol. 32. – № 8.
39. Chung T. J. Computational fluid dynamics / T. J. Chung – Cambridge : CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS, 2002. – 1022 p. – ISBN 0-521-59416-2.
40. Prandtl L. Uber die ausgebildete turbulenz. / L. Prandtl // Proceedings of 2nd Int. Congress for Appl. Mech. – 1926. – pp. 62-74.

41. Измаилов А. Ф. Численные методы оптимизации : учеб. пособие / А. Ф. Измаилов, М. В.Солодов. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2005. – ISBN 5-9221-0045-9.
42. Соболев И. М. Точки, равномерно заполняющие многомерный куб / И. М. Соболев – М. : Знание, 1985. – 32 с.
43. Faure H. Good permutations for extreme discrepancy / H. Faure // Journal of Number Theory. – 1992. – Volume 42. – Issue 1. – pp. 47-56.
44. Halton J. Algorithm 247: Radical-Inverse Quasi-Random Point Sequence / J. Halton, G. B. Smith // Communication of the ACM. – 1964. – vol. 7. – issue 12.
45. Methods and tools for Multidisciplinary Optimization of Axial Turbine Stages with Relatively Long Blades / Moroz Leonid, Govorushchenko Yuri [at alias] // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2004. – GT2004-53000.
46. Moroz Leonid. Axial turbine stages design: 1D/2D/3D aerodynamic computation results against test data / Leonid Moroz, Yuri Govorushchenko, Petr Pagur // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2005. – GT2005-68614.
47. Hiroyuki Kawagishi. Development of global optimization method for design of turbine stages / Hiroyuki Kawagishi, Kazuhiko Kudo // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2005. – GT2005-68290.
48. Prado Pascal. Preliminary multidisciplinary design optimization system: a software solution for early gas turbine conception / Pascal Prado, Yulia Panchenko, Jean-Yves Trepanier // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2005. – GT2005-69021.
49. T. Lott Philippe. High pressure turbine stage endwall profile optimisation for performance and rim seal effectiveness / T. Lott Philippe, Hills J. Nick [at alias] // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2009. – GT2009-59923.
50. Бойко А. В. Основы теории оптимального проектирования проточной части осевых турбин / А. В. Бойко, Ю. Н. Говорущенко. – Х. : Выща шк., изд-во ХГУ, 1989.
51. Бойко А. В. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин / А. В. Бойко, Ю. Н. Говорущенко и др. – Х. : НТУ "ХПИ", 2002.

52. Piegl Les. The NURBS Book: 2nd Edition / Piegl Les, Tiller Wayne. – Springer, 1996. – ISBN 3540615458.
53. TetGen [Электронный ресурс] : A Quality Tetrahedral Mesh Generator and a 3D Delaunay Triangulator / Hang Si.
<http://tetgen.berlios.de/>
54. Скворцов А. В. Триангуляция Делоне и ее применение / А. В. Скворцов. – Томск : Изд-во Томск. ун-та, 2002.
55. Recommended Practice [В Интернете] : The CFD General Notation System – Standard Interface Data Structures. – AIAA R-101A-2005
http://www.grc.nasa.gov/WWW/cgns/sids/aiaa/R_101A_2005.pdf.
56. Адлер Ю. П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Ю. П. Адлер, Е. В. Маркова, Ю. В. Грановский. – М: Наука, 1976.
57. Vox E. P. Some new three-level design for the study of quantitative variables / E. P. Vox, D. W. Behnken // Technometrics. – 1967. – №4. – vol. 2.
58. Маркова Е. В. Комбинированные планы в задачах многофакторного эксперимента / Е. В. Маркова, А. Н. Лисенков. – М.: Наука, 1979.
59. Мельтюхов В. А. Оценка качества новых турбинных решеток профилей для режимов диффузорного и конфузорного течений : дис. ... канд. техн. наук / В. А. Мельтюхов. – Х. : ХПИ, 1986.
60. Федоров М. Ф. Экспериментальное исследование КПД в решетках профилей типа ТН-2 : отчет по НИР № 297 / М. Ф. Федоров. – Х. : НТУ "ХПИ", 1957.
61. Усатый А.П. Оптимизация ЦВД мощных паровых турбин : дис. канд. техн. наук / А.П. Усатый. – Х.: ХПИ, 1988. – 187 с.
62. Степанов Г. Ю. Гидродинамика решеток турбомашин / Г.Ю. Степанов. – М.:ГИФМЛ, 1962.–512 с.

СОДЕРЖАНИЕ

Основные условные обозначения.....	3
Введение.....	4
Глава 1. ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ ПОДХОДОВ К ПОВЫШЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕТОК ОСЕВЫХ ТУРБИН..	6
1.1. Пространственное вязкое течение в решетках осевых турбин.....	6
1.2. Способы повышения аэродинамической эффективности решеток осевых турбин.....	18
1.3. Методы вычислительной аэродинамики в задаче аэродинамической оптимизации турбинных решеток.....	30
1.4. Методы оптимизации для получения высокоэффективных турбинных решеток с использованием CFD.....	33
Глава 2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ПРОСТРАНСТВЕННОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ РЕШЕТОК ОСЕВЫХ ТУРБИН.....	36
2.1. Представление геометрии лопатки.....	36
2.1.1. Форматы файлов хранения лопатки.....	36
2.1.2. Поверхностное представление (BREP). Форматы STL и OFF.....	37
2.1.3. Точечное представление.....	43
2.1.4. Процедурное описание формы лопаток. Форматы CURVE и RTZT.....	44
2.1.5. Формат CUR.....	45
2.2. Проекция плоского профиля на цилиндрическую поверхность.....	46
2.3. Стекинг.....	48

2.4. Формообразование боковых поверхностей лопатки.....	52
2.5. Трехмерная параметрическая модель турбинной решетки.....	54
2.6. Трехмерная расчетная сетка.....	62
2.6.1. Построение сеток.....	63
2.6.2. Топология Н-сетки.....	65
2.6.3. Структуры данных.....	66
2.6.4. Геометрия Н-сетки.....	72
2.6.5. Управление сгущением сетки.....	74
2.6.6. Форматы файлов хранения сеток.....	79
2.6.7. Визуализация.....	80
2.7. Универсальный формат хранения данных в CED.....	85
2.8. CFD инструментарий.....	89
2.9. Оптимизационный подход.....	93
2.9.1. Макромоделирование.....	93
2.9.2. ЛП поиск.....	97
2.10. Алгоритм пространственной аэродинамической оптимизации решеток осевых турбин.....	100
Глава 3. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАСЧЕТА И ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ТРЕХМЕРНОЙ ЛОПАТКИ НА ТЕЧЕНИЕ В ТУРБИННОЙ РЕШЕТКЕ.....	102
3.1. Выбор параметров расчета и геометрии расчетной области, обеспечивающих наилучшее совпадение с экспериментом.....	102
3.1.1. Влияние геометрии расчетной области.....	103
3.1.2. Влияние сетки.....	107
3.1.3. Влияние модели турбулентности.....	108
3.1.4. Верификация трехмерного расчета направляющей турбинной решетки.....	110
3.2. Определение влияния простого тангенциального навала на течение в кольцевой турбинной решетке.....	113

3.3. Определение влияния сложного тангенциального навала на течение в кольцевой турбинной решетке.....	121
3.4. Оценка корректности оптимизации кольцевой изолированной турбинной решетки.....	126
Глава 4. АПРОБАЦИЯ РАЗРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА ОПТИМИЗАЦИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ С СОХРАНЕНИЕМ РАСХОДА ЧЕРЕЗ РЕШЕТКУ.....	130
4.1. Определение эффективности алгоритма оптимизации при различных a/l с искривлением лопатки по методу 1.....	131
4.2. Определение эффективности алгоритма оптимизации при различных a/l с искривлением лопатки по методу 2.....	138
4.3. Анализ причин повышения аэродинамической эффективности пространственно оптимизированных турбинных решеток.....	143
Выводы.....	146
Приложения.....	148
Список использованных источников.....	180

TABLE OF CONTENTS

Main symbols.....	3
Introduction.....	4
Chapter 1. REVIEW OF MODERN APPROACHES TO INCREASE OF THE AXIAL TURBINE BLADE CASCADES AERODYNAMIC EFFICIENCY.....	6
1.1. Spatial viscous flow in axial turbine blade cascade.....	6
1.2. Ways of axial turbines blade cascade aerodynamic efficiency increase.....	18
1.3. CFD methods in a turbine cascades aerodynamic optimization task.....	30
1.4. Optimization methods for receiving the optimum turbine cascades with CFD use.....	33
Chapter 2. DEVELOPMENT OF THE SPATIAL AERODYNAMIC OPTIMIZATION ALGORITHM OF AN AXIAL TURBINE BLADE RIM.....	36
2.1. Blade geometry representation.....	36
2.1.1. Formats of the blade data storage file.....	36
2.1.2. Superficial representation (BREP). STL and OFF formats.....	37
2.1.3. Exact representation.....	43
2.1.4. Blade shape procedural description. The CURVE and RTZT formats	44
2.1.5. CUR format	45
2.2. Flat profile projection to the cylindrical surface.....	46
2.3. Stacking.....	48
2.4. Lateral blade surfaces formation.....	52
2.5. Three-dimensional parametrical model of the turbine blade.....	54
2.6. Three-dimensional settlement grid.....	62

2.6.1. Creation of grids.....	63
2.6.2. H-grid topology.....	65
2.6.3. Data structures.....	66
2.6.4. H-grid geometry.....	72
2.6.5. Grid condensation management.....	74
2.6.6. Formats of a grid data storage files.....	79
2.6.7. Visualization.....	80
2.7. CFD general notation system	85
2.8. CFD tools.....	89
2.9. Optimizing approach.....	93
2.9.1. Macro modeling.....	93
2.9.2. Sobol sequence search.....	97
2.10. The spatial aerodynamic optimization algorithm of axial turbine blade rim.....	100

Chapter 3. CHOICE OF CALCULATION PARAMETERS AND RESEARCH OF THE THREE-DIMENSIONAL BLADE FORM INFLUENCE ON FLOW IN THE TURBINE BLADE RIM.....102

3.1. Choice of calculation parameters and the settlement area geometry, which are provide the best coincidence with experiment.....	102
3.1.1. The settlement area geometry influence.....	103
3.1.2. The grid influence.....	107
3.1.3. The turbulence model influence.....	108
3.1.4. Verification of the turbine guide blade rim three-dimensional calculation.....	110
3.2. Definition of simple tangential lean influence on the flow in a turbine blade rim.....	113
3.3. Definition of complex tangential lean influence on the flow in a turbine blade rim.....	121
3.4. Estimation of the isolated turbine guide blade rim optimization correctness.....	126

Chapter 4. THE DEVELOPED OPTIMIZATION ALGORITHM APPROBATION AT THE DECISION TASKS WITH MASS FLOW RATE PRESERVATION THROUGH TURBINE BLADE PASSAGE.....	130
4.1. Determination of the optimizing algorithm efficiency at various a/l with use method 1 of blade curving.....	131
4.2. Determination of the optimizing algorithm efficiency at various a/l with use method 2 of blade curving.....	138
4.3. The analysis of the axial turbines blade rim aerodynamic efficiency increasing reasons.....	143
Conclusions.....	146
Appendix.....	148
The list of the used sources.....	180

Наукове видання

БОЙКО Анатолій Володимирович
ГОВОРУЩЕНКО Юрій Миколайович
БУРЛАКА Максим Васильович

**Застосування обчислювальної аеродинаміки до
оптимізації лопаток турбомашин**

Монографія

Російською мовою

Відповідальний за випуск Ю.О. Юдін
Редактор О.І. Шпільова
Комп'ютерний набір та верстка О.В. Доля

План 2012, поз. 18/61-12

Підп. до друку 21.05.12. Формат 60x84 1/16 Папір друг. N2. Друк – Riso
Гарнітура Times New Roman. Ум. друк. арк. 9.
Наклад 300 прим. Зам. № ____ . Ціна договірна.

Видавничий центр НТУ «ХПІ». 61002, Харків, вул. Фрунзе, 21
Свідоцтво про реєстрацію ДК № 3657 від 24.12.2009 р.

Друкарня НТУ «ХПІ». 61002, Харків, вул. Фрунзе, 21.



БОЙКО Анатолий Владимирович, доктор технических наук, профессор, академик Российской академии естественных наук. Основатель нового научного направления в турбиностроении – оптимальное проектирование турбомашин. Лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники.



ГОВОРУЩЕНКО Юрий Николаевич, кандидат технических наук. Крупнейший специалист в области оптимального проектирования турбомашин. Автор ряда книг, статей и программ по одномерной, двухмерной и трехмерной оптимизации ступеней, отсеков и цилиндров паровых и газовых турбин.



БУРЛАКА Максим Васильевич, кандидат технических наук. Автор работ, посвященных созданию, с использованием пространственной оптимизации, новых направляющих аппаратов осевых турбин.