

1544708

Московский ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции и ордена
Трудового Красного Знамени государственный технический
университет имени Н.Э.Баумана

На правах рукописи

СОРОКОЛЕТОВ Михаил Юрьевич

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТКАХ,
ОТЛИЧАЮЩИХСЯ ФОРМОЙ СРЕДНЕЙ ЛИНИИ ЛОПАТОК

05.04.12 - турбомашин

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

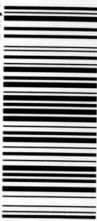
Работа выполнена в МГТУ им. Н.Э.Баумана.

Научный руководитель - доктор технических наук,
профессор Бекнев В.С.

Официальные оппоненты - доктор технических наук,
профессор Емин О.Н.
кандидат технических наук,
Бутов А.М.

Ведущая организация - НИО "Сатурн".

НТБ МГТУ им. Н.Э.Баумана



1544708

Сороколетов М. Ю. Исследования

Защита диссертации состоится 30 мая 1994г. в 14⁰⁰ на
заседании специализированного совета К.053.15.05 "Тепловые машины
и теоретические основы теплотехники" в МГТУ им.Н.Э.Баумана по
адресу: 107005, У корпус
"Энергомашиностр

С диссер
им.Н.Э.Баумана

Отзывы на
учреждения, пр
Бауманская ули
совета К.053.1

МГТУ

часть
2-я
этаж

Авторефер

Учёный се
специализирова
К.Т.Н.,

1544708

Актуальность темы. Важнейшими задачами, которые стоят перед газотурбостроением, являются повышение эффективности и расширение диапазона устойчивой работы компрессоров ГТУ, для чего необходимо совершенствовать их проточные части. Известно, что потери в концевых областях межлопаточного канала решёток современных высоконагруженных компрессоров, характеризующихся малым относительным удлинением лопаток, достигают половины от общего уровня потерь. Снизив эти потери, можно поднять эффективность всей установки.

На кафедре "Турбиностроение" МГТУ им. Н.Э. Баумана в течение многих лет проводятся работы по изучению структуры потока в компрессорных решётках и разработке нетрадиционных форм профилей лопаток для решёток с улучшенными аэродинамическими показателями. Продолжение этих исследований направлено на совершенствование методов расчёта и проектирования ступеней осевых компрессоров и в итоге - на создание высокоэффективных турбомашин.

Целью работы является повышение эффективности осевого компрессора ГТУ, расширение диапазона его устойчивой работы путём совершенствования проточной части за счёт постановки в решётку профиля с нетрадиционной S-образной формой средней линии и разработка численного метода расчёта течения газа вблизи торцевой стенки межлопаточного канала.

Для достижения этой цели были поставлены и решены следующие задачи:

- сравнительное экспериментальное исследование двух прямых компрессорных решёток, одна из которых составлена из лопаток с традиционной параболической формой средней линии, а другая - с S-образной, полученной путём отгиба $1/3$ её части вблизи выходных кромок решётки в сторону отрицательной кривизны;
- детальное изучение структуры течения в межлопаточном канале решёток в целом и особенно вблизи торцевой стенки, получение характеристик решёток в зависимости от расстояния до торцевой стенки, определение формы зоны отрыва в двугранном угле, образованном спинкой лопатки и торцем решётки, и оценка её расположения, получение распределения потерь за решёткой;
- разработка корректного численного метода расчёта течения в пространственном пограничном слое на торцевой стенке

межлопаточного канала с использованием полученных экспериментальных данных, а также расчёт коэффициентов торцевых потерь.

Научная новизна работы заключается в следующем:

- на основании проведения сравнительных испытаний двух прямых компрессорных решёток, отличающихся формой средней линии профиля, показана целесообразность постановки в решётку профиля с S-образной формой средней линии;
- детально исследована структура течения в межлопаточном канале компрессорных решёток, отличающихся формой средней линии профиля, особое внимание уделено концевым областям решёток;
- обобщены данные о распределении потерь в решётках в целом и в зависимости от расстояния до торцевой стенки в области концевых сечений лопаток;
- на основе экспериментальных данных создан численный метод расчёта течения несжимаемого газа в турбулентном пространственном пограничном слое на торцевой поверхности межлопаточного канала компрессорных решёток с расчётом коэффициентов концевых потерь.

Практическая ценность. Полученные экспериментальные данные показывают возможность повышения эффективности компрессорной решётки путём изменения формы средней линии профиля на S-образную. Подробные данные о структуре течения в межлопаточных каналах компрессорных решёток позволяют объяснить причины этого явления и создать наиболее достоверную модель для теоретических расчётов. Разработанный численный метод расчёта течения газа в пограничном слое на торце решётки может быть использован для инженерных расчётов при проектировании осевых компрессоров.

Апробация работы. Основные положения диссертации докладывались и обсуждались на Всесоюзной школе-семинаре молодых учёных (Канев, 1989), на Межвузовской конференции по газотурбинным установкам в МГТУ им.Н.Э.Баумана (1991) и на научном семинаре кафедры "Турбиностроение" МГТУ им.Н.Э.Баумана (1993).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 4 печатных работы.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, выводов, списка литературы (142 наименования) и приложения. Изложена на 212 страницах, включая 97 страниц

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы и представлены основные положения, разработанные в диссертации.

Первая глава содержит обзор современного состояния экспериментальных и численных исследований течения газа в компрессорных решётках, а также постановку задачи.

Качественная картина течения в решётке осевого компрессора схематично представляется следующим образом: подковообразный вихрь во входном участке межлопаточного канала на торцевых стенках, основные канальные вихри - вторичные течения первого рода, угловой отрыв потока в двугранном угле, образованном спинкой лопатки и торцем решётки, отрыв потока на спинке лопатки. Вблизи входных кромок решётки, когда поток натекает на лопатку, формируется входной вихрь. Обратное течение в отрывной области сворачивается в вихрь. Область отрыва отделена от основного течения предельными линиями тока на поверхности торцевой стенки межлопаточного канала и поверхности разрежения лопатки. Вблизи выходного сечения решётки существуют вихри на торцевой поверхности межлопаточного канала и на спинке лопатки. Эти вихри находятся на некотором удалении от линии пересечения поверхности разрежения лопатки и торцевой стенки межлопаточного канала. В ядрах этих вихрей происходит перенос жидкости по нормали от поверхностей. С точки зрения пространственной структуры течения в угловой области вблизи выходных кромок решётки формируется кольцевой вихрь, соединяющий поверхности торцевой стенки и спинки лопатки. За решёткой отрыв существовать не может, поэтому область отрыва заканчивается непосредственно за выходными кромками лопаток.

Проведён обзор методов оптимизации течения газа в компрессорной решётке. Рассмотрены методы решения обратной задачи по гидродинамически целесообразному распределению скорости на профиле, оптимизационная задача по минимизации потерь на трение с использованием метода Ле-Фолля, метод откорректированной диффузности, методы управления течением газа в компрессорных решётках. Особое внимание уделено исследовательским работам, направленным на поиск путей оптимизации пространственного течения

в решётках, среди которых важное место занимают работы кафедры "Турбиностроение" МГТУ им. Н.Э.Баумана по исследованию структуры потока и разработке нетрадиционных форм профилей лопаток для решёток с улучшенными аэродинамическими характеристиками. Показана принципиальная возможность повышения эффективности компрессорной решётки за счёт уменьшения профильных потерь, интенсивности вторичных течений и обеспечения равноскоростного истечения из решётки путём применения S-образной формы средней линии профиля.

Проведён анализ методов численного исследования пространственного турбулентного пограничного слоя на торцевой стенке межлопаточного канала. Показано, что для инженерных расчётов целесообразно использование метода решения системы уравнений пограничного слоя на торце решётки, проинтегрированных в направлении, параллельном фронту решётки. Уравнения движения в системе координат (x, y, z) (рис.1) имеют вид:

$$\rho \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \rho \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = \frac{\partial \bar{\tau}}{\partial x} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} (\bar{\tau}_{xy} - \rho \bar{u}'v'), \quad (1)$$

$$\rho \bar{w} \frac{\partial \bar{w}}{\partial x} + \rho \bar{v} \frac{\partial \bar{w}}{\partial y} = \frac{\partial \bar{\tau}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} (\bar{\tau}_{zy} - \rho \bar{w}'v'), \quad (2)$$

$$0 = \frac{\partial \bar{p}}{\partial y}, \quad (3)$$

уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0, \quad (4)$$

где u, w, v - скорости в направлениях x, z и y соответственно,

ρ - плотность, τ - касательное напряжение

и дефекты силы:

$$\frac{\partial \bar{\tau}}{\partial x} = \frac{\Delta \rho}{\pi} \tau_{\xi\beta} - \frac{2\tau_{\text{вк}}}{\pi} + \frac{\partial}{\partial x} (-\rho \bar{u}'^2 + \bar{\tau}_{xx}), \quad (5)$$

$$\frac{\partial \bar{\tau}}{\partial x} = -\frac{\Delta \rho}{\pi} - \frac{2\tau_{\text{вк}}}{\pi} \tau_{\xi\beta} + \frac{\partial}{\partial x} (-\rho \bar{u}'w' + \bar{\tau}_{xz}), \quad (6)$$

черта над параметром означает осреднение этого параметра по шагу решётки, то есть:

$$\bar{P} = \frac{1}{\Delta x} \int_{x_1}^{x_2} P \, dx ,$$

где Δx - шаг решётки,

$\Delta P = P_1 - P_2$ - перепад давления в направлении x поперёк межлопаточного канала,

τ_{b1}, τ_{b2} - средние напряжения трения, действующие в направлении касательной к профилю лопатки (рис.1),

τ_{bx} - проекция среднего напряжения трения (τ_{b1}, τ_{b2}) на ось x ,

β - текущий угол наклона поверхности профиля лопатки к оси x

Уравнения выведены в предположении, что профиль бесконечно тонкий и лопатка не закручена по высоте.

Рассмотрены полуэмпирические гипотезы турбулентности для замыкания системы уравнений пространственного турбулентного пограничного слоя. Продемонстрированы преимущества численных методов интегрирования системы уравнений пограничного слоя перед интегральными, дан обзор этих численных методов, выбора системы координат и независимых переменных.

На основании приведённого обзора литературных источников поставлены задачи, решаемые в диссертационной работе.

Вторая глава посвящена описанию экспериментальной установки, методике проведения экспериментов и обработки экспериментальных данных. Экспериментальные исследования прямых компрессорных решёток, отличающихся формой средней линии лопаток, проводились на установке, предназначенной для исследования крупномасштабных компрессорных решёток, которая представляет собой конструкцию, выполненную из прозрачного оргстекла, что позволяет визуализацию потока.

Каждая из решёток составлена из 5 лопаток с хордой 0.15 м, длиной 0.285 м, шагом 0.125 м (густота $b/t = 1.2$). Угол установки профиля в решётках составляет 65° . Исходным профилем является профиль А40 с относительной толщиной 10%.

Решётка №1 состоит из лопаток с традиционной формой средней линии - параболой, угол изгиба которой составляет 30° , конструктивные углы при входе и выходе равны 47° и 77° соответственно.

Средняя линия профиля решётки №2 совпадает на расстоянии от

О до $2/3$ хорды от входной кромки лопатки со средней линией лопатки решётки №1, а на расстоянии от $2/3$ до 1.0 хорды (вблизи выходной части лопатки) средней линией является окружность с радиусом кривизны противоположного знака по отношению к параболической части. При этом конструктивные углы при входе и выходе решётки №2 равны 47° и $63,3^\circ$ соответственно (рис.1).

Испытания проводились при следующих условиях: толщина пограничного слоя на входе в решётку $\delta_1 = 20 \cdot 10^{-3}$ м, степень турбулентности набегающего потока $Tu = 0.6\%$, число $Re = 3 \cdot 10^5$, число $M = 0.1$.

В результате проведения методического эксперимента, в ходе которого определялась периодичность течения через решётку путём замера статических давлений до решётки и после неё, был выбран межлопаточный канал, в котором исследовалось течение газа. Было установлено соответствие между задаваемым входными направляющими пластинами и действительным углами течения, а также определены диапазоны изменения углов атаки, которые составляют для решётки с параболической формой средней линии лопатки $-6.3^\circ < i < 8.7^\circ$, а для решётки с S-образной формой средней линии $-9.3^\circ < i < 8.7^\circ$.

Во время экспериментов определялись потери и направление потока в среднем сечении канала по длине лопатки с помощью тринадцатипоясного ориентируемого насадка (гребёнки) с ориентируемым тринадцатым поясом, расположенным в ядре потока. Замеры величин перепадов давлений производились на водяном манометрическом щите. Также исследовалось распределение статического давления на поверхности лопаток и на торце решётки. Для этого лопатки исследуемого межлопаточного канала были дренированы, приёмники статического давления располагались в 4х сечениях по длине лопатки от торцевой стенки решётки:

- | | | |
|---|---|------------------------|
| 1 | - | $3 \cdot 10^{-3}$ м |
| 2 | - | $7 \cdot 10^{-3}$ м |
| 3 | - | $11 \cdot 10^{-3}$ м |
| 4 | - | $100 \cdot 10^{-3}$ м. |

Статическое давление на торцевой стенке межлопаточного канала измерялось в пределах шага решётки через $5 \cdot 10^{-3}$ м и в 12-ти сечениях от входной кромки в направлении, перпендикулярном фронту решётки, через $15 \cdot 10^{-3}$ м (рис.1).

Для исследования пространственного пограничного слоя на торцевой стенке межлопаточного канала производились измерения

давления заторможенного потока на различных расстояниях от торцевой стенки межлопаточного канала, статического давления в соответствующих точках торцевой стенки, а также направления потока. Измерения давления заторможенного потока и направления течения газа осуществлялись при помощи трёхточечного микронасадка, закреплённого в координатнике, позволявшем перемещать микронасадок в пределах толщины пограничного слоя на торце решётки с точностью до $0.01 \cdot 10^{-3}$ м. Поток исследовался в 6ти сечениях по толщине пограничного слоя, соответственно на расстояниях: $0.5 \cdot 10^{-3}$ м, $1.5 \cdot 10^{-3}$ м, $3.5 \cdot 10^{-3}$ м, $7.5 \cdot 10^{-3}$ м, $15 \cdot 10^{-3}$ м и $30 \cdot 10^{-3}$ м от торцевой стенки. Исследования проводились в 10ти точках на средней линии межлопаточного канала, в 10ти точках на линии вблизи спинки лопатки (на расстоянии $12 \cdot 10^{-3}$ м от неё), а также в 10ти точках на линии вблизи корыта профиля лопатки (на расстоянии $12 \cdot 10^{-3}$ м от неё). Точки были расположены равномерно по ширине решётки через $15 \cdot 10^{-3}$ м в направлении, перпендикулярном фронту решётки (рис.1).

Визуализация течения производилась путём впрыска чернил в проточную часть вблизи поверхностей лопаток и торцевой стенки решётки через трубку Пито. Перед проведением визуализации лопатки исследуемого межлопаточного канала обклеивались писчей бумагой. Полученная картина течения фотографировалась.

Оценка погрешностей измерений осуществлялась по известным методам.

В третьей главе описаны результаты экспериментального исследования двух прямых компрессорных решёток, отличающихся формой средней линии лопаток. Приведены данные по сравнительным испытаниям решёток (рис.2,4). Отмечено снижение интегральных величин суммарных, профильных и концевых потерь, а также сдвиг диапазона углов атаки, близких к оптимальным, в положительную сторону в опытной решётке по сравнению с исходной. В числах это составляет (осреднённые по площади поперечного сечения канала величины):

Исходная решётка

$$\xi_{\text{пр min}} = 0.012, \quad i_{\text{опт}} = -0.6^{\circ}, \quad \xi_{\Sigma} = 0.0415, \quad \Delta\alpha = 22.5^{\circ}$$

$$\xi_{\Sigma \text{ min}} = 0.041, \quad i_{\Sigma \text{ опт}} = 0^{\circ}, \quad \xi_{\text{пр}} = 0.013, \quad \Delta\alpha = 23^{\circ}$$

Опытная решетка

$$\xi_{\text{пр min}} = 0.012, \quad i_{\text{опт}} = 1.3^{\circ}, \quad \xi_{\Sigma} = 0.027, \quad \Delta\alpha = 17.8^{\circ}$$

$$\xi_{\Sigma \min} = 0.024, \quad i_{\Sigma \text{ опт}} = 3.1^\circ, \quad \xi_{\text{пр}} = 0.012, \quad \Delta\alpha = 19.5^\circ$$

Для сравнения решёток был выбран режим обтекания, соответствующий их одинаковой суммарной аэродинамической нагрузке - то есть одинаковому углу поворота потока $\Delta\alpha = 20^\circ$. При этом для исходной решётки:

$$i = -2.5^\circ, \quad \xi_{\Sigma} = 0.046, \quad \xi_{\text{пр}} = 0.016, \quad \xi_{\text{к}} = 0.03$$

Для опытной решётки:

$$i = 3.5^\circ, \quad \xi_{\Sigma} = 0.024, \quad \xi_{\text{пр}} = 0.013, \quad \xi_{\text{к}} = 0.011$$

Характеристики решёток в сечениях лопаток на различных расстояниях от торцевой стенки межлопаточного канала приведены на рис.3 и 5. Очевидно смещение оптимальных углов атаки в положительную сторону при приближении к торцевой стенке.

Проанализировано распределение статического давления на поверхностях лопаток и торцевой стенки межлопаточного канала. Сделаны следующие выводы относительно преимуществ опытной решётки по сравнению с исходной:

- более выгодное с точки зрения увеличения подъёмной силы, действующей на лопатку в решётке, перераспределение аэродинамической нагрузки на лопатку;
- расширенный диапазон углов атаки с минимальными потерями;
- уменьшение размеров зоны углового отрыва в двугранном угле, образованном спинкой лопатки и торцевой стенкой межлопаточного канала (рис.6);
- уменьшение, а при режимах от $i = -0.3^\circ$ до $i = 3.5^\circ$ полное отсутствие отрыва на спинке лопатки (рис.6);
- равноскоростное истечение из решётки.

Подробно изучено течение газа в пространственном пограничном слое на торцевой поверхности межлопаточного канала для $\Delta\alpha = 20^\circ$. Сравнительный анализ эпюр скоростей для соответствующих точек торцевой стенки межлопаточного канала исходной и опытной решёток позволил сделать следующие выводы:

- интенсивность вторичного течения в опытной решётке ниже, чем в исходной, что подтверждает приведённые выше результаты о меньших величинах коэффициентов суммарных потерь в опытной решётке;
- угловой отрыв в двугранном угле, образованном спинкой лопатки и торцевой стенкой межлопаточного канала, в опытной решётке имеет меньшие размеры, чем угловой отрыв в исходной решётке, что объясняет снижение в опытной решётке коэффициента концевых потерь по сравнению с исходной; начало углового отрыва в обеих решётках

лежит на расстоянии примерно $2/3$ хорды от входных кромок, хотя в опытной решётке он начинается несколько позднее (рис.6);

- поле скоростей на выходе из опытной решётки более равномерно по сравнению с исходной решёткой, что приводит к улучшению условий работы последующих венцов многоступенчатой лопаточной машины.

Рассчитаны интегральные величины пространственного пограничного слоя: $\delta_x^*, \delta_x^{**}, \delta_x^*, \delta_x^{**}, \delta_{xz}^{**}, \delta_{xz}^{**}, \delta_{xz}^{**}, \delta_{xz}^{**}$.

Проведено детальное исследование структуры течения в межлопаточном канале компрессорной решётки на основе анализа распределения статического давления на поверхностях лопаток и торце решётки, коэффициентов потерь и визуализационных картинок. Сравнение картин течения в исходной и опытной решётках для одинакового угла поворота потока в них $\Delta\alpha = 20^\circ$ показало следующие положительные отличия течения в опытной решётке:

- существенное уменьшение толщины пограничного слоя на торцевой стенке межлопаточного канала, а значит и потерь в концевых областях решётки, на выходе из решётки его толщина вблизи угловой зоны составила для опытной решётки $45 \cdot 10^{-3}$ м, а для исходной $60 \cdot 10^{-3}$ м;

- отсутствие отрыва потока на спинке лопатки по всей её длине;

- уменьшение размера следа за лопаткой и соответственно профильных потерь;

- существенное (примерно на 30%) уменьшение размеров области углового отрыва (рис.6);

- выравнивание поля скоростей на выходе из решётки.

Таким образом, изменение формы средней линии профиля с параболической на S-образную позволило повысить эффективность компрессорной решётки.

Четвёртая глава диссертации посвящена численному исследованию течения несжимаемого газа в пространственном турбулентном пограничном слое на торцевой поверхности межлопаточного канала компрессорных решёток. Система уравнений (1...6) аппроксимировалась с помощью двухслойной неявной шеститочечной схемы на прямоугольной сетке, состоящей из целых и полужелых узлов. Полученная в итоге система конечно-разностных уравнений решалась методом прогонки.

Для того, чтобы подтвердить целесообразность выбранной разностной схемы, подобрать её параметры и параметры сетки, на которой осуществляется интегрирование, выбрать модели турбулентности и отладить смысловую часть алгоритма программы,

был решен ряд задач течения несжимаемого газа в плоских ламинарном и турбулентном пограничных слоях. Сравнение результатов расчёта, точных решений в случае ламинарного течения и данных Стенфордской конференции для канонических турбулентных пограничных слоёв дало ответ на поставленные вопросы.

Для замыкания системы уравнений (1...6) использовалась двухслойная модель турбулентности: для "пристенной" подобласти - гипотеза Ван-Дриста, для "внешней" - гипотеза Клаузера с учётом коэффициента перемежаемости. Необходимая информация о составляющих "дефектов силы" получена из эксперимента и с учётом следующих предположений:

1. $\tau_{yx} = \tau_{xy}$, то есть проекция среднего напряжения трения на ось x на лопатке равняется проекции напряжения трения на торцевой стенке межлопаточного канала на ось x , которое рассчитывается в ходе решения.

2. $\frac{\partial}{\partial x} (-\overline{\rho u'^2} + \overline{\tau_{xx}}) = 0$, так как значение этого члена по сравнению с другими пренебрежимо мало.

3. $\frac{\partial}{\partial x} (-\overline{\rho u'w'} + \overline{\tau_{xz}}) = \frac{\partial}{\partial x} (-\overline{\rho u'v'} + \overline{\tau_{xy}})$
так как значения этих выражений близки.

Для улучшения совпадения расчётных и экспериментальных данных была произведена корректировка исходной системы уравнений (1...6) путём введения в уравнения (5,6) эмпирических коэффициентов k_1 и k_2 соответственно. С учётом сделанных предположений уравнения (5,6) приняли вид:

$$\frac{\partial f_x}{\partial x} = \frac{\Delta p}{s} k_1 t_{\xi\beta} - \frac{2\tau_{xy}}{s}$$

и

$$\frac{\partial f_z}{\partial x} = -\frac{\Delta p}{s} k_2 - \frac{2\tau_{xy}}{s} t_{\xi\beta} + \frac{\partial}{\partial x} (-\overline{\rho u'v'} + \overline{\tau_{xy}})$$

Такая процедура потребовалась для компенсации некорректности процедуры интегрирования уравнений пространственного пограничного слоя на торцевой стенке межлопаточного канала компрессорной решётки в направлении, параллельном её фронту. Значения этих коэффициентов были определены в результате проведения численного эксперимента, в процессе которого они изменялись до тех пор, пока не было получено наилучшее совпадение экспериментальных и расчётных

данных для двух исследованных в работе течений в пространственном пограничном слое на торцевой поверхности межлопаточного канала исходной и опытной решёток. Значения коэффициентов составляют $k_1 = 0.6$, $k_2 = 0.45$. Расчётное определение коэффициентов торцевых потерь подтверждает в основном известные эмпирические формулы.

ВЫВОДЫ

1. Проведены сравнительные испытания двух компрессорных решёток, составленных из профилей А40 с относительной толщиной 10%, отличающихся формой средней линии профиля. В исходной решётке это - парабола, а в опытной - S-образная кривая, полученная из параболы путём отгиба её 1/3 части вблизи выходных кромок решётки в сторону обратной кривизны. Испытания продемонстрировали преимущества постановки в решётку профиля с S-образной формой средней линии, что выразилось в существенном снижении потерь, расширении интервала углов атаки, при которых величины потерь близки к минимальным, и более равномерном поле скоростей на выходе из опытной решётки. Эти преимущества объясняются в основном уменьшением размеров отрывных зон и интенсивности вторичных течений в опытной решётке.

2. Осуществлено исследование структуры течения в исходной и опытной компрессорных решётках. Особое внимание было уделено подробному изучению течения газа в концевых областях решёток. В работе изучалось распределение статического давления на поверхностях лопаток и торцевой стенки межлопаточного канала. Детально исследовано течение газа в пограничном слое на торцевой стенке решёток и в двугранном угле, образованном спинкой лопатки и торцевой стенкой межлопаточного канала, проведена визуализация течения, обобщены данные о распределении потерь перед и за решётками. Предложены результаты обобщения экспериментальных данных по оптимальным углам атаки в концевых областях решёток. Экспериментальные результаты, полученные в этом исследовании, позволили понять причины улучшения аэродинамических характеристик решётки при постановке в неё профиля с S-образной формой средней линии и разработать метод расчёта пространственного пограничного слоя на торцевой стенке решётки.

3. На основе полученных экспериментальных данных отлажен алгоритм и создан численный метод расчёта течения несжимаемого газа в турбулентном пространственном пограничном слое на торцевой стенке

межлопаточного канала компрессорной решётки. В методе используется идея Меллора и Вуда, которая даёт возможность при небольших вычислительных затратах получать корректное решение. Это продемонстрировано как на эпюрах распределения скоростей по толщине пограничного слоя, так и на зависимостях для интегральных характеристик. Метод позволяет получить хорошее совпадение при расчёте торцевых потерь в решётке, которые составляют часть от общего уровня потерь в её концевой области.

СПИСОК РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Гелетуа Г.Г., Пестун В.А., Сороколетов М.Ю. Проектирование компрессоров по коэффициентам нагрузки // Всесоюзная школа-семинар по современным проблемам газовой динамики и тепломассообмена: Тезисы докладов. - Канев, 1989. - С.14.
2. Исследование процессов тепломассообмена и газодинамики тепловых двигателей и энергоустановок нового поколения с целью повышения их эффективности и надёжности. Раздел В. Фундаментальные исследования процессов газодинамики и турбулентного теплообмена в энергоустановках. Отчёт о НИР / МГТУ; рук. А.И.Леонтьев. - ГЭ8/89; № ГР 01900056059; Инв.№ 02900045104. - М., 1989. - 145 с.
3. Исследование процессов тепломассообмена и газодинамики тепловых двигателей и энергоустановок нового поколения с целью повышения их эффективности и надёжности. Раздел Б. Совершенствование газотурбинных и комбинированных энергоустановок и двигателей. Отчёт о НИР / МГТУ; рук. В.Е.Михальцев. - ГЭ8/90; № ГР 01910018032; Инв.№ 02910024486. - М., 1990. - 149 с.
4. Тумашев Р.З., Сороколетов М.Ю. Исследование течений в межлопаточных каналах крупномасштабных решёток с различной формой средней линии профилей // Газотурбинные и комбинированные установки: Тезисы докладов всесоюзной межузовской конференции. - Москва, 1991. - С.87.

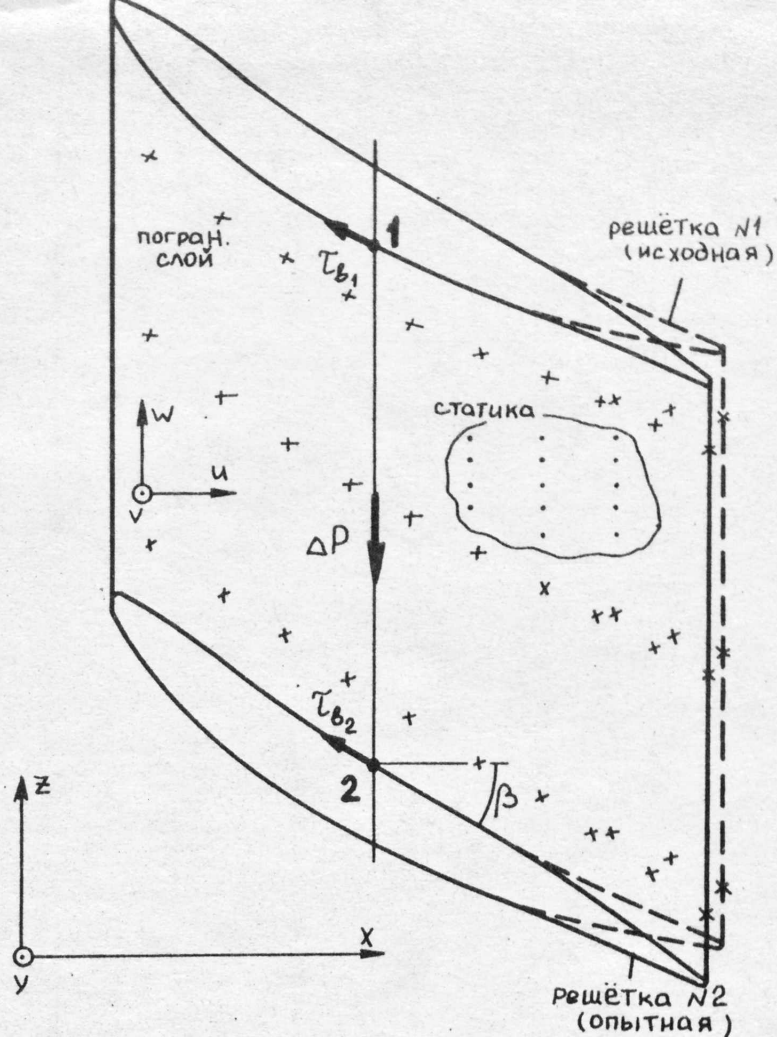


Рис. I. Профили лопаток исследованных решёток, система координат и схема сил, действующих на элемент лопатки. Расположение точек на торцевой стенке решёток, в которых измерялись параметры потока

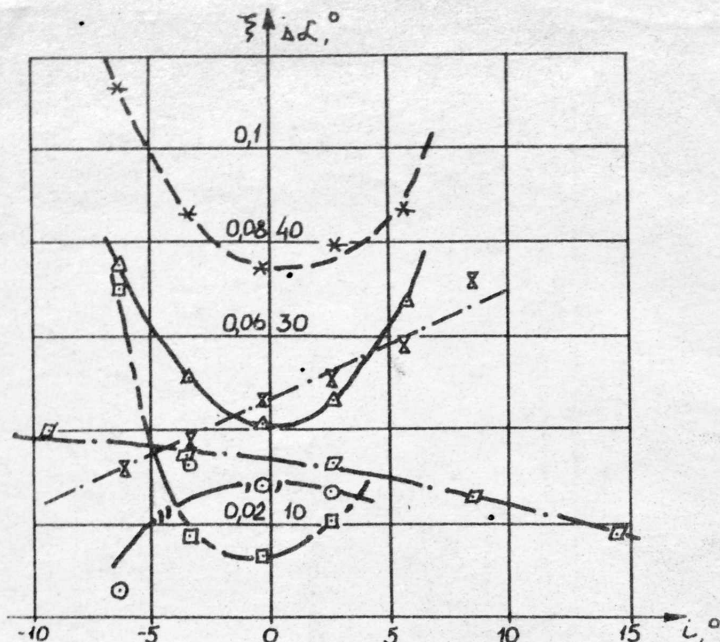


Рис.2. Зависимость интегральных коэффициентов потерь $\xi_{1\Sigma}$, $\xi_{2\Sigma}$, ξ_{Σ} , $\xi_{пр}$, ξ_K и угла поворота потока в решётке $\Delta\alpha$ от угла атаки i для исходной решётки

$\square \xi_{1\Sigma}$ $* \xi_{2\Sigma}$ $\Delta \xi_{\Sigma}$ $\diamond \xi_{пр}$ $\circ \xi_K$ $\times \Delta\alpha$

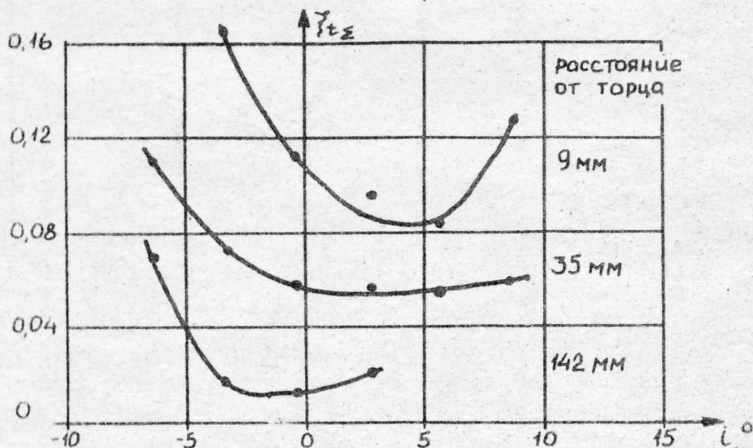


Рис.3. Зависимость коэффициента потерь в исходной решётке $\xi_{1\Sigma}$, осреднённого по шагу, от угла атаки i для различных сечений по длине лопатки

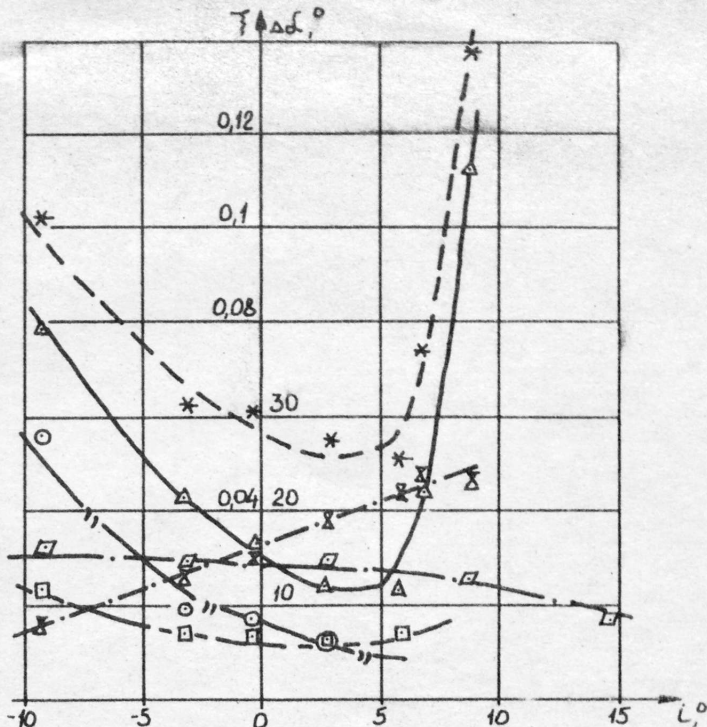


Рис.4. Зависимость интегральных коэффициентов потерь $\xi_{1\Sigma}$, $\xi_{2\Sigma}$, ξ_Σ , ξ_{pr} , ξ_K и угла поворота потока в решётке $\Delta \alpha$ от угла атаки i для опытной решётки

$\square \xi_{1\Sigma}$ $*$ $\xi_{2\Sigma}$ $\Delta \xi_\Sigma$ $\square \xi_{pr}$ $\circ \xi_K$ $\times \Delta \alpha$

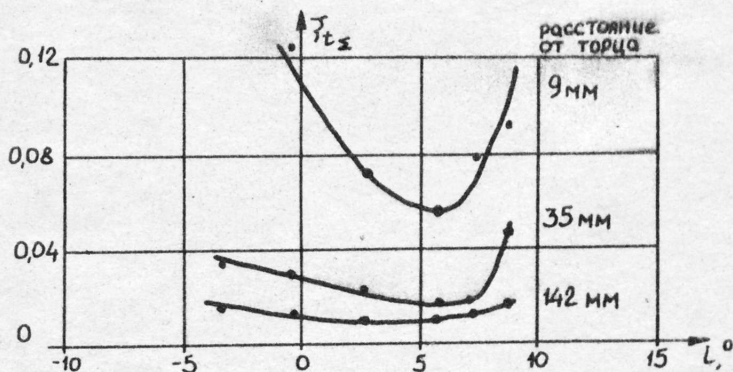


Рис.5. Зависимость коэффициента потерь в опытной решётке $\xi_{1\Sigma}$, осреднённого по шагу, от угла атаки i для различных сечений по длине лопатки

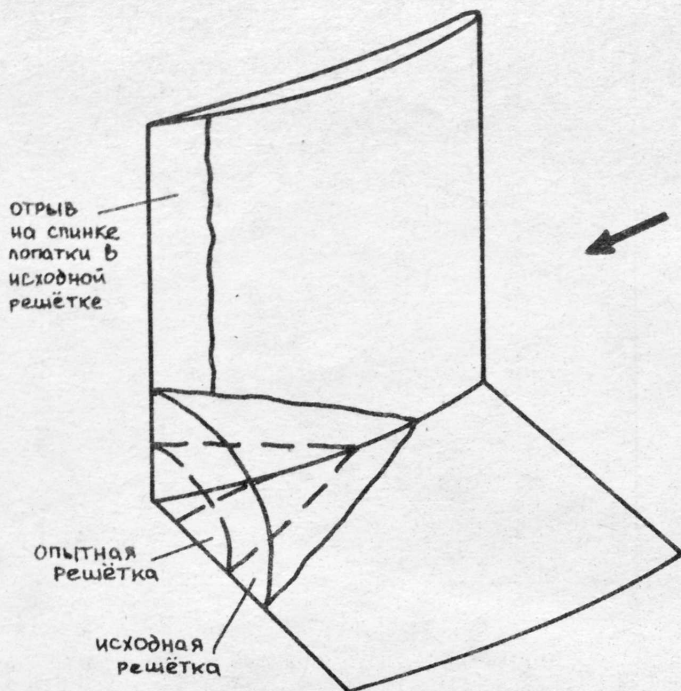


Рис.6. Схема зоны углового отрыва в исходной и опытной решётках
для $\Delta\alpha = 20^\circ$

Подписано к печати 28.03.94. Заказ 192
Объем 1.0 п.л. Тираж 100 экз. Типография МГТУ.