

УДК 621.44.533

Ю.Ф. БАСОВ¹, Л.Г. БОЙКО², А.Е. ДЕМИН²¹ ОАО «Мотор Сич», Запорожье² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ В ВЫСОКОНАПОРНОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ

Представлен усовершенствованный вариант метода расчета осесимметричных течений в высоконапорной компрессорной ступени, позволяющий исследовать суммарные характеристики и структуру течения в диапазоне до-, транс- и сверхзвуковых чисел Маха, вплоть до $M_{\text{пл}} = 1,5 \dots 1,6$. Для учета реальных свойств течения в уравнения движения введены дополнительные члены, моделирующие воздействие диссипативных сил. Величины потерь и углов отставания определены на основе обобщенных зависимостей. Для оценки волновых потерь предложено использовать распределения осредненных в окружном направлении чисел Маха вдоль хорды в межлопаточном канале, полученные расчетным путем. Усовершенствованный вариант метода расчета положен в основу комплекса программ AxSum_M. Представлены результаты его верификации.

Ключевые слова: поверочный расчет, ступень осевого компрессора, сверхзвуковое течение, волновые потери.

Введение

Сложный комплекс проблем, возникающий при проектировании современных транс- и сверхзвуковых компрессорных ступеней, требует для своего решения специализированного арсенала методов решения газодинамических и прочностных задач.

Ограничивая рассмотрение вопросами газодинамики, следует отметить, что рациональное и эффективное построение процесса проектирования возможно лишь при использовании расчетных методов и комплексов программ различного уровня сложности. Именно такие подходы применяют ведущие фирмы, специализирующиеся в области авиационного и промышленного газотурбостроения. Проектирование начинают с простейших одномерных методов («расчет по среднему радиусу») и заканчивают наиболее сложными методами 3D анализа течения, основанными на решении уравнений Навье Стокса.

Одной из важных составляющих процесса проектирования является использование двумерных подходов. Методы поверочного расчета осесимметричного течения позволяют провести оценку согласованности работы сечений лопаточных венцов, расположенных на различных радиусах в многоступенчатой машине, определить суммарные характеристики отдельных ступеней и компрессора в целом в широком диапазоне режимов. Большинство фирм-разработчиков имеют такие методы и программные комплексы собственной («in-house») разработки,

прошедшие хорошую практическую верификацию.

В Харьковском авиационном институте на основе принципа максимума потока механической энергии [1] построен 2D метод расчета, учитывающий турбулентное смешение струек тока в радиальном направлении [2], который позволил получить практически полезные результаты [3, 4].

Позднее в проблемной лаборатории "Аэродинамики компрессоров" НАКУ "ХАИ" разработан и апробирован метод расчета осесимметричного течения в осевых компрессорах и соответствующий комплекс программ AxSum, который может быть отнесен к новому поколению 2D методов расчета течений [5].

Постановка задачи исследования

Алгоритм метода расчета построен на решении системы уравнений Эйлера, записанной в стационарной форме во вращающейся с постоянной угловой скоростью ω системе координат.

$$\bar{\nabla} \cdot (\rho \bar{w}) = 0; \quad (1)$$

$$(\bar{w} \cdot \bar{\nabla}) \cdot \bar{w} + 2\bar{\omega} \times \bar{w} + \bar{\omega} \times \bar{u} + \frac{1}{\rho} \cdot \bar{\nabla} p = 0; \quad (2)$$

$$\bar{\nabla} \cdot [\bar{w} \cdot (\rho E + p)] = 0, \quad (3)$$

где ρ – плотность,

\bar{w} – вектор относительной скорости,

\bar{u} – вектор окружной скорости,

p – давление,

$$E = c_v T + \frac{w^2 - u^2}{2},$$

T – температура;

c_v – теплоемкость при постоянном объеме.

Для замыкания системы использовано уравнение состояния совершенного газа

$$p = \rho RT. \quad (4)$$

Система уравнений сводится к дифференциальному уравнению второго порядка относительно функции тока и первого порядка относительно плотности. Второй порядок точности конечно-разностного аналога дифференциального уравнения реализуется с помощью девятиточечного шаблона. Более детально алгоритм метода расчета описан в [6]. Использование достаточно мелких сеток позволяет существенно повысить качество описания формы лопатки, срединной межлопаточной поверхности S2.

Применение проекции уравнения движения на вектор относительной скорости и введение искусственной сжимаемости аналогично [6, 7] позволяет применить данный метод к расчету течений в диапазоне транс- и сверхзвуковых скоростей.

Моделирование реальных свойств течения осуществляется путем введения, аналогично ряду работ, в правую часть уравнения дополнительных членов, описывающих диссипативные свойства течения. Уравнение (2), записанное в форме Крокко, принимает вид

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) = \vec{V}H - T \cdot \vec{V}S - \vec{D}, \quad (5)$$

где \vec{v} – вектор абсолютной скорости;

S – энтропия;

H – ротальпия потока.

Вектор \vec{D} , являясь аналогом сил трения, направлен в сторону, противоположную вектору относительной скорости \vec{w} , и определяется из условия полного перехода работы сил трения в тепло:

$$\vec{D} = -\vec{w}D/w, \quad \vec{D} \cdot \vec{w} = T \cdot \vec{w} \cdot \vec{V}S. \quad (6)$$

Для определения плотности уравнение движения (2) представлено в виде:

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) - \vec{V}H + \vec{V}I - \frac{k-1}{k} \frac{1}{\rho} \vec{V}(\rho I) = -\vec{D}, \quad (7)$$

где I – энтальпия потока.

После его преобразования путем умножения скалярно на вектор относительной скорости \vec{w} и осреднения по координате ϕ уравнение для расчета плотности в обобщенной криволинейной системе координат (ξ, η, ϕ) принимает вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial \rho}{\partial \eta} = \rho F,$$

где

$$F = \frac{1}{k-1} \frac{1}{I} \left(\frac{\partial I}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial I}{\partial \eta} \right) - \frac{1}{\sigma_w} \left(\frac{\partial \sigma_w}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial \sigma_w}{\partial \eta} \right),$$

$$\theta = \frac{w^\xi}{w^\eta} = - \frac{(\partial \psi / \partial \eta)}{(\partial \psi / \partial \xi)}.$$

Здесь σ_w – коэффициент восстановления полного давления в относительном движении для заданной трубки тока. Значения σ_w определяются величинами потерь полного давления, которые оцениваются по полуэмпирическим зависимостям.

В настоящее время в авиадвигателестроении получают распространение высоконапорные компрессорные ступени, имеющие скорости набегающего потока в периферийных сечениях $M_{w1}=1,4 \dots 1,6$. Численное моделирование обтекания таких ступеней в исходном варианте комплекса программ AxSym затруднено. В силу этого необходимым стало его усовершенствование.

Решение задачи

Увеличение уровня скоростей на входе в лопаточный венец до чисел $M_{w1} > 1,3$ качественно меняет структуру течения в межлопаточных каналах, что определяет необходимость введения коррекции в используемые в процессе расчета обобщенные зависимости для расчета углов отставания потока и коэффициентов потерь энергии.

В исходном варианте метода и, соответственно, комплекса программ для определения угла отставания использована зависимость Картера, дополненная учетом особенностей околоскритических режимов обтекания с помощью поправок, представленных в работе [8].

Однако для рассматриваемой задачи, вследствие существующих различий в форме решеток профилей и режимах их работы, для оценки угла отставания использован подход, при котором угол отставания может быть представлен в виде суммы поправок к углу отставания, учитывающих влияние различных факторов:

$$\delta = \delta_0 + \Delta \delta_{M > M_c} + \Delta \delta_{AVDR} + \Delta \delta_{3D},$$

где δ_0 – угол отставания, определяемый геометрией профиля для уровня скоростей, меньших критических:

$$\delta_0 = \frac{m \cdot \theta}{\sqrt{b/t}},$$

$$m = 0,23 \cdot (2 \cdot x_f)^2 + 0,1 \cdot \left(\frac{\beta_2}{50} \right) = 0,92 \cdot x_f^2 + \frac{\beta_2}{500},$$

$\Delta \delta_{M > M_c}$ – поправка к углу отставания при сверхкритических скоростях набегающего потока в соответствии с [9] имеет следующий вид:

$$\Delta \delta_{M > M_c} = \begin{cases} 0, & \text{при } M < M_c; \\ 8,0 \cdot (M_1 - M_c), & \text{при } M > M_c, \end{cases}$$

где M_1 – число Маха на входе в решетку;

M_c – критическое число Маха;

$\Delta \delta_{AVDR}$ – поправка к углу отставания, обусловленная изменением толщины струйки тока:

$$\Delta \delta_{AVDR} = 10 \cdot \left(1 - \frac{V_{m2}}{V_{m1}}\right);$$

V_{m1}, V_{m2} – меридиональные составляющие скорости на входе и выходе из решетки, соответственно;

$\Delta \delta_{3D}$ – поправка к углу отставания, обусловленная влиянием пространственных эффектов [10].

Учет углов отставания в расчете осуществляется путем коррекции формы срединной поверхности тока S_2 путем пересчета значений геометрических углов β_i вдоль средней линии в узлах расчетной сетки.

В соответствии с принятыми представлениями суммарные потери энергии в лопаточных венцах компрессорных ступеней могут быть представлены как сумма составляющих их профильных, вторичных, торцевых потерь и потерь в радиальном зазоре:

$$\zeta_{\Sigma} = \zeta_{\text{проф}} + \zeta_{\text{втор}} + \zeta_{\text{торц}} + \zeta_{\text{р.з.}}$$

При необходимости учета эффектов, связанных со скачками уплотнения в потоке, волновые потери могут быть выделены из профильных и рассмотрены независимо.

$$\zeta_{\text{проф}} = \zeta_{\text{тр}} + \zeta_{\text{волн}} \cdot$$

Этот подход удобен для использования новых соотношений, их апробации, а также для реализации в численных методах.

Исследования течения в вентиляторных ступенях, имеющих скорости потока на входе в относительном движении $M_{w1} > 1,3$, см. например [11], показали, что в этом случае волновые потери существенно превосходят другие виды потерь и, вследствие этого, в значительной мере определяют КПД ступени. Определение волновых потерь, реализованное в исходном варианте программного комплекса, основано на односкачковой модели течения Миллера-Хартмана-Льюиса [12], что не позволяет определить с удовлетворительной точностью величины потерь при сверхзвуковых скоростях на входе в лопаточный венец в диапазоне $M_{w1} = 1,4 \dots 1,6$.

Проведенные в последние десятилетия экспериментальные исследования структуры пространственных течений в высоконагруженных компрессорных ступенях, имеющих высокие значения чисел Маха в периферийных сечениях, показали, что односкачковая модель течения даже с достаточно большой степенью приближения не может описать возникающую картину течения, тем более в случае,

когда необходимо рассчитать обтекание ступени на различных режимах по расходу. При скоростях потока на входе, превышающих $M_{w1} = 1,4$, структура потока существенно меняется [13].

Течение у концов лопаток при высоких числах Маха на входе в различных точках напорной характеристики схематически представлено на рис. 1. На режиме максимального расхода прямой скачок располагается в межлопаточном канале вблизи выхода из закрытой части и имеет достаточно большую интенсивность. Перед решеткой в силу того, что входная кромка имеет некоторый конечный радиус, находится относительно слабый присоединенный косой скачок. По мере уменьшения расхода и роста давления за решеткой (противодавления) канальный прямой скачок смещается в сторону входных кромок и располагается вблизи горловины межлопаточного канала, а на входной кромке также имеет место присоединенный косой скачок. Оба скачка достаточно слабые и данный режим обтекания сопровождается минимальными волновыми потерями. На характеристике ступени этот режим близок к режиму максимального КПД. Дальнейшее увеличение противодавления при уменьшении расхода перемещает канальный скачок из закрытой части канала вверх по потоку, где он объединяется со скачком на входе, образуя при определенных условиях отошедший скачок перед решеткой, так называемую "выбитую головную волну", которая определяет высокий уровень потерь и затрудняет процесс запуска ступени.

На рис. 1 представлена также меридиональная проекция сверхзвукового рабочего колеса, которая позволяет представить, как проецируются скачки уплотнения в периферийном сечении при рассмотрении периферийного течения.

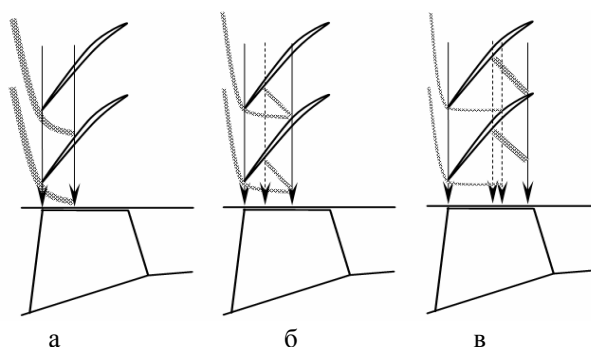
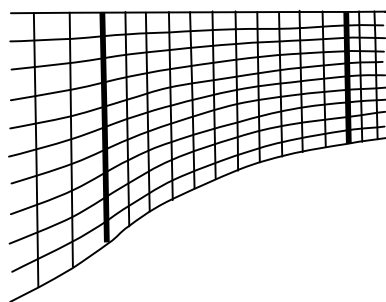


Рис. 1. Схема скачков уплотнения в сверхзвуковой компрессорной решетке рабочего колеса на различных режимах по расходу и расположение их проекции в меридиональной плоскости: а – вблизи ГУР; б – максимум КПД; в – вблизи запирания

Очевидно, что реальная система скачков внутри межлопаточного канала существенно сложнее,

чем изображено схематически на рисунке. В рамках расчета осредненного в окружном направлении (осесимметричного) потока выделить отдельные ударные волны не представляется возможным. В процессе проецирования на меридиональную плоскость они осредняются, накладываются друг на друга и сглаживаются.

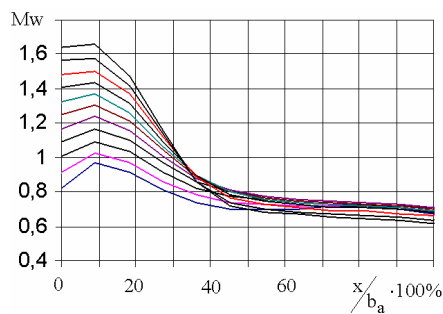
Учитывая, что представленный метод расчета позволяет получить распределение параметров потока вдоль линии расчетной сетки в межлопаточном канале, в процессе вычислений можно определить



а

изменение числа Маха в различных слоях по высоте лопаточного венца и выделить соответствующее максимальное значение.

На рис. 2 показана укрупненно расчетная сетка и распределение чисел M_w вдоль линии сетки в продольном направлении. Проведенные расчеты достаточно большого числа ступеней показали, что распределение скоростей существенно изменяется в зависимости от типа ступени и режима работы лопаточного венца.



б

Рис. 2. Схема проточной части (а) и распределение чисел Маха в рабочем колесе вдоль осевой проекции хорды на различных по радиусу сеточных слоях (б)

Учитывая сложность реального течения и возможность наложения скачков друг на друга, в данной работе предложено для оценки величины волновых потерь в каждом сеточном слое представить их обобщенно как потери в одном прямом скачке уплотнения, определив скорость перед скачком как максимальное значение скорости M_w в межлопаточном канале, полученное в результате расчета.

Использование такого подхода к расчету волновых потерь практически не ухудшает дальнейшей сходимости вычислительного процесса. Полученные в результате расчета величины волновых потерь в периферийных сечениях сверхзвуковой ступени в зависимости от числа M_w1 на входе показаны на рис. 3.

Полученные результаты

Представленное выше усовершенствование алгоритма расчета сверхзвукового течения в ступенях осевых компрессоров положено в основу для построения модифицированного комплекса программ AxSym_M. В качестве его апробации проведено расчетное исследование характеристик сверхзвуковой вентиляторной ступени.

Суммарные характеристики ступени определены в широком диапазоне режимов. Осреднение параметров потока по высоте лопатки выполнено на основе законов сохранения массы, полной энергии и энтропии в осредненном и осредняемом потоках.

Полученные значения полных температур и давлений использованы для расчета интегральных значений степени повышения полного давления π_B^* и КПД.

Все расчеты выполнены при стандартных атмосферных условиях на входе в вентилятор: $T_B^* = 288$ К, $P_B^* = 101325$ Па.

На рис. 3 представлено принятое в расчете меридиональное сечение проточной части исследуемой ступени с нанесенной укрупненно на нее расчетной сеткой.

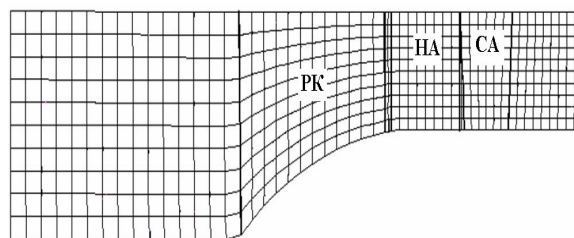


Рис. 3. Меридиональное сечение проточной части исследуемой ступени

На рис. 4 приведена суммарная характеристика данной ступени в виде зависимости степени повышения полного давления от расхода, в сопоставлении с экспериментальными данными. Сплошной линией показаны результаты расчета с помощью ПК AxSym_M.

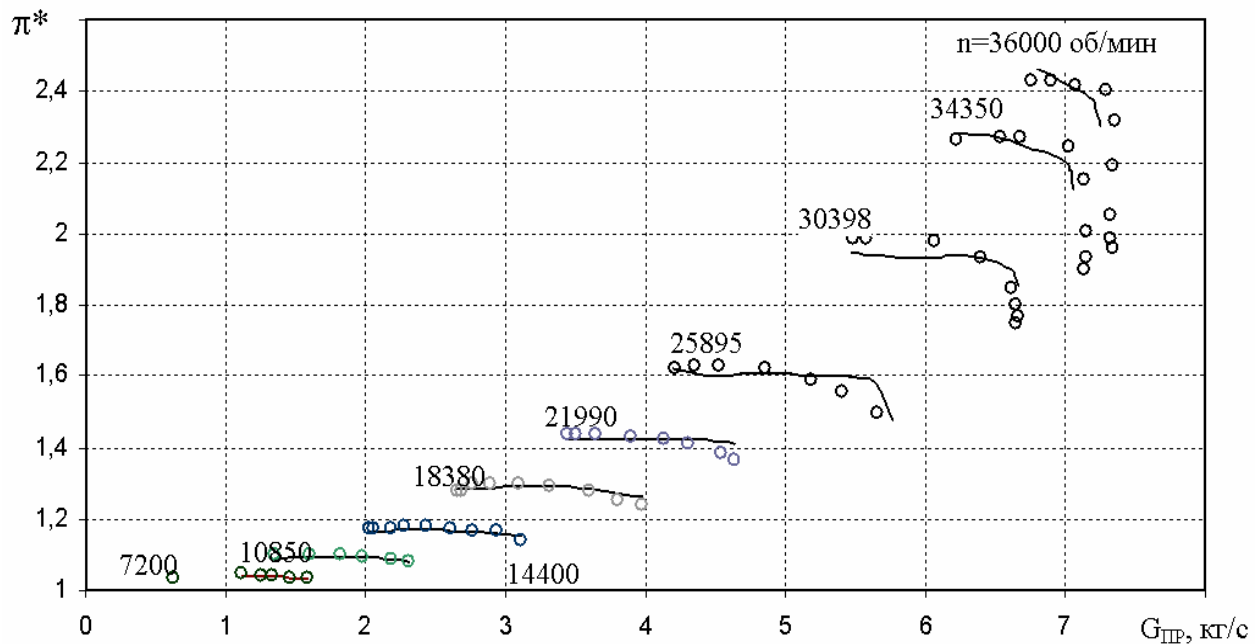


Рис. 4. Суммарная характеристика вентиляторной ступени

Заключение

1. Представлен усовершенствованный вариант метода поверочного расчета осесимметричного течения в компрессорных ступенях и соответствующий комплекс программ AxSym_M, позволяющий расширить область его применения до уровня чисел Маха на входе в лопаточный венец $M_{w1}=1,4...1,6$.

2. Проведена верификация ПК AxSym_M на примере расчета высоконапорной вентиляторной ступени. Показано удовлетворительное согласование результатов расчета и опытных данных при сопоставлении суммарных характеристик в широком диапазоне режимов.

Литература

1. Еришов В.Н. Вариационный принцип максимума потока механической энергии и его приложение к расчету осевых турбомашин / В.Н. Еришов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1959. – № 1. – С. 46-54.
 2. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре / Л.Г. Бойко, В.Н. Еришов, Г.А. Гирич, В.Н. Яневич // Изв. вузов. Машиностроение. – 1989. – № 5. – С. 56-60.
 3. Результаты практического использования двумерного метода расчета течения в компрессоре / Л.Г. Бойко, В.Н. Еришов, Г.А. Гирич, В.Н. Яневич // Изв. вузов. Машиностроение. – 1989. – № 7. – С. 72-75.
 4. Бойко Л.Г. Метод расчета до- и трансзвуковых течений в осевых компрессорных ступенях / Л.Г. Бойко, М.А. Ковалев // Прогресс-Технология-

Качество: Труды Второго Конгресса авиадвигательстроителей Украины с иностранным участием. – Киев-Харьков-Рыбачье, 22-25 сентября 1997г. – С. 145-148.

5. Бойко Л.Г. Исследование структуры течения и суммарных характеристик многоступенчатых осевых компрессоров и их элементов с помощью комплекса методов поверочного расчета / Л.Г. Бойко, А.Е. Дёмин // Компрессорная техника и пневматика. – 2005. – № 3. – С. 28-32.

6. Сюй Д. Численное решение уравнений для функции тока в трансзвуковых течениях / Д. Сюй, В. Ни, Д. Ду // Энергетические машины и установки. – 1988. – № 4. – С. 34-38.

7. Хафез М. Применение методов искусственной сжимаемости для численного решения полного уравнения потенциала в трансзвуковом диапазоне скоростей / М. Хафез, Д. Саут, М. Мэрмен // Ракетная техника и космонавтика. – 1979. – Т. 17, № 8. – С. 50-58.

8. Свэн. Практический метод расчета характеристик околосзвукового компрессора / Свэн // Энергетические машины и установки. – 1961. – Т. 83, № 3. – С. 130-141.

9. Al-Daini A.J. Loss and deviation model for a compressor blade element / A.J. Al-Daini // Int. Journal of Heat and Fluid Flow. – 1986. – Vol. 7, № 1. – P. 69-78.

10. Roberts W.B. Modeling the 3-d flow effects on deviation angle for axial compressor middle stages / W.B. Roberts, G.K. Serovy, D.M Sandercock // Transactions of ASME. Journal for Eng. Gas Turbine and Power. – 1986. – V. 108, N 1. – P. 131-137.

11. Bloch G.S. A Shock Loss Model for Supersonic Compressor Cascades / G.S. Bloch, W.W. Copenhaver, W.F. O'Brien // Transactions of ASME. Journal Turbomachinery, January 1999. – Vol. 121. – P. 28-35.

12. Miller G.R. Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows / G.R. Miller, G.W. Lewis Jr., M.J. Hartmann // Transactions of ASME. Journal Eng. for Power, July 1961. – P. 235-242.

13. Denton J.D. The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance / J.D. Denton, L. Xu // GT-2002-30327, ASME Turbo Expo, Amsterdam, The Netherlands, June 3-6, 2002.

Поступила в редакцию 12.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотр., профессор каф. 401 А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВДОСКОНАЛЕННЯ МЕТОДУ РОЗРАХУНКУ ТЕЧІЙ У ВИСОКОНАПІРНОМУ КОМПРЕСОРНОМУ СТУПЕНІ

Ю.Ф. Басов, Л.Г. Бойко, О.Є. Дьомін

Представлено вдосконалений варіант методу розрахунку осесиметричних течій у високонапірному компресорному ступені, що дозволяє дослідити сумарні характеристики та структуру течії в діапазоні до-, транс- і надзвукових чисел Маху, аж до $M_{w1} = 1,5 \dots 1,6$. Для врахування реальних властивостей течії в рівнянні руху введені додаткові члени, що моделюють дію дисипативних сил. Величини втрат і кутів відставання визначені на основі узагальнених залежностей. Для оцінки хвильових втрат запропоновано використовувати розподіли усереднених в окружному напрямі чисел Маху уздовж хорди в міжлопатевому каналі, що отримані розрахунковим шляхом. Удосконалений варіант методу розрахунку покладено в основу комплексу програм AxSym_M. Представлені результати його верифікації.

Ключові слова: перевірений розрахунок, ступінь вісьового компресора, надзвукова течія, хвильові втрати.

IMPROVMENT OF HIGH-PRESSURE COMPRESSOR STAGE FLOW COMPUTATION METHOD

Y.F. Basov, L.G. Boyko, A.Y. Dyomin

The improved variant of axisymmetric flows computation method in the high-pressure compressor stage, which allows to explore summary performances and flow structure in the range of sub-, trans- and supersonic Mach numbers, up to $M_{w1} = 1,5 \dots 1,6$, is presented. For real flow properties consideration the additional members are entered in the equation of motion, which design influence of dissipative forces. Losses and deviation angles quantities are defined on the base of the general dependences. For shock losses estimation it is offered to use the computation distribution of averaged in the circumferential direction Mach numbers along chord in the blade-to-blade channel. The improved variant of computation method is used as the basis of programs complex AxSym_M. Results of its verification are presented.

Keywords: predicted calculation method, stage of axial compressor, supersonic flow, shock losses.

Басов Юрий Федорович – начальник Управления Главного Конструктора ОАО "Мотор Сич", Запорожье, Украина e-mail: basov@mototsich.com.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, проф., зав. каф. теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Демин Александр Евгеньевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина. e-mail: boyko@d2.khai.edu.