

УДК 621.452.3:621.48.01:681.518.54

## ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ РЕШЕТОК ПРОФИЛЕЙ В СТУПЕНЯХ КОМПРЕССОРОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФАКТОРА ДИФFUЗОРНОСТИ

И. А. Кривошеев<sup>1</sup>, К. Е. Рожков<sup>2</sup>, Н. Б. Симонов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>krivosh777@mail.ru, <sup>2</sup>rke@mail.ru, <sup>3</sup>sventigo@yandex.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 26.08.2020

**Аннотация.** Рассматриваются методы оптимизации степени реактивности и густоты решеток профилей лопаточных венцов и ступеней при проектировании компрессоров ГТД. Предложены зависимости, позволяющие на раннем этапе проектирования учесть особенности работы первых, последних и промежуточных ступеней. Показано, как с учетом выбранных значений степени реактивности определяются оптимальные значения кривизны и густоты решеток профилей с использованием выражений для фактора диффузорности Либляйна. Предложены поправки для густоты с учетом сверхзвукового режима натекания на решетку.

**Ключевые слова:** компрессор; лопаточный венец; решетка профилей; густота; угол атаки; угол отставания; кривизна профиля; номинальный режим; коэффициент расхода; коэффициент напора.

### ВВЕДЕНИЕ

На рис. 1 показаны параметры осевой решетки профилей рабочего колеса (РК) в составе лопаточного венца (ЛВ) ступени компрессора. Обычно на начальном этапе проектирования с учетом выбранных (по рекомендациям) значений степени реактивности  $\rho$  определяются оптимальные значения кривизны  $\theta$ , кинематических  $\beta_i$  и конструктивных (лопаточных) углов  $\beta_{li}$  и густоты решеток профилей  $b/t$ . Оптимальным (обеспечивающим максимальное значение КПД ступени  $\eta_{ст}^* \rightarrow \max$ ) считается значение  $\rho = 0,5$ . Это значение рекомендуется для  $\rho$  в среднем сечении для промежуточных ступеней в многоступенчатом осевом компрессоре (МОК). Для первых ступеней без входного направляющего аппарата (ВНА) значение  $\rho$  в среднем сечении определяется выбранными значениями работы  $H_T$  и коэффициента напора  $\bar{H}_T$  для этих ступеней. В этом случае  $\rho = 1 - \bar{H}_T / 2$ . Однако при наличии ВНА нет определенных рекомендаций по выбору значений  $\rho$  и  $\alpha_1$  для первой

ступени, так же как нет определенных рекомендаций для выбора  $\rho$  в последней ступени. Ниже предложены более обоснованные способы выбора степеней реактивности, густот решеток профилей ЛВ первых и последних, а также промежуточных ступеней, обеспечивающие достижение максимума КПД компрессора и требуемого запаса газодинамической устойчивости (ГДУ).

**Оптимизация степени реактивности решеток профилей в лопаточных венцах первых, последних и промежуточных ступеней компрессора.** Авторами показано, что параметр  $\rho$  следует использовать не для ступени, а для ЛВ РК. В эффективном среднемиделевом сечении диагонального или центробежного ЛВ предлагается использовать значения эффективного шага  $t_{эф}$  и густоты решетки  $(b/t)_{эф} = b_{эф}/t_{эф}$ . При этом значение хорды  $b_{эф}$  определяется вдоль искривленной поверхности тока. В этом случае значение  $(b/t)_{эф}$  может быть использовано для определения кинематических параметров ( $\beta_1$  и  $\beta_2$ ), конструкторских (лопаточ-

ных) параметров ( $\beta_{1л}$  и  $\beta_{2л}$ ) с учетом  $\bar{H}_T$ ,  $\bar{c}_a$  и  $\rho$  по диаграммам Хауэлла (построенным для осевых РК и ступеней) или с использованием фактора диффузорности  $F_D$ .

При этом для диагональных и центробежных РК предлагается использовать значение степени реактивности  $\rho' = 1 - \left\{ (c_2^2 - c_1^2) / [(w_1^2 - w_2^2) + (c_2^2 - c_1^2)] \right\}$ , т. е. без учета центробежной компоненты  $(u_2^2 - u_1^2)/2$ .

Для большей общности авторами при расчете  $\rho$  предлагается индекс  $a$  относить к движению не вдоль оси двигателя, а вдоль поверхности тока, т. е. в центробежном РК на выходе  $c_{2a} = c_{2r}$ . В случае  $u_1 \approx u_2$  для осевого РК предлагается использовать выражение

$$\rho = 1 / \left[ 1 + \frac{(\text{ctg}\alpha_2 + \text{ctg}\alpha_1)}{(\text{ctg}\beta_2 + \text{ctg}\beta_1)} \right] \approx 1 / [1 + \text{ctg}\alpha_m / \text{ctg}\beta_m].$$

Здесь для биссектрис углы в РК в относительном движении  $\beta_m = (\beta_1 + \beta_2)/2$  и в абсолютном движении  $\alpha_m = (\alpha_1 + \alpha_2)/2$ .

При введении понятия «степень реактивности»  $\rho$  обычно полагают  $c_1 = c_3$  и  $\alpha_1 = \alpha_3$ . При этом  $\rho \approx 1 / [1 + \text{ctg}\gamma_{НА} / \text{ctg}\gamma_{РК}]$ . Здесь  $\gamma_{РК}$  и  $\gamma_{НА}$  – кинематические углы установки в РК и в направляющих аппаратах (НА). Для расчетного режима практически можно использовать лопаточные углы установки профилей  $\gamma_{РК}$  и  $\gamma_{НА}$ . Кроме того, авторами показано, что  $\rho \approx 1 / [1 + \Delta S_{НА} / \Delta S_{РК}]$ . Здесь  $\Delta S_{РК}$  и  $\Delta S_{НА}$  – приращения энтропии в РК и НА. Показано также, что  $\rho \approx 1 / [1 + \ln \sigma_{НА} / \ln \sigma_{РК}]$ . Здесь  $\sigma_{РК}$  и  $\sigma_{НА}$  – коэффициенты восстановления полного давления в РК (в относительном движении, т. е.  $\sigma_{вРК}$ ) и в НА. На рис. 1 показан рабочий процесс в ступени компрессора в  $T$ - $S$  координатах, на котором видно, что любое отклонение от оптимального значения  $\rho$  приводит к увеличению  $\Delta S_{СТ}$  в ступени и снижению КПД ступени. В работах [2, 3, 11, 15] авторами предложено КПД РК, НА, ступени и компрессора в целом определять по выражению  $\eta^* = 1 - (1 - \sigma^{k-1/k}) (C_p T_1^* / H_T + 1)$ . Здесь для РК используется коэффициент восстановления полного давления в относительном движении  $\sigma_{вРК}$ , для НА используется  $\sigma_{НА}$ . Для ступени используется  $\sigma_{СТ}$ , а для компрессора –  $\sigma_{СТ} = \Pi \sigma_i$  как произведение  $\sigma_i$  ступеней.

При этом для НА используется виртуальный теоретический напор в относительном движении  $H_{Tw} \approx (H_{Ti} + H_{Ti+1})/2$  как среднее значение  $H_T$  для данной и для следующей ступени, а температура на входе  $T_{2w}^*$ . Для ВНА используется  $\sigma_{ВНА}$  и температура на входе  $T_{0w}^*$ . Авторами в [2, 3, 11, 15] показано, что для первой и последней ступеней в среднем сечении дозвуковых решеток следует обеспечивать значение фактора диффузорности (для номинальных режимов)  $F_D^* \approx 0,45$ , а для промежуточных ступеней (для оптимальных режимов) –  $F_{Dopt} \approx 0,51$ . Это обеспечивает достижение максимального КПД компрессора при требуемом запасе ГДУ. Требуемое значение  $F_D$  достигается соответствующим выбором густоты решеток профилей  $b/t$  и кинематических углов  $\beta_1$  и  $\beta_2$ . При этом однозначно определяется  $\rho$  для РК и  $(1-\rho)$  – для НА этих ступеней. Для этого ниже приведены соответствующие зависимости.

При одинаковых значениях  $F_{Dopt} \approx 0,51$  в РК и НА промежуточных дозвуковых ступеней обеспечивается одинаковое значение  $\sigma$  и  $K_\lambda$  в РК и НА. Поэтому  $\sigma_{вРК} \approx \sigma_{НА}$ . С учетом предложенной авторами аппроксимации  $\sigma \approx \pi (K_\lambda \lambda)$  это означает, что в данном случае  $\pi (K_\lambda \lambda_{w1}) \approx \pi (K_\lambda \lambda_2)$  должно быть обеспечено условие  $\lambda_{w1} \approx \lambda_2$ , при этом  $w_1 / \sqrt{T_{w1}^*} \approx c_2 / \sqrt{T_2^*}$ .

В случае  $\rho = 0,5$  имеет место соотношение  $T_w^* = (T_2^* + T_1^*)/2$ . Отсюда оптимальным можно считать отношение:  $(c_2/w_1)_{opt} = \sqrt{2T_2^*} / (T_2^* + T_1^*)^{0,5} = \sqrt{2} / [1 + 1/(\pi^*)^{k-1/k}]^{0,5}$ .

Например, при типичном для осевой ступени значении  $\pi_{СТ}^* = 1,6$  оптимальное соотношение  $(c_2/w_1)_{opt} \approx 1,033$ . Это позволяет уточнить значение  $\rho = 0,5$ , которое считается оптимальным и рекомендуется при выборе  $\rho$  в среднем сечении для промежуточных ступеней. В данном случае (при  $\pi_{СТ}^* = 1,6$ ) оптимальное значение  $\rho$  должно быть  $\rho_{opt} \approx 0,5/1,033 = 0,484$ . Расчет для диапазона  $\pi_{СТ}^* = 1,7 \dots 1,5$  дает решение  $\rho_{opt} \approx 0,482 \dots 0,486$ . При этом обеспечивается  $\eta_{СТ}^* \rightarrow \max$  в промежуточных ступенях.

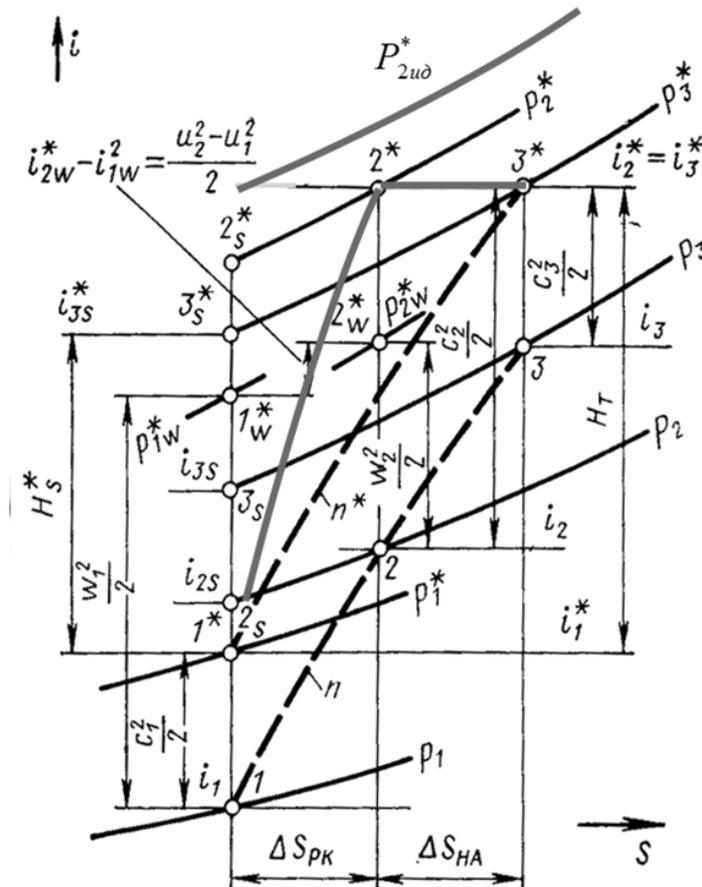


Рис. 1. Рабочий процесс в ступени компрессора в  $T$ - $S$  координатах

Для увеличения запаса ГДУ, что требуется при запуске, предотвращения помпажа (при пуске ракет) перед РК первой ступени устанавливается ВНА. В этом случае требуется оптимизация угла закрутки на входе в РК (за ВНА)  $\alpha_1$ . Авторами показано, что в первом приближении следует выбирать значение  $\alpha_1 = (90^\circ + \alpha_3)/2$ . Здесь  $\alpha_3$  – угол на выходе из НА 1-й ступени, т. е. на входе в РК 2-й ступени. В случае, если во 2-й ступени  $\rho_{II} = 0,5$ , то  $\text{ctg}\beta_2 = (1 - \bar{H}_T)_{II} / (2\bar{c}_a)_{II}$ . При этом  $(\alpha_3)_I = (\beta_2)_{II}$ . Например, при  $(\bar{H}_T)_{II} = 0,4$  и  $(\bar{c}_a)_{II} = 0,6$  будет  $(\beta_2)_{II} = (\alpha_3)_I = 63,4^\circ$ . При этом  $(\alpha_1)_I = (90^\circ + \alpha_3)/2 = 76,7^\circ$ . В этом случае в 1-й ступени  $\rho = 1 - \bar{H}_T/2 - \bar{c}_a \text{ctg}\alpha_1$ . Если в 1-й ступени  $(\bar{H}_T)_I = 0,36$  и  $(\bar{c}_a)_I = 0,6$ , то в приведенном примере  $(\rho)_I = 1 - (\bar{H}_T)/2 - (\bar{c}_a \text{ctg}\alpha_1)_I = 0,678$ . В этих расчетах для определения  $\bar{H}_T$  и  $\bar{c}_a$  используется окружная скорость  $u$  в среднем сечении (в среднеммассовой поверхности тока).

В последней ступени требуется обеспечить угол выхода  $\alpha_3 \approx 90^\circ$ , т. е. поток должен быть осевым. При этом угол поворота потока в НА должен быть не более  $\Delta\alpha_{НА} < 40^\circ$ . Это нужно для того, чтобы не требовалось выполнять НА последней ступени двухрядным (что снижает КПД последней ступени). Таким образом,  $\alpha_2 > 50^\circ$ . Степень реактивности последней ступени может быть определена по выражению  $\rho = 1 - \bar{H}_T/2 - \bar{c}_a \text{ctg}\alpha_2$ . Например, если в последней ступени  $\bar{H}_T = 0,36$  и  $\bar{c}_a = 0,33$ , то при  $\alpha_2 = 50^\circ$  значение  $\rho = 0,90$ . Такое отклонение от  $\rho \approx 0,5$  приводит к существенному снижению КПД ступени. Поэтому в последней ступени компрессора существенно снижают напор  $H_T$ . Таким образом, в промежуточных ступенях в среднем сечении  $\rho$  следует плавно снижать от определенного для 1-й ступени значения до  $\rho \approx 0,482 \dots 0,486$  (в зависимости от распределения напора по ступеням) и далее вновь плавно увеличивать до значения, определенного для последней ступени.

**Оптимизация густот решеток профилей в составе ЛВ компрессора с использованием фактора диффузорности.** По результатам определения  $\rho$  ступеней в среднем сечении, с учетом полученного на предыдущем этапе распределения  $\bar{H}_T$  и  $\bar{c}_a$  по ступеням для выбранного значения фактора диффузорности  $F_D$  в каждой ступени на практике определяются значения густоты  $b/t$  в решетках профилей ЛВ РК в среднем сечении. При этом авторами для дозвуковых ступеней предлагается использовать опубликованное в [2, 3] условие  $(F_D)^* \approx \approx 0,45...0,474$  (здесь \* – номинальные режимы) для первых и последних ступеней и  $(F_D)_{opt} \approx 0,512...0,516$  (здесь *opt* – оптимальные режимы) – для промежуточных ступеней. Предлагается плавно увеличивать значение  $F_D$  в решетках РК и НА по ступеням вдоль ПЧ начиная с  $F_D \approx 0,45$  и до  $F_D \approx 0,51$ , а затем снижать до  $F_D \approx 0,45$  на последней ступени. Более точное решение для первых и последних ступеней (где рекомендуется обеспечивать номинальный режим \*) дает аппроксимация методом греко-латинских квадратов в виде:

$$F_{Dpk}^* = \frac{F_{Dpk}^* \left( \frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a} \right)^* \Big|_{\rho/\bar{c}_a=1} \cdot F_{Dpk}^* \left( \frac{\rho}{\bar{c}_a} \right)^* \Big|_{\bar{H}_T/\bar{c}_a=0,62}}{F_{Dpk}^* \left[ \left( \frac{\rho}{\bar{c}_a} \right)^* = 1; \left( \frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a} \right)^* = 0,62 \right]}$$

В данном случае в качестве базовой точки на главной диаграмме Хауэлла принята точка  $\left[ \left( \frac{\rho}{\bar{c}_a} \right)^* = 1; \left( \frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a} \right)^* = 0,62 \right]$ . Одна из компонент в этой аппроксимации для дозвуковых решеток  $F_{Dpk}^* \left( \frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a} \right)^* \Big|_{\rho/\bar{c}_a=1}$  может быть представлена в виде:

$$F_{Dpk}^* \left( \frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a} \right)^* \Big|_{\rho/\bar{c}_a=1} = 0,497 \left[ 1,03 \cdot e^{-(\bar{H}_T/\bar{c}_a + 0,8)/0,66} \right]$$

и графически выглядит, как показано на рис. 2. Другая компонента может быть аппроксимирована выражением:

$$F_{Dpk}^* \left( \frac{\rho}{\bar{c}_a} \right)^* \Big|_{\frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a}=0,62} = 0,445 + 0,0084 \cdot \operatorname{ctg} \left[ \left( \frac{\rho}{\bar{c}_a} - 0,285 \right) \cdot 78^\circ \right]$$

и показана на рис. 3. Соответствующие значения фактора диффузорности  $F_{Dpk}^*$  представлены в табл. 1.

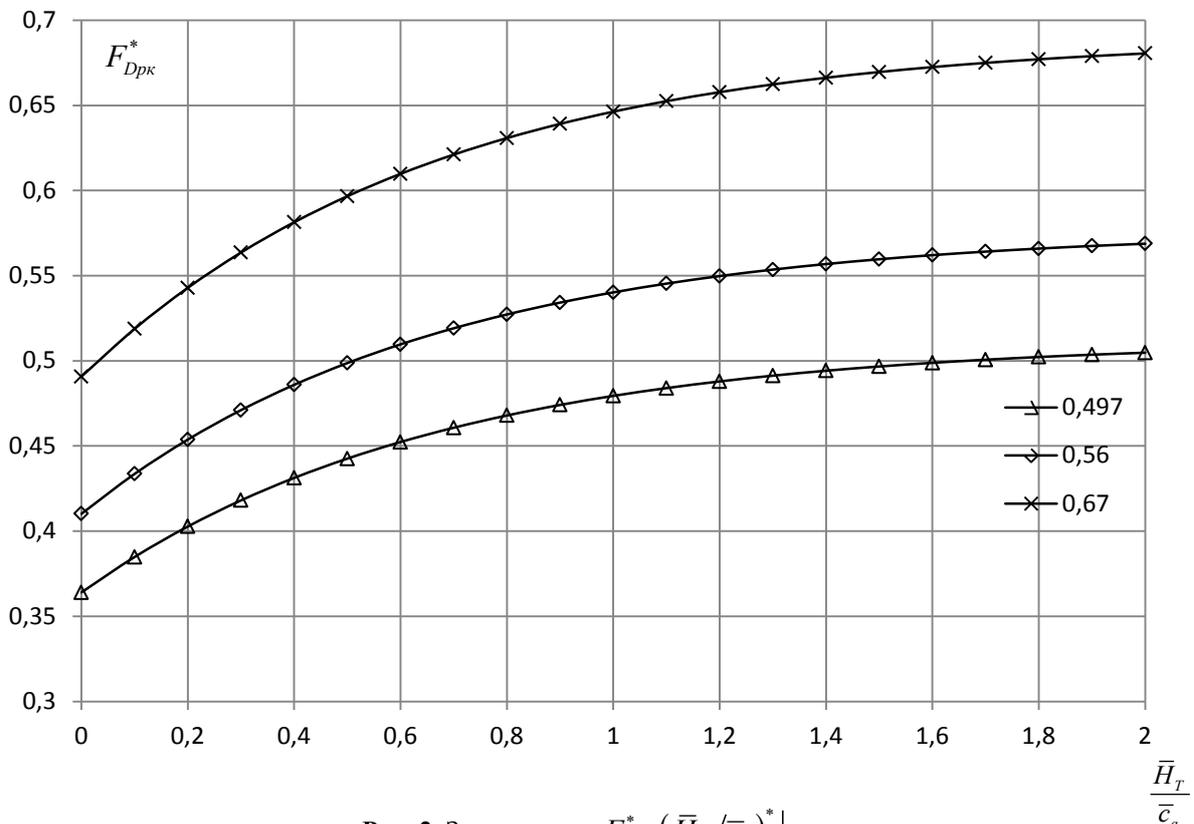


Рис. 2. Зависимость  $F_{Dpk}^* \left( \frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a} \right)^* \Big|_{\rho/\bar{c}_a=1}$

Таблица 1

Значения  $F_{Dpk}^* (\rho/\bar{c}_a)^* \Big|_{\bar{H}_T/\bar{c}_a=0,62}$  по главной диаграмме Хауэлла

$b/t$	$(\rho/\bar{c}_a)^*$	$F_{Dpk}^* (\rho/\bar{c}_a)^* \Big _{\bar{H}_T/\bar{c}_a=0,62}$
0,5	2,4	0,4126
0,66	1,73	0,4423
<b>1</b>	<b>1,0</b>	<b>0,450</b>
1	0,5	0,4738

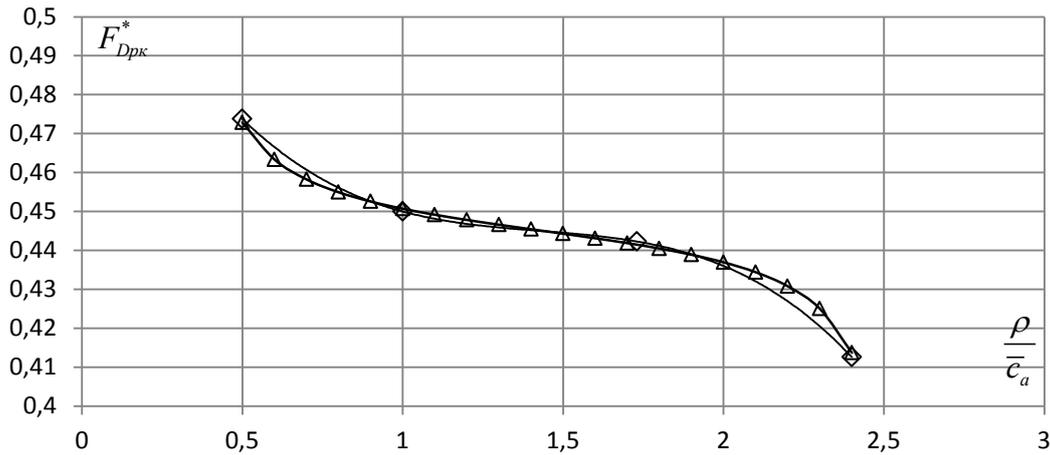


Рис. 3. Зависимость  $F_{Dpk}^* (\rho/\bar{c}_a)^* \Big|_{\bar{H}_T/\bar{c}_a=0,62}$

Значение  $F_{Dpk}^*$  в выбранной базовой точке  $F_{Dpk}^* \left[ (\rho/\bar{c}_a)^* = 1; (\bar{H}_T/\bar{c}_a)^* = 0,62 \right] = 0,45$ . Поэтому итоговое выражение для аппроксимации зависимости  $F_{Dpk}^*$  от  $\bar{H}_T/\bar{c}_a$  и  $\rho/\bar{c}_a$  для дозвуковых решеток профилей имеет вид:

$$F_{Dpk}^* = \frac{0,497 \cdot (1,03 \cdot e^{-((\bar{H}_T/\bar{c}_a + 0,8)/0,66)})}{0,45} \cdot \frac{(0,445 + 0,0084 \cdot \text{ctg}[(\rho/\bar{c}_a - 0,285) \cdot 78^\circ])}{0,45}$$

Более точное выражение имеет вид:

$$F_{Dpk}^* = 1 + \frac{[(\bar{H}_T/\bar{c}_a)/3] \cdot \left\{ \left[ 0,475 \cdot \left(\frac{\rho}{\bar{c}_a}\right)^2 - 0,675 \cdot \left(\frac{\rho}{\bar{c}_a}\right) + 1,75 \right] / \left(\frac{\bar{H}_T}{\bar{c}_a}\right)^* - 1 \right\} - \sqrt{1 + [\rho/\bar{c}_a - (\bar{H}_T/\bar{c}_a)/2]^2}}{\sqrt{1 + [\rho/\bar{c}_a - (\bar{H}_T/\bar{c}_a)/2]^2}}$$

В современных компрессорах в средних сечениях дозвуковых ступеней обычно гу-

ста  $b/t \approx 1,3 \dots 1,5$ . Для этих условий с использованием полиномиальных зависимостей после выбора в качестве базовой точки  $F_{Dpk}^* [b/t = 1,5; (\bar{H}_T/\bar{c}_a)^* = 0,75; \rho/\bar{c}_a = 1] = 0,4536$  получено выражение:

$$F_{Dpk}^* = [-0,2432 (\bar{H}_T/\bar{c}_a) - 0,1085 \cdot (\bar{H}_T/\bar{c}_a)^2 + 0,3331] [0,00725 (\rho/\bar{c}_a)^5 - 0,07016 (\rho/\bar{c}_a)^4 + 0,2615 (\rho/\bar{c}_a)^3 - 0,4662 \cdot (\rho/\bar{c}_a)^2 + 0,3748 (\rho/\bar{c}_a) + 0,3461] / 0,4536$$

Приведенные выражения позволяют для первых и последних ступеней определять требуемое значение  $F_{Dpk}^*$  и по нему определять потребную плотность  $b/t$  решеток профилей. Для промежуточных ступеней (для оптимальных режимов *opt*) в упрощенном варианте авторами выше определено  $F_{Dopt}^* \approx 0,51$ . Для оценки запаса ГДУ предложено использовать условие  $F_{D\Gamma} \approx 0,61$  для границы помпажа «Г». С учетом этого при  $\rho/\bar{c}_a = 1$  для оптимальных режимов *opt* можно использовать выражение

$F_{D_{opt}} = 0,56 \left[ 1,03 \cdot e^{-(\bar{H}_T/\bar{c}_a+0,8)/0,66} \right]$ , а для границы помпажа «Г» при  $\rho/\bar{c}_a = 1$   
 $F_{D_{\Gamma}} = 0,67 \left[ 1,03 \cdot e^{-(\bar{H}_T/\bar{c}_a+0,8)/0,66} \right]$ . В более общем случае для режимов *opt* и «Г» авторами предложено также использовать аппроксимации

$$F_{D_{opt}} = \frac{0,56 \left[ 1,03 \cdot e^{-(\bar{H}_T/\bar{c}_a+0,8)/0,66} \right]}{0,51} \cdot \frac{(0,504 + 0,00952 \cdot \text{ctg}[(\rho/\bar{c}_a - 0,285) \cdot 78^\circ])}{0,51}$$

и

$$F_{D_{\Gamma}} = \frac{0,67 \left[ 1,03 \cdot e^{-(\bar{H}_T/\bar{c}_a+0,8)/0,66} \right]}{0,61} \cdot \frac{(0,603 + 0,0114 \cdot \text{ctg}[(\rho/\bar{c}_a - 0,285) \cdot 78^\circ])}{0,61}$$

Более точная аппроксимация для оптимальных режимов, если в качестве базовой выбрана точка  $F_{D_{pk\_opt}} [b/t = 1,5; (\bar{H}_T/\bar{c}_a)_{opt} = 0,8397; \rho/\bar{c}_a = 1] = 0,495465$ , имеет вид:  
 $F_{D_{pk\_opt}} = [-0,81116 \bar{H}_T/\bar{c}_a - 0,6826 \bar{H}_T/\bar{c}_a^2 + 0,30116] \cdot [0,05579 \rho/\bar{c}_a^4 - 0,38353 \rho/\bar{c}_a^3 + 0,922 \rho/\bar{c}_a^2 - 0,8862 \rho/\bar{c}_a + 0,79] / 0,495465$ .

Полученные выше выражения позволяют по ранее определенным значениям коэффициентов расхода  $\bar{c}_a$ , теоретического напора  $\bar{H}_T$  и степени реактивности  $\rho$  определять требуемое значение фактора диффузорности  $F_D$  и с учетом этого определять требуемую плотность решеток профилей  $b/t$ . Так, например, в общем случае, если не учитывать просадку осевой скорости в решетке РК (обычно в РК  $c_{2a}/c_{1a} < 1$ ), то с использованием приведенного авторами в [4] выражения для фактора диффузорности Либляйна в виде:

$$F_{D_{pk}} = 1 + \frac{(\bar{H}_T/2)/(b/t) - \sqrt{(\bar{c}_a)^2 + (\rho - \bar{H}_T/2)^2}}{\sqrt{(\bar{c}_a)^2 + (\rho + \bar{H}_T/2)^2}}$$

определяется плотность РК по выражению

$$\left(\frac{b}{t}\right) = \frac{(\bar{H}_T/2)}{\sqrt{(\bar{c}_a)^2 + (\rho - \bar{H}_T/2)^2} + (F_{D_{pk}}^* - 1) \sqrt{(\bar{c}_a)^2 + (\rho + \bar{H}_T/2)^2}}$$

Для определения плотности НА удобнее использовать выражение для определения фактора диффузорности по значениям кинематических углов  $\alpha_2$  и  $\alpha_3$  в виде:

$$F_{D_{НА}} = 1 - \frac{c_3}{c_2} + \frac{1}{2} \left[ \cos \alpha_2 - \frac{c_3}{c_2} \cos \alpha_3 \right] \left(\frac{t}{b}\right)_{НА}$$

Из этого следует:  $F_{D_{НА}} = 1 - \left(\frac{c_{3a}}{c_{2a}}\right) \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3}\right) + \frac{1}{2} \left[ \cos \alpha_2 - \left(\frac{c_{3a}}{c_{2a}}\right) \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3}\right) \cos \alpha_3 \right] \left(\frac{t}{b}\right)_{НА}$ .

Отсюда

$$\left(\frac{b}{t}\right)_{НА} = \frac{\frac{1}{2} \left[ \cos \alpha_2 - \left(\frac{c_{3a}}{c_{2a}}\right) \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3}\right) \cos \alpha_3 \right]}{F_{D_{НА}} - 1 + \left(\frac{c_{3a}}{c_{2a}}\right) \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3}\right)}$$

Здесь  $(c_{3a}/c_{2a})$  – просадка осевой скорости в НА (на практике в НА этот показатель  $c_{3a}/c_{2a} \approx 1$ , но может быть и  $c_{3a}/c_{2a} > 1$ ). При отсутствии просадки осевой скорости в НА ( $c_{3a}/c_{2a} \approx 1$ ) выражение упрощается и имеет вид:

$$\left(\frac{b}{t}\right)_{НА} = \frac{\frac{1}{2} \left[ \cos \alpha_2 - \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3}\right) \cos \alpha_3 \right]}{F_{D_{НА}} - 1 + \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3}\right)}$$

Для ВНА плотность  $b/t$  авторами предлагается определять так же, как для СА турбины – с использованием формулы В. И. Дышлевского [10] для относительного шага

$$\bar{t}_{opt} = 0,55 \left( \frac{180^\circ}{180^\circ - (\alpha_0 + \alpha_1)} \frac{\sin \alpha_0}{\sin \alpha_1} \right)^{1/3} \cdot (1 - \bar{c}_{max})$$

либо числа Цвайфеля, либо методики Б. И. Мамаева и А. Г. Клебанова [16] в виде:

$$\bar{t}_{opt} = (1 + d\bar{t}_{opt}) K_{кр} \bar{t}_{opt\_o}$$

где  $K_1 = \sin \alpha_0 / \sin \alpha_1$  для СА (и ВНА);

$$\bar{t}_{opt\_o} = \frac{(1,727/K_1 - 0,869)}{\sqrt[3]{0}} - \frac{1,71}{K_1} + 1,604 -$$

для  $1 \leq K_1 \leq 1,5$ , что характерно для ВНА.

Для СА (и ВНА):

$$\theta = [180^\circ - (\alpha_0 + \alpha_1)] \pi / 180^\circ$$

$$d\bar{t}_{opt} = -0,625\lambda_t^2 + 0,48\lambda_t + 0,016; \lambda_t = \lambda_{1S}$$

$$K_{КР} = 1 - 15\bar{S}_{ВЫХ}^2 + (3,75\bar{t}_{opt} - 0,6)\bar{S}_{ВЫХ};$$

$$\bar{S}_{ВЫХ} = 2r_2 / b.$$

При этом величина  $\bar{t}_{opt}$  зависит от угла поворота потока  $\Delta\alpha$  в решетке ВНА, степени конфузурности ВНА  $K$ , относительной толщины профиля  $\bar{c}_m$  и других параметров (рис. 4).

При повышенных скоростях натекания  $\lambda_{w1} > 1$  (что обычно имеет место в РК первых ступеней современных КНД) авторами предлагается вводить коррекцию густоты решеток РК следующим образом. Для этого с учетом выбранной парусности  $\Pi = b_k/b_{вт}$  и определенного в среднем сечении «ср» значения  $(b/t)_{ср}$  определяются значения густот в концевом «к»  $(b/t)_к$  и втулочном сечениях «вт»  $(b/t)_{вт}$  для дозвуковых режимов.

Затем согласно схеме (рис. 5) определяется поправка  $\Delta(b/t)$  для необходимого увеличения густоты в сверхзвуковой решетке, и по ней определяется относительное увеличение густоты  $\delta(b/t) = \Delta(b/t)/(b/t)$ , при этом  $b/t(\lambda_{w1} > 1) = b/t(\lambda_{w1} < 1) \cdot [1 + \delta(b/t)]$ .

Для определения этой поправки  $\Delta(b/t)$  авторами получены упрощенные выражения для необходимого увеличения густоты:

$$\begin{aligned} \Delta(b/t) &= f(\lambda_{w1} > 1) = \\ &= \sin \gamma \cdot \text{ctg} [\varphi_c + \beta_1 + \varphi_{л} - \gamma] \end{aligned}$$

или  $\Delta(b/t) = f(\lambda_{w1} > 1) = \sin \gamma \cdot \text{ctg} [\varphi_c + (\theta + \varphi_{л})/2]$ .  
Здесь  $\theta$  – кривизна профиля;  $\gamma$  – угол установки;  $\beta_1$  – угол натекания;  $\varphi_{л}$  – угол заострения передней кромки;  $\varphi_c$  – угол первого косога скачка в межлопаточном канале (МЛК) решетки РК. Более точные выражения, с учетом  $\beta_1 - \gamma = \theta/2 - i$  и  $\beta_1 - \gamma = \theta/2 - \varphi_{л}/2$ , имеют вид:

$$\begin{aligned} \Delta\left(\frac{b}{t}\right) &= \\ &= \left[ \sin \gamma - \left(\frac{b}{t}\right) \left(\bar{f} + \frac{\bar{c}_m}{2}\right) \right] \left\{ \text{ctg} \left[ \varphi_c + \frac{\theta - \varphi_{л}}{2} \right] + \text{ctg} \gamma \right\}. \end{aligned}$$

Здесь  $\bar{f}$  – относительная стрела прогиба средней линии профиля и  $\bar{c}_m$  – относительная толщина профиля. С учетом этого выражение для относительного изменения (увеличения) густоты имеет вид:  $\delta\left(\frac{b}{t}\right) =$

$$= \left[ \frac{\sin \gamma}{b/t} - \bar{f} + \frac{\bar{c}_m}{2} \right] \cdot \left[ \text{ctg} \left( \varphi_c + \frac{\theta - \varphi_{л}}{2} \right) + \text{ctg} \gamma \right].$$

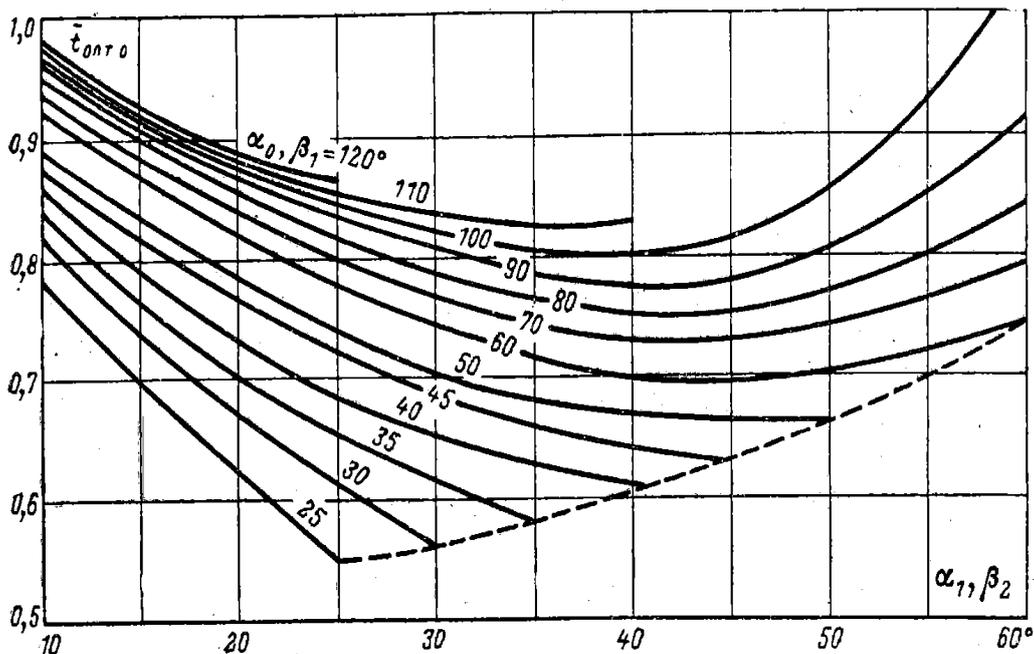
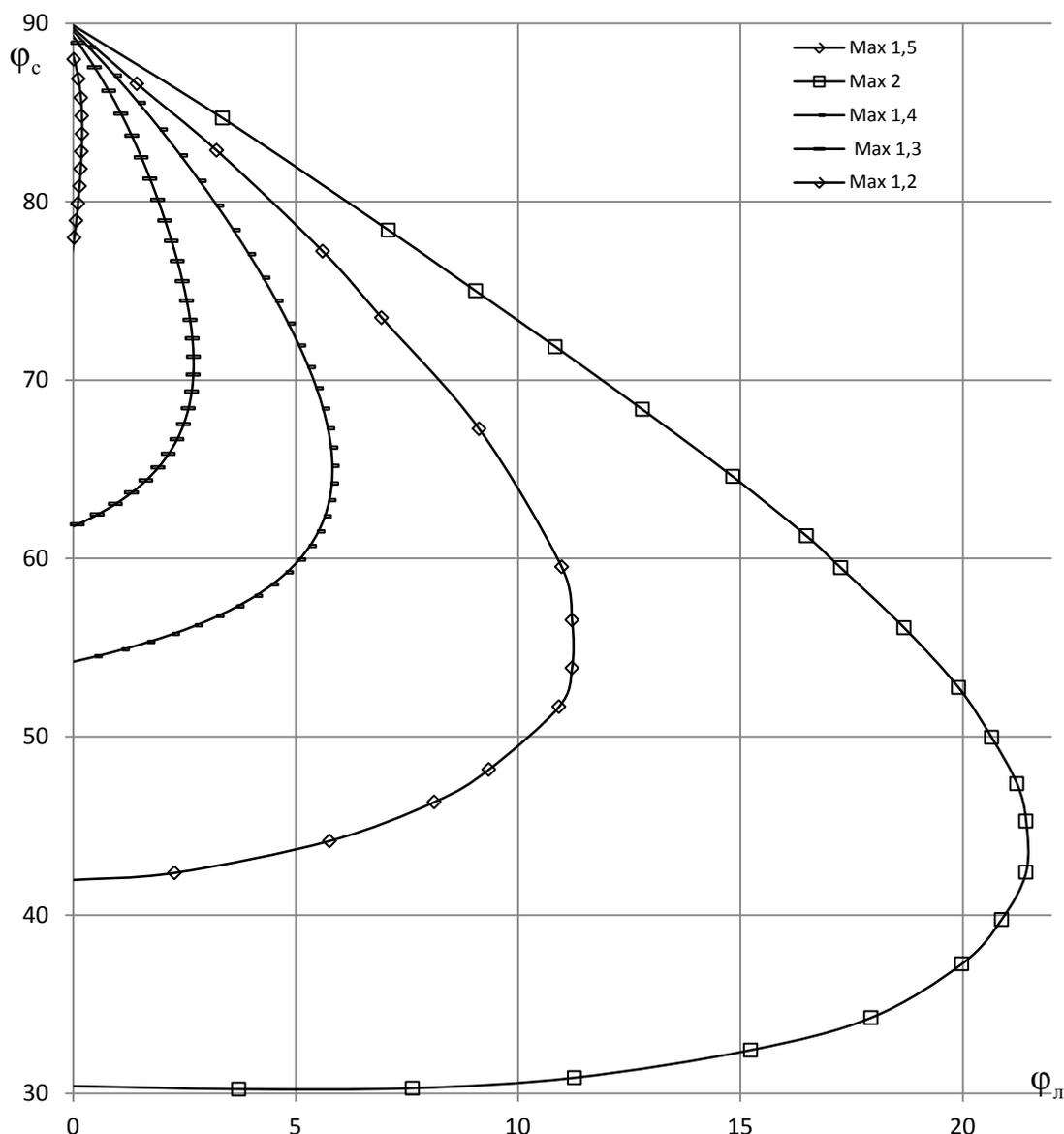


Рис. 4. Влияние входного и выходного углов потока на величину оптимального относительного шага решетки СА, РК в турбине и ВНА в компрессоре  $\bar{t}_{opt}$  [16]

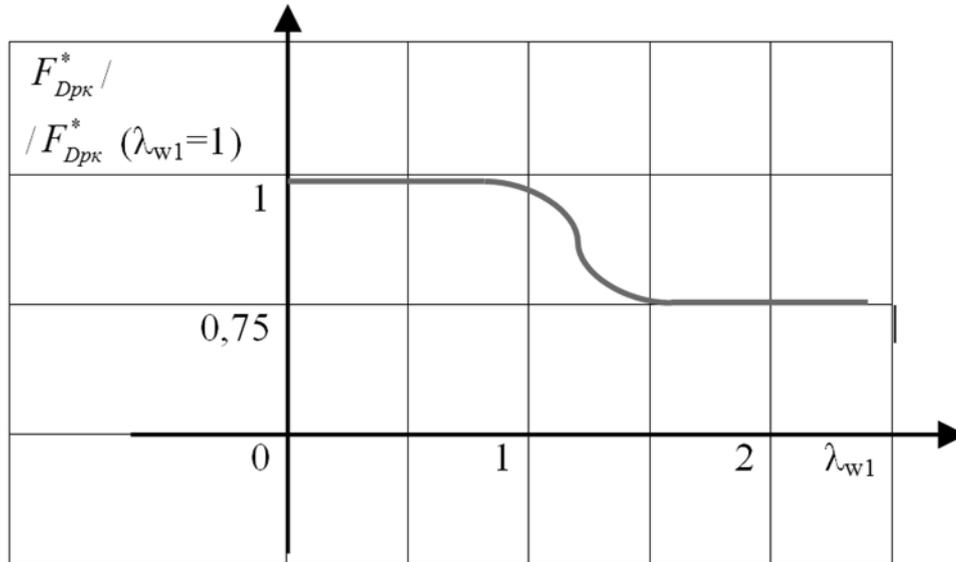




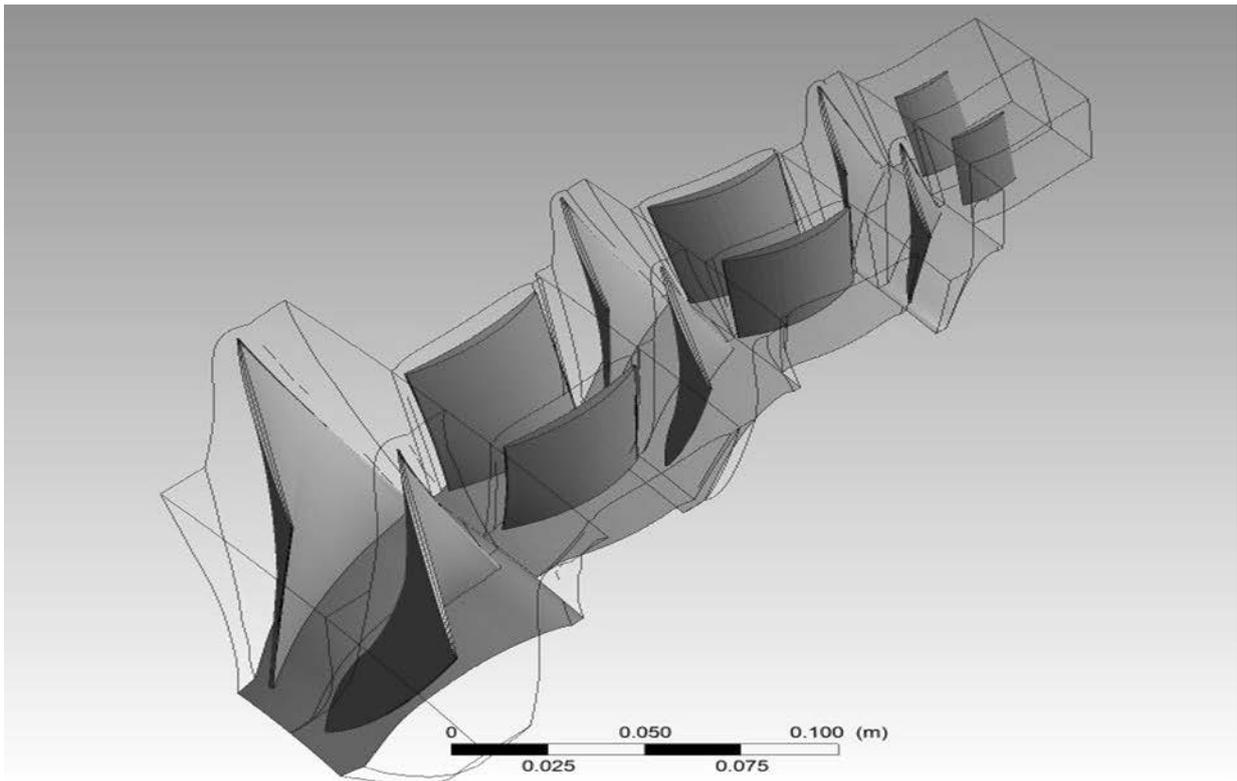
**Рис. 6.** Зависимость угла косо́го скачка  $\phi_c$  (в МЛК) от угла отклонения потока  $\phi_l$  (угла заострения профиля – передней кромки РЛ) при различных скоростях натекания на решетку  $M_{w1}$

Влияние скорости натекания на решетку изменяет значения  $F_D$ , обеспечивающие режим \* или *opt*, поэтому поправка  $\delta F_D(\lambda_{w1})$  может вводиться на величину фактора диффузорности. Анализ показывает, что в общем случае с увеличением  $\lambda_{w1} > 1$  на сверхзвуковых режимах в первых и последних ступенях  $F^*_{Dpk} < 0,45$ , и оно может снижаться до  $F^*_{Dpk} \approx 0,35$ . При этом поправочный график имеет вид, как на рис. 7. Апробация

предложенных методик проведена на примере трехступенчатого КНД ТРДД типа двигателя АЛ-55. На рис. 8 показана 3D CAD-модель КНД (за 3-й ступенью показан только первый НА<sub>1</sub> из сдвоенного НА). Значения параметров  $\bar{c}_a$ ,  $\bar{H}_T$  и  $\rho$  определены с учетом результатов испытаний двигателя и 3D CAD/CAE-моделирования в системах UG NX и Ansys CFX.



**Рис. 7.** Поправочный коэффициент  $K(\lambda_{w1}) = F_{Dpk}^* / F_{Dpk}^*(\lambda_{w1} = 1)$  для учета снижения значения  $F_{Dpk}^*$  при сверхзвуковых режимах (при  $\lambda_{w1} > 1$ )



**Рис. 8.** 3D CAD-модель 3-ступенчатого КНД двигателя АЛ-55

С учетом фактической геометрии и параметров двигателя на расчетном режиме определены значения  $\rho$  для РК ступеней. Степень реактивности РК определена по выражению

$$\rho \approx 1 / \left[ 1 + \frac{(\text{ctg}\alpha_2 + \text{ctg}\alpha_1)}{(\text{ctg}\beta_2 + \text{ctg}\beta_1)} \right] \approx 1 / [1 + \text{ctg}\gamma_{\text{НА}} / \text{ctg}\gamma_{\text{РК}}],$$

а для НА использована доля выполняемой НА работы  $(1-\rho)$  и теоретический напор в относительном движении  $H_{Twi} \approx (H_{Ti} + H_{Ti+1}) / 2$ , т. е. среднее между теоретическими напорами соседних РК. В табл. 2 приведены фактические значения параметров решеток РК вдоль периферийной поверхности тока

в КНД АЛ-55. Там же указаны рассчитанные (по упрощенной и уточненной зависимостям) значения поправки на густоту в периферийном сечении в виде относительного увеличения густоты  $\delta(b/t)$ . В табл. 3 приведены фактические значения параметров решеток РК вдоль среднемассовой поверхности тока в КНД АЛ-55. Там же указаны рассчитанные (по упрощенной и уточненной зависимостям) значения поправки на густоту в периферийном сечении в виде относительного увеличения густоты  $\delta(b/t)$ . В табл. 4 приведены фактические значения густоты РК и НА в среднем сечении «ср», рассчитанные коэффициенты расхода и теоретического напора (аэродинамической нагруженности), степени реактивности и фактора диффузорности. При этом для НА используется показатель  $(1-\rho)$  и  $H_{Twi} \approx (H_{Ti} + H_{Ti+1}) / 2$ .

В табл. 5 приведены фактические лопаточные и кинематические углы течения рабочего тела в среднем сечении «ср» и определенные по ним значения степени реактивности и фактора диффузорности. В табл. 6 приведены рекомендуемые и фактические значения густоты  $b/t$  в среднем «ср» сечении РК и НА ступеней КНД (вдоль среднемассовой поверхности тока). При этом рекомендуемые значения  $b/t$  определены по предложенным выше методикам, с учетом поправок на сверхзвуковое течение в концевом (периферийном) сечении «к» РК 1-й ступени и в среднем сечении «ср» РК 2-й ступени. Для РК 3-й ступени поправка, рассчитанная по периферийному и концевому сечениям, практически одинакова. Для расчета густоты НА использованы значения  $(1-\rho)$  и  $H_{Twi}$ , рассчитанные по предложенным методикам.

Таблица 2

**Фактические параметры в периферийном (концевом «к») сечении РК ступеней КНД АЛ-55 и рассчитанные значения поправки  $\delta(b/t)$**

Ступень	$b/t$	$\gamma,^\circ$	$\theta,^\circ$	$\varphi_{л},^\circ$	$M_{w1}$	$\varphi_c,^\circ$	$\bar{f},\%$	$\bar{c}_m,\%$	$\delta(b/t)_{\text{упрощ}}$	$\delta(b/t)$
1	1,274	30,11	7,18	3,22	1,903	32	0,0188	2,375	0,6611	1,1777
2	1,252	27,92	6,38	4,90	1,549	44	0,0183	3,555	0,3981	0,9961
3	1,208	30,64	8,36	5,10	1,024	90	0,0273	3,500	0	0,6359

Таблица 3

**Фактические параметры в среднем («ср») сечении РК ступеней КНД и рассчитанные значения поправки  $\delta(b/t)$**

Ступень	$b/t$	$\gamma$	$\theta$	$\varphi_{л}$	$M_{w1}$	$\varphi_c$	$\bar{f}$	$\bar{c}_m$	$\delta(b/t)_{\text{упрощ}}$	$\delta(b/t)$
1	1,681	44,23	9,61	4,82	1,518	43	0,0238	0,03329	0,5811	0,7656
2	1,496	37,83	10,627	6,35	1,366	90	0,0222	0,04976	-0,0910	0,4645
3	1,309	39,61	11,71	9,00	0,841	90	0,0307	0,05323	-0,1159	0,5202

Таблица 4

**Фактические значения густоты и рассчитанные параметры в среднем «ср» (вдоль среднемассовой поверхности тока) сечении РК и НА ступеней КНД**

Ступень		$b/t$	$\bar{H}_T$	$\bar{c}_a$	$\rho$		$F_D$
					$\rho$	$(1-\rho)$	
1	РК	1,681	0,570	0,790	0,663		0,339
	НА	1,437	0,502	0,596	0,292		0,476
2	РК	1,496	0,433	0,568	0,754		0,313
	НА	1,366	0,360	0,555	0,327		0,412
3	РК	1,309	0,287	0,506	0,593		0,280
	НА <sub>1</sub>	0,850	0,287	0,505	0,407		0,350

Таблица 5

Фактические значения густоты и углов ( $^{\circ}$ ), рассчитанные параметры в среднем «ср» (вдоль среднемассовой поверхности тока) сечении РК и НА ступеней КНД

Ступень	$b/t$	$\beta_{1л}$	$\beta_{2л}$	$\beta_1$	$\beta_2$	$F_D$	$\rho$	
		$\alpha_{2л}$	$\alpha_{3л}$	$\alpha_2$	$\alpha_3$			(1- $\rho$ )
1	РК	1,681	40,19	49,80	39,98	46,72	0,540	0,6352
	НА	1,437	54,63	87,40	43,15	80,54	0,404	0,3664
2	РК	1,496	33,03	43,66	29,39	38,36	0,494	0,7424
	НА	1,366	56,41	87,27	46,78	72,36	0,213	0,2928
3	РК	1,309	33,38	45,09	34,83	42,96	0,376	0,5887
	НА <sub>1</sub>	0,850	51,00	67,20	40,09	61,73	0,383	0,4074

Таблица 6

Рекомендуемые и фактические значения густоты  $b/t$  в среднем «ср» сечении РК и НА ступеней КНД (вдоль среднемассовой поверхности тока)

	Густота $b/t$	Ступень		
		1	2	3
РК	фактическая	1,681	1,496	1,309
	рекомендуемая	1,705	1,437	1,265
НА	фактическая	1,437	1,366	0,850
	рекомендуемая	1,620	1,120	0,900

Видно, что распределение работ по ступеням, факторы диффузорности в лопаточных венцах отличаются от рассчитанных по предложенным авторами методикам. Это говорит о том, что имеются существенные резервы для повышения КПД рассматриваемого КНД. Более близкие расчеты к фактическим значениям густоты в РК получаются, если поправку на густоту с учетом сверхзвукового натекания для РК 1-й ступени определять по периферийному сечению, а для РК 2-й ступени – по среднему сечению. Поправка для РК 3-й ступени может определяться как по периферийному, так и по среднему сечению. Видно также, что рекомендуемое значение густоты  $b/t$  в НА 2-й ступени существенно меньше, чем фактическое. В итоге анализ путем 3DCAD/CAE-моделирования может подтвердить, что измененные значения густот и распределения работ позволят увеличить КПД КНД.

Предложенные методики позволяют оперативно получать первые приближения при оптимизации основных параметров компрессора, достаточно близкие к их итоговым значениям, которые традиционно получаются путем выполнения большого объема расчетов и проектно-доводочных работ.

С использованием ранее опубликованных авторами методик определения оптимального распределения работ, степеней реактивности по ступеням описанные в данной статье методики позволяют провести модернизацию (перепроектирование) компрессора для повышения его КПД при сохранении и даже увеличении запаса ГДУ.

## ВЫВОДЫ

Выбор оптимальных значений степени реактивности в среднем сечении каждой ступени следует производить с целью обеспечения максимального КПД ступени и с учетом угла на входе в следующую ступень (т. е. с учетом степени реактивности следующей ступени) по предложенным методикам. Это обеспечивает достижение максимального КПД компрессора и требуемого запаса ГДУ. Выбор густот решеток профилей РК производится с учетом выбранных значений степени реактивности и предложенных значений фактора диффузорности по Либляйну, различных для первых и последних и для промежуточных ступеней. При этом указанные значения фактора диффузорности уточняются с учетом приведенных факторов и предложенных зависимостей. Для выбора густот решеток профилей

ВНА и НА (первых, последних и промежуточных ступеней) предложены соответствующие методики с учетом особенностей до-, транс- и сверхзвуковых ступеней. Предложенные методики и зависимости могут быть использованы непосредственно при проектировании компрессоров, а также при создании систем моделирования лопаточных машин.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федоров Р. М. Характеристики осевых компрессоров. Воронеж: Научная книга, 2015. 220 с. [ R. M. Fedorov, *Characteristics of axial compressors*, (in Russian). Voronezh: Nauchnaya kniga, 2015. ]
2. Кривошеев И. А., Рожков К. Е., Симонов Н. Б. Оптимизация геометрии и режимов работы лопаточных венцов при проектировании компрессоров ГТД // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. № 55. С. 90–103. [ I. A. Krivosheev, K. E. Rozhkov, N. B. Simonov, "Optimization of geometry and modes of operation of blade crowns in the design of GTE compressors", (in Russian), in *Vestnik PNIPI*, no. 55, pp. 90-103, 2018. ]
3. Кривошеев И. А., Рожков К. Е., Симонов Н. Б. Оптимизация числа ступеней и распределения параметров в проточной части при проектировании компрессоров и турбин ГТД // Известия вузов. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 124–132. [ I. A. Krivosheev, K. E. Rozhkov, N. B. Simonov, "Stages number optimization and parameters distribution in flow parts at compressor and turbines designing GTE", (in Russian), in *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tekhnika*, no. 2, pp. 124-132, 2019. ]
4. Галеркин Ю. Б., Попов Ю. А., Прокофьев А. Ю. Анализ эффективности элементарных решеток осевых компрессоров по данным продувок плоских решеток // Компрессорная техника и пневматика. 2005. № 1. С. 13–19. [ Yu. B. Galerkin, Yu. A. Popov, A. Yu. Prokofyev, "Analysis of the efficiency of elementary gratings of axial compressors according to the blowing of flat gratings", (in Russian), in *Kompressorная tekhnika i pnevmatika*, no. 1, pp. 13-19, 2005. ]
5. Белоусов А. Н., Мусаткин Н. Ф., Радько В. М. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. Самара: Сам. Дом печати, 2003. 344 с. [ A. N. Belousov, N. F. Musatkin, V. M. Radko, *Theory and Calculation of Aircraft Blade Machines*, (in Russian). Samara: Sam. Dom pechaty, 2003. ]
6. Емин О. Н., Карасев В. Н., Ржавин Ю. А. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД / О. Н. Емин, В. Н. Карасев, Ю. А. Ржавин. М.: Издательство МАИ, 2003. 146 с. [ O. N. Emin, V. N. Karasev, Yu. A. Rzhavin, "Selection of parameters and gas-dynamic calculation of axial compressors and turbine aircraft GTE", (in Russian). Moscow: Izdatel'stvo MAI, 2003. ]
7. Комаров А. П. Исследование плоских компрессорных решеток // Лопаточные машины и струйные аппараты: сборник статей. М., 1967. Вып. 2. С. 67–110. [ A. P. Komarov, "Research of flat compressor gratings", (in Russian), in *Lopatocnyye mashiny i strujnye apparaty*. Moscow, 1967. Issue 2, pp. 67-110. ]
8. Комиссаров Г. А., Микирьчан В. М., Хайт М. В. Методика газодинамического расчета осевого компрессора. М., 1961. 132 с. [ G. A. Komissarov, V. M. Mikirchan, M. V. Khaite, *Methodology for the Gas-Dynamic Calculation of an Axial Compressor*, (in Russian). Moscow, 1961. ]
9. Эккерт Б. Осевые и центробежные компрессоры. М.: Машгиз, 1959. 678 с. [ B. Eckert, *Axial and centrifugal compressors*, (in Russian). Moscow: Mashgiz, 1959. ]
10. Холщевников К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1970. 610 с. [ K. V. Kholshchevnikov, *Theory and Calculation of Aviation Blade Machines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1970. ]
11. Кривошеев И. А., Рожков К. Е. Анализ рабочих процессов и характеристик лопаточных машин // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 14, № 5 (40). С. 3–10. [ I. A. Krivosheev, K. E. Rozhkov, "Analysis of working processes and characteristics of blade machines", in *Vestnik UGATU*, vol. 14, no. 5 (40), pp. 3-10, 2013. ]
12. Бунимович А. И., Святогоров А. А. Аэродинамические характеристики плоских компрессорных решеток при большой дозвуковой скорости // Лопаточные машины и струйные аппараты: сборник статей. М.: Машиностроение, 1967. Вып. 2. С. 5–35. [ A. I. Bunimovich, A. A. Svyatogorov, "Aerodynamic characteristics of flat compressor grids at high subsonic speed", (in Russian), in *Lopatocnyye mashiny i strujnye apparaty*. Moscow: Mashinostroenie, 1967. Issue 2, pp. 5-35. ]
13. Быков Г. А. Расчет аэродинамических характеристик осевых компрессорных ступеней на основе обобщенных зависимостей // Теплоэнергетика АН СССР. 1965. № 11. С. 74–79. [ G. A. Bykov, "Calculation of the aerodynamic characteristics of axial compressor stages based on generalized dependencies", (in Russian), in *Teploenergetika AN SSSR*, no. 11, pp. 74-79, 1965. ]
14. Воуэс М. Р. Gas turbine engineering handbook. Butterworth-Heinemann, 2002. 799 p. [ M. P. Boyce, *Gas turbine engineering handbook*. Butterworth-Heinemann, 2002. ]
15. Выбор углов атаки при проектировании лопаточных венцов в составе компрессоров ГТД / И. А. Кривошеев [и др.] // Вестник УГАТУ. 2017. Т. 21, № 1 (75). С. 13–26. [ I. A. Krivosheev, et al., "Choice of angle attack on design blade row in the composition of GTE compressors", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 21, no. 1 (75), pp. 1-9, 2017. ]
16. Батурин О. В. Конспекты лекций по учебной дисциплине "Теория и расчет лопаточных машин": учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2011. 241 с. [ O. V. Baturin, *Lecture notes on the academic discipline "Theory and calculation of blade machines"*, (in Russian). Samara: SGAU, 2011. ]
17. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1991. 600 с. [ G. N. Abramovich, *Applied Gas Dynamics*, (in Russian). M.: Nauka, 1991. ]
18. Казанджан П. К. Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1983. 217 с. [ P. K. Kazanjan, *Theory of aircraft engines. The theory of bladed machines*, (in Russian). M.: Mashinostroenie, 1983. ]
19. Папазов С. В., Яковлев В. А., Ершов С. В. Численное моделирование течения в компрессорной решетке в широком диапазоне режимов обтекания // Проблемы машиностроения. 2014. Т. 17, № 4. С. 3–9. [ S. V. Parazov, V. A. Yakovlev, S. V. Ershov, "Numerical modeling of the flow in the compressor lattice in a wide range of flow regimes", (in Russian), in *Problemy mashinostroeniya*, vol. 17, no. 4, pp. 3-9, 2014. ]

**ОБ АВТОРАХ**

**КРИВОШЕЕВ Игорь Александрович**, проф. каф. АД УГАТУ. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1976). Д-р техн. наук, проф. Иссл. в обл. раб. процессов в ДЛА и лопат. машинах, инф. техн. в двигателестроении.

**РОЖКОВ Кирилл Евгеньевич**, доц. каф. АТиТ УГАТУ. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 2007). Канд. техн. наук. Иссл. в обл. моделир. раб. процессов лопат. машин.

**СИМОНОВ Николай Борисович**, ассист. каф. АД УГАТУ. Магистр в обл. ДЛА (УГАТУ, 2014). Иссл. в обл. моделир. раб. процессов лопат. машин.

**METADATA**

**Title:** Optimization of the geometry of profile grids in stages of compressors using the diffuser factor.

**Authors:** I. A. Krivosheev<sup>1</sup>, K. E. Rojkov<sup>2</sup>, N. B. Simonov<sup>3</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>krivosheev@mail.ru, <sup>2</sup>rke@mail.ru, <sup>3</sup>sventigo@yandex.ru.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 3 (89), pp. 69-82, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** Methods for optimizing the degree of reactivity and density of the cascade profiles of blade rows and stages in the design of GTE compressors are considered. Dependencies are proposed that allow at an early design stage to take into account the peculiarities of the first and intermediate stages. It is shown how, taking into account the selected values of  $\rho$ , the optimal values of the curvature and density of the profile gratings are determined using the Lieblein diffusion conditions. Corrections for the density are proposed, taking into account the supersonic regime of leakage onto the grid.

**Key words:** compressor; blade row; profile grid; solidity; angle of attack; deviation angle; profile curvature; nominal mode; flow coefficient; head coefficient.

**About authors:**

**KRIVOSHEEV, Igor Aleksandrovich**, Prof. Aviation Engines Dept. Dipl. engineer (USATU, 1976). Dr. Tech. Sci. (USATU, 2000).

**ROJKOV, Kirill Evgenevich**, Ass. Prof. of the Dept. of Aviation Heat and Power Engineering. Dipl. engineer (USATU, 2007). Cand. of Tech. Sci.

**SIMONOV, Nikolai Borisovich**, Ass. of the Dept. of Aircraft Engine. Master in DLA (USATU, 2014).