

**ПАРОТУРБИННЫЕ, ГАЗОТУРБИННЫЕ,  
ПАРОГАЗОВЫЕ УСТАНОВКИ  
И ИХ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

**РАСЧЕТ ПОТЕРЬ ОТ УГЛА АТАКИ В ТУРБИННОЙ РЕШЕТКЕ**

© 2021 г. Б. И. Мамаев<sup>а</sup>, \*, А. В. Стародумов<sup>а</sup>

<sup>а</sup>ОКБ им. А. Льюльки – филиал ПАО ОДК-УМПО, ул. Касаткина, д. 13, Москва, 129301 Россия

\*e-mail: boris.mamaev35@mail.ru

Поступила в редакцию 28.01.2020 г.

После доработки 04.03.2020 г.

Принята к публикации 24.06.2020 г.

Течение в турбинных решетках с углами атаки сопровождается отрывным обтеканием профилей, которое трудно рассчитать с приемлемой точностью. Поэтому на практике для оценки потерь от угла атаки используются эмпирические формулы. Анализ этих формул позволил выделить геометрические и режимные параметры решетки, оказывающие наибольшее влияние на потери: конструктивный угол входа, толщину входной кромки профиля, толщину профиля, относительный шаг, угол атаки и скорость выхода потока. Получить надежное аналитическое выражение для потерь, учитывающее влияние всех этих параметров, нереально. Поэтому был выбран путь, заключающийся в создании программы, использующей данные многочисленных экспериментов и находящей уравнение для расчета потерь в группе решеток, близких к заданной по геометрическим параметрам. Согласно этому был сформирован банк экспериментальных данных потерь в большом числе решеток, испытанных при разных углах атаки и скоростях выхода потока. Согласно результатам испытаний увеличение скорости выхода потока из решетки приводит к снижению потерь от положительного угла атаки. Все решетки четко делятся на три большие группы по характеру потерь. Для решеток каждой группы определены диапазоны изменения углов входа и выхода потока, толщин профиля и его входной кромки. Набор этих параметров определяет вид аппроксимирующего полинома для каждой заданной решетки. Чтобы отразить влияние шага и скорости выхода и найти расчетное уравнение, из группы выделяются решетки, имеющие узкие отклонения параметров от заданного значения, и по методу наименьших квадратов вычисляются неизвестные коэффициенты полиномов. Расчеты по разработанной программе дают меньшие отклонения от экспериментов, чем известные формулы.

*Ключевые слова:* угол атаки, определяющие параметры, банк потерь, группы решеток, программа расчета, толщина кромки профиля, конструктивный угол, толщина профиля, относительный шаг

**DOI:** 10.1134/S004036362102003X

При работе турбины в нерасчетных режимах на входе в решетки лопаточных венцов появляются углы атаки  $\Delta\beta_1 = \beta_{1к} - \beta_1$  (здесь  $\beta_{1к}$  – конструктивный угол входа;  $\beta_1$  – угол входа потока) (рис. 1). Углы атаки могут быть большими по значению, особенно в последних ступенях многоступенчатых турбин. Например, в энергетической установке ГТУ-31СТЭ в номинальном режиме средние значения углов атаки в 5-й ступени силовой турбины составляют по расчету примерно  $4^\circ$  в сопловом аппарате и около  $1^\circ$  в рабочем колесе, а в режиме холостого хода эти углы уменьшаются соответственно до  $-90^\circ$  и  $-83^\circ$ .

Результаты газодинамических расчетов турбины в различных режимах необходимы не только для анализа параметров турбины, но и для лучшего согласования между узлами ГТУ в работе и исследования динамических процессов регулирования. Надежность этих результатов во многом зависит от точности определения потерь в решетках

при разных значениях угла потока  $\beta_1$  и его скорости на выходе из решетки.

Течение потока в турбинных решетках сопровождается нестационарным отрывным обтеканием профилей, которое трудно рассчитать в вязком потоке с приемлемой точностью. Поэтому на практике для оценки потерь от угла атаки  $\Delta\zeta = \zeta - \zeta_0$  (здесь  $\zeta$  – коэффициент потерь при  $\Delta\beta_1 \neq 0$ ;  $\zeta_0$  – коэффициент потерь при расчетном натекании, когда  $\beta_1 = \beta_{1к}$ ) используют различные полуэмпирические и эмпирические формулы, обобщающие экспериментальные данные по потерям в решетках профилей (например, [1–3]). Анализ таких формул и данных показывает, что потери от угла атаки являются сложной функцией многих геометрических и режимных параметров решетки:

$$\Delta\zeta \approx f(\bar{r}, \bar{d}_1, \bar{c}, \lambda_2, \Delta\beta_1, \beta_{1к}, \beta_{2эф}),$$

где  $\bar{t} = t/b$ ;  $\bar{d}_1 = d_1/b$ ;  $\bar{c} = c/b$ ;  $\beta_{2эф} = \arcsin(a_2/t)$  – эффективный угол выхода потока.

Получить надежное аналитическое выражение для зависимости потерь от угла атаки, обобщающее данные многих решеток и учитывающее все определяющие параметры, нереально. Именно поэтому авторы, аппроксимируя результаты экспериментов, вводят разного рода упрощения. При этом чаще всего ограничиваются учетом влияния только углов  $\Delta\beta_1$ ,  $\beta_{1к}$  и  $\beta_{2эф}$  (так поступали В.И. Локай, Г.Ю. Степанов, М.Е. Дейч и др.). В работе [3] к ним добавляется  $\bar{d}_1$  и только в формулу из [2] входят еще величины  $\bar{t}$  и  $\lambda_2$ . Полученные формулы дают не только результаты, различающиеся между собой и сильно отличающиеся от экспериментальных, но и лишенный физического смысла результат  $\Delta\zeta > 1$  при больших углах атаки [4]. Наконец, следует отметить еще один немаловажный факт: в соответствии с указанными формулами (за исключением формулы из [1]) при отрицательных углах  $\Delta\beta_1$  потери  $\Delta\zeta > 0$  и непрерывно увеличиваются, когда угол атаки растет (по модулю). Вместе с тем, для большинства решеток эксперименты показывают немонотонный характер зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  при  $\Delta\beta_1 < 0$ .

Несомненно, упомянутые выше формулы отражают определенный этап в развитии методов расчета турбин и уже сыграли свою положительную роль на практике. Тем не менее, уточнение значения  $\Delta\zeta$  по-прежнему является актуальной задачей улучшения методики газодинамического расчета турбины.

Для решения этой задачи было предпринято несколько разных попыток, прежде чем был выбран путь, приведший к положительному результату.

Прежде всего, было решено сформировать банк экспериментальных данных по значениям  $\Delta\zeta$ , используя достаточно обширный материал, имеющийся в атласах МЭИ и ЦИАМ [5–7], а также результаты аэродинамических испытаний, проведенных в ЦАГИ, МВТУ, МЭИ и ряде авиационных ОКБ. Рассматривались в основном аэродинамически совершенные решетки профилей со скругленной по окружности входной кромкой. Всего в банке собрано 139 решеток, каждая из которых была испытана при нескольких значениях  $\Delta\beta_1$  и  $\lambda_2$ . В итоге нашлось 2186 экспериментальных значений  $\Delta\zeta$ : от 5 до 32 на одну решетку. Диапазоны изменения геометрических и режимных параметров рассмотренных решеток составляли:  $\beta_{1к} = 18.9^\circ - 160^\circ$ ,  $\beta_{2эф} = 12.5^\circ - 44.1^\circ$ ,  $\bar{t} = 0.39 - 1.05$ ,  $\bar{c} = 0.038 - 0.46$ ,  $\bar{d}_1 = 0.01 - 0.19$ ,  $\Delta\beta_1 = (-59^\circ) - 54^\circ$ ,  $\lambda_2 = 0.2 - 1.5$ . К сожалению, оказалось не так много испытаний с большими отрицательными углами  $\Delta\beta_1$ . Но при  $\Delta\beta_1 < 0$  значения  $\Delta\zeta$ , как правило, невелики и

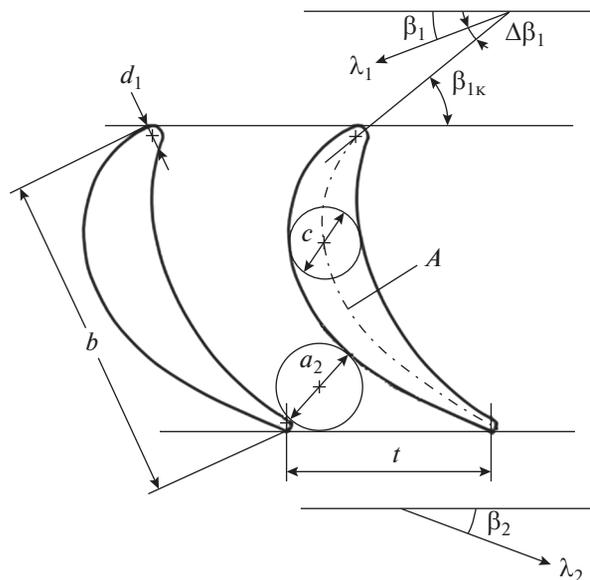
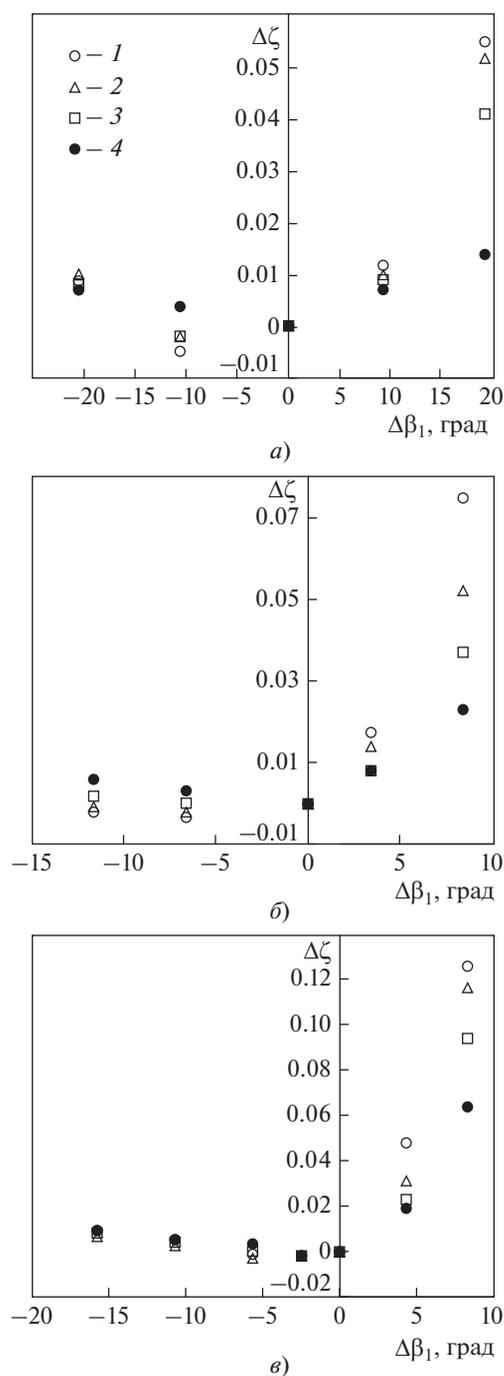


Рис. 1. Решетка профилей.

$b$  – хорда;  $d_1$  – толщина входной кромки профиля;  $\lambda_1, \lambda_2$  – приведенная изоэнтропическая скорость входа потока в решетку и выхода из нее;  $c$  – толщина профиля;  $A$  – средняя линия профиля;  $a_2$  – горло канала решетки;  $t$  – шаг решетки;  $\beta_2$  – угол выхода потока из решетки

возможная погрешность их оценки не должна существенно ухудшать точность расчета турбины.

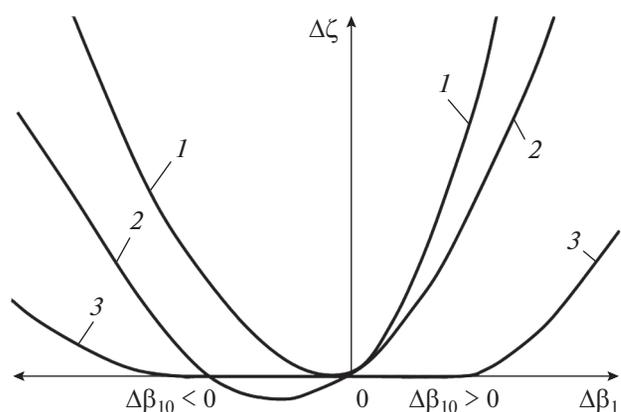
Анализ данных банка показал, что скорость выхода  $\lambda_2$  влияет на потери  $\Delta\zeta$  во всех исследованных решетках (рис. 2–4). Влияние этой скорости на значение  $\zeta_0$  принято учитывать, но обычно оно не принимается во внимание при оценке  $\Delta\zeta$  [1, 3, 5]. При расчетном натекании потери возникают главным образом на диффузорном участке спинки профиля в косом срезе решетки [8]. В конфузорной решетке с ростом  $\lambda_2$  максимальная скорость на спинке  $\lambda_{max}$  из-за сжимаемости потока увеличивается в меньшей степени, чем значение  $\lambda_2$ . В результате снижается степень выходной диффузорности  $D_e = \lambda_{max}/\lambda_2 - 1$ , и именно это снижение во многом определяет уменьшение  $\zeta_0$  с ростом  $\lambda_2$ . Влиянию скорости выхода на потери от угла атаки есть подобное объяснение. В конфузорной решетке с ростом  $\lambda_2$  снижаются относительные скорости обтекания во входной части межпрофильного канала и влияние этой части на профильные потери уменьшается. По этой причине и ослабляется влияние угла атаки, проявляющееся в изменении течения как раз в этой входной части решетки. Поскольку с ростом  $\lambda_2$  в диапазоне докритических значений снижается и значение  $\zeta_0$ , то отношение  $\Delta\zeta/\zeta_0$  изменяется меньше, чем потери  $\Delta\zeta$ .



**Рис. 2.** Зависимость  $\Delta\zeta$  от  $\Delta\beta_1$  для решетки № 67 (а), № 131 (б), № 172 (в) [6].

$\beta_{1к}$ , град: а – 66; б – 43; в – 34;  $\beta_{2эф}$ , град: а – 42.7; б – 31.2; в – 24.0;  $\bar{c}$ : а – 0.11; б – 0.25; в – 0.33;  $\bar{d}_1$ : а – 0.060; б – 0.075; в – 0.076;  $\bar{r}$ : а – 0.71; б – 0.81; в – 0.82;  $\lambda_2$ : 1 – 0.6; 2 – 0.7; 3 – 0.8; 4 – 0.9

Оценивая малочисленные и не столь успешные попытки получить обобщающую аналитическую зависимость для оценки  $\Delta\zeta$ , учитывающую влияние большинства определяющих параметров



**Рис. 3.** Зависимость  $\Delta\zeta$  от  $\Delta\beta_1$  в группах решеток. Группа решеток: 1 – 1; 2 – 2; 3 – 3

(например, [2, 3]), приняли решение применить метод обобщения, включающий помимо математического аппарата средства современных ЭВМ. Как показала практика [9, 10], именно такой путь целесообразно использовать при обобщении результатов, полученных в экспериментах разными авторами при многочисленных определяющих факторах и в широких диапазонах их изменения. При этом следовало найти не одно обобщающее уравнение для оценки потерь, а создать программу расчета потерь в заданной решетке, опирающуюся на банк собранных данных и находящую уравнения для расчета значений  $\Delta\zeta$  в ней по потерям в определенной группе решеток (как, например, в [8]).

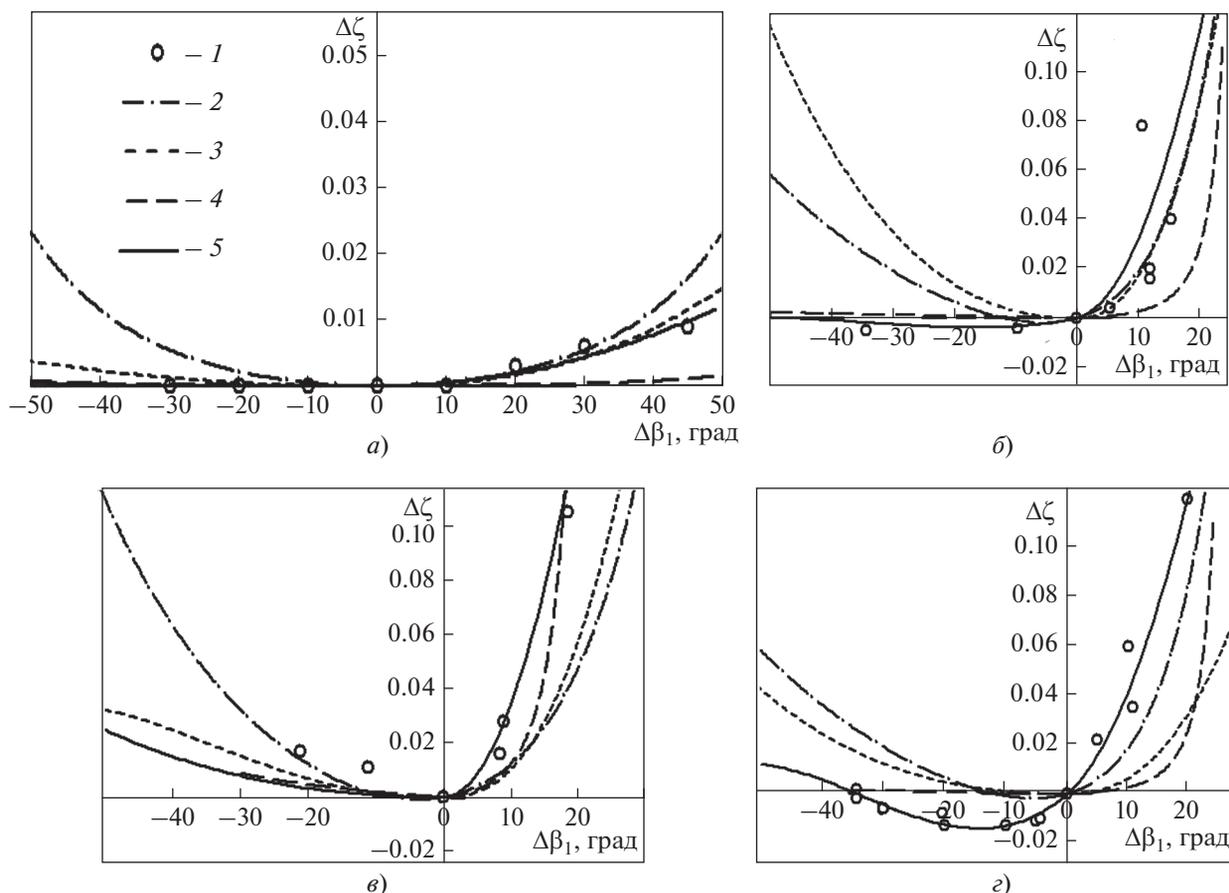
Очевидно, применение изложенного подхода в существенной мере облегчается, если представляется возможным выполнить априорную оценку характера аппроксимирующего уравнения для  $\Delta\zeta$  как функции ряда режимных и геометрических параметров решетки. Влияние остальных определяющих параметров должно быть учтено при выборе ряда решеток, имеющих небольшие отличия этих параметров от параметров заданной решетки.

Таким образом, важная процедура заключалась в том, что все решетки, имеющиеся в банке, предстояло разделить на несколько групп по характеру зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  и установить их отличительные особенности по определяющим параметрам в каждой группе.

Анализ банка показал, что все решетки четко делятся на три группы по однородному типу зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  (см. рис. 3):

$\Delta\zeta > 0$  при положительных и отрицательных углах атаки и потери непрерывно увеличиваются с ростом угла атаки (группа 1);

$\Delta\zeta > 0$  при  $\Delta\beta_1 > 0$  и увеличивается с ростом  $\Delta\beta_1$ , а при  $\Delta\beta_1 < 0$  с ростом угла атаки потери сначала



**Рис. 4.** Сравнение экспериментальных данных (1) зависимости  $\Delta\zeta$  от  $\Delta\beta_1$  с рассчитанными по [1] (2), [2] (3), [3] (4) и программе авторов (5).

$\beta_{1к}$ , град: а – 90; б – 68; в, г – 50;  $\beta_{2эф}$ , град: а – 13; б – 43; в, г – 30;  $\bar{c}$ : а – 0.20; б – 0.11; в, г – 0.17;  $\bar{a}_1$ : а – 0.12; б – 0.065; в, г – 0.10;  $\bar{t}$ : а, в, г – 0.75; б – 0.80;  $\lambda_2$ : а – 0.8; б, в – 0.6; г – 0.9

уменьшаются, достигая минимума при  $\Delta\zeta < 0$ , и далее растут, попадая в область  $\Delta\zeta > 0$  при больших углах атаки [1, 5, 6] (группа 2);

при положительных и отрицательных значениях  $\Delta\beta_1$  существуют некоторые диапазоны угла от нуля до  $\Delta\beta_{10}$  (здесь  $\Delta\beta_{10}$  – граничное значение  $\Delta\beta_1$ , при котором  $\Delta\zeta = 0$ ), в которых потери  $\Delta\zeta = 0$ , а за границами этих диапазонов с ростом угла атаки потери увеличиваются (группа 3).

Очевидно, появление  $\Delta\zeta < 0$  в решетках группы 2 – результат уменьшения газодинамической нагрузки на профиль при увеличении общей конфузурности течения и снижения скоростей на спинке вблизи входной кромки. Это происходит в том диапазоне отрицательных углов атаки, при которых улучшение течения на спинке превалирует над ухудшением со стороны корыта в виде растущего пика скорости вблизи кромки и последующего торможения потока [6, 8].

Из экспериментов следует, что с ростом  $\lambda_2$  в решетках группы 2 уменьшаются минимальные потери и диапазон углов  $\Delta\beta_1$ , в котором  $\Delta\zeta < 0$ , а в решетках группы 3 сужаются диапазоны углов атаки, в которых  $\Delta\zeta = 0$ . Эти диапазоны сужаются и с ростом конфузурности решетки  $k = \sin\beta_{1к}/\sin\beta_{2эф}$ . Все это связано с уменьшением чувствительности решетки к углу атаки. Ясно, что распространенные на практике формулы для оценки значения  $\Delta\zeta$  ([1–3, 8] и др.) не отражают многообразия реальных зависимостей потерь  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$ . Поэтому их использование в расчете может приводить к ошибочным результатам.

В дальнейшем была проведена кропотливая работа по разделению всех решеток в банке на три группы по характеру зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  и определению особенностей геометрических параметров решеток, общих для каждой группы. Такая работа дала следующие результаты. Решетки группы 1 (15% решеток банка) – решетки любой конфузур-

ности из относительно тонких профилей с  $\bar{c} \leq 0.11$ ,  $\bar{d}_1 \leq 0.071$  и  $\beta_{1к} \leq 110^\circ$ . Чаще всего это периферийные сечения неохлаждаемых рабочих лопаток. Решетки группы 2 – самая многочисленная часть банка (77%) из различных сопловых и рабочих решеток с конфузурностью  $k < 2.7$ ,  $\bar{c} > 0.11$ . Группа 3 – высококонфузные решетки с  $k \geq 2.7$  и  $\bar{c} > 0.11$ . Как правило, это сопловые решетки первых ступеней турбин с  $\beta_{1к} \approx 90^\circ$ .

При разработке программы расчета на ЭВМ рассмотрение всех графиков экспериментальных зависимостей  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  сделало возможным назначить типы аппроксимирующих функций, единые для всех трех описанных групп решеток – полином 2-й степени в случае  $\Delta\beta_1 \geq 0$  и 3-й степени для  $\Delta\beta_1 \leq 0$ . Для каждой решетки кривые, образованные двумя полиномами, имеют общую касательную к оси  $\Delta\beta_1$  при  $\Delta\beta_1 = 0$ , что соответствует реальному (без изломов) изменению значения  $\Delta\zeta$  по  $\Delta\beta_1$ .

Таким образом, в программе расчета характер зависимости  $\Delta\zeta(\Delta\beta_1)$  в каждой заданной решетке определяется по значениям  $\bar{c}$ ,  $\bar{d}_1$ ,  $\beta_{1к}$  и  $\beta_{2эф}$  (первый шаг выбора соответствующей группы решеток из банка). Чтобы отразить дополнительное влияние относительного шага  $\bar{t}$  и скорости  $\lambda_2$  и найти саму расчетную зависимость для потерь  $\Delta\zeta$ , выделяют узкие диапазоны отклонения каждого параметра от заданного значения, начиная с  $\pm 2.5\%$  (второй шаг). Находят соответствующие этому условию решетки из выбранной группы (третий шаг) и по методу наименьших квадратов вычисляют неизвестные коэффициенты полиномов (последний методический шаг). Если для случая отклонений  $\pm 2.5\%$  в банке не находят двух подходящих решеток, то диапазон отклонений расширяют до обнаружения не менее двух решеток.

Примеры результатов расчетов по программе показаны на рис. 4. Из них видно, что отклонения результатов этих расчетов  $\Delta\zeta$  от экспериментальных гораздо меньше, чем расчетов по формулам из [1–3]. Включение программы в имеющиеся комплексы газодинамических 1D- и 2D-расчетов турбины не доставляет больших затруднений. Можно отметить еще одно естественное достоинство выполненной работы: пополнение банка данных результатами новых экспериментов улучшает методику и повышает надежность расчета потерь от угла атаки. Наконец, разработанная программа может быть использована при целенаправленном поиске решения обратной задачи – получении рекомендаций по выбору значения оптимального конструктивного угла входа в проектируемой решетке. Рекомендации, известные из [9], получены с помощью формулы для оценки значения  $\Delta\zeta$  из работы [1]. Очевидно, уточнение этих рекомендаций позволит отыскать дополнительные

резервы повышения КПД новых проектируемых и модернизируемых турбин.

## ВЫВОДЫ

1. Параметрами, определяющими потери в турбинной решетке от угла атаки, являются относительный шаг, толщины профиля и его входной кромки, конструктивный угол входа, эффективный угол выхода, угол атаки и скорость выхода потока. Получение аналитического выражения, учитывающего влияние этих параметров и обеспечивающего приемлемую точность расчета потерь, является практически неразрешимой задачей.

2. Банк потерь, сформированный в работе на базе обширного экспериментального материала, позволил уточнить влияние параметров решетки на потери, разделить решетки на группы по характеру протекания потерь по углу атаки и предложить методику расчета, в которой используют возможности компьютерных технологий.

3. Разработанная программа расчета потерь в заданной решетке отражает многообразие их зависимости от угла атаки и обеспечивает меньшие отклонения результатов расчета от эксперимента, чем известные формулы.

4. С помощью разработанной программы можно уточнить рекомендации по выбору оптимального конструктивного угла входа и тем самым повысить эффективность проектируемой решетки.

## БЛАГОДАРНОСТЬ

В заключение авторы выражают благодарность инженерам ОКБ им. А. Люльки С.А. Полубояриновой, В.Г. Касьяновой и В.Л. Мурашко за оказанную при подготовке статьи помощь.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Степанов Г.Ю. Гидродинамика решеток турбомашин. М.: ГИФМЛ, 1962.
2. Максимова М.К., Вавилов Г.А. Влияние угла входа потока на профильные потери турбинной решетки // Труды КАИ. 1973. С. 33–40.
3. Moustapha S.H., Kasker S.C., Tremlay B. An improved incidence losses prediction for turbine airfoils // J. Turbomach. 1990. V. 112. Is. 2. P. 267–276. <https://doi.org/10.1115/1.2927647>
4. Мамаев Б.И., Осипов И.Л. Влияние угла атаки на профильные потери в турбинных решетках // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 1. С. 66–68.
5. Дейч М.Е., Филиппов Г.А., Лазарев Л.Я. Атлас профилей решеток осевых турбин. М.: Машиностроение, 1965.
6. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин / В.Д. Вендиктов, А.В. Грановский, А.М. Карелин, А.Н. Колесов, М.Х. Мухтаров. М.: ЦИАМ, 1990.

7. Венедиктов В.Д., Соколова Н.Е. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток осевых турбин. М.: ЦИАМ, 1996.
8. Дейч М.Е. Газодинамика решеток турбомашин. М.: Энергоатомиздат, 1996.
9. Аронов Б.М., Жуковский М.И., Журавлев В.А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение, 1975.
10. Венедиктов В.Д. Газодинамика охлаждаемых турбин. М.: Машиностроение, 1990.

## Calculating Losses from the Angle of Attack in the Turbine Grille

B. I. Mamaev<sup>a, \*</sup> and A. V. Starodumov<sup>a</sup>

<sup>a</sup>*Lyulki Experimental Design Bureau, Branch of Experimental Design Bureau, Ufa Engine-Building Production Association, Moscow, 129301 Russia*

*\*e-mail: boris.mamaev35@mail.ru*

**Abstract**—The flow in turbine cascades with angles of attack is accompanied by a separated flow around the airfoils, which is difficult to calculate with acceptable accuracy. Therefore, in practice, empirical formulas are used to estimate losses from the angle of attack. The analysis of these formulas has made it possible to identify the geometric and operating parameters of the grill that have the greatest influence on the losses: the design angle of entry, thickness of the entrance edge of the profile, thickness of the profile, relative pitch, angle of attack, and flow velocity. It is unrealistic to obtain a reliable analytical expression for losses that takes into account the influence of all these parameters. Therefore, the path consisting in creating a program that uses the data of numerous experiments and finds an equation for calculating the losses in a group of gratings close to the specified one in terms of geometric parameters was chosen. Accordingly, a bank of experimental data on losses in a large number of gratings was formed and tested at different angles of attack and flow rates. According to the test results, an increase in the flow rate out of the cascade leads to a decrease in losses from a positive angle of attack. All grids are clearly divided into three large groups according to the nature of losses. For the gratings of each group, the ranges of variation of the angles of the flow inlet and outlet and the thickness of the profile and its leading edge are determined. The set of these parameters determines the form of the approximating polynomial for each given grill. To reflect the effect of the step and exit speed and find the design equation, gratings with narrow deviations of the parameters from the given value are selected from the group, and the unknown polynomial coefficients are calculated using the least squares method. Calculations according to the developed program give smaller deviations from experiments than the known formulas.

*Keywords:* angle of attack, defining parameters, loss bank, grill groups, calculation program, profile edge thickness, design angle, profile thickness, relative pitch