

УДК 621.438

## **МЕТОДИКА ТЕОРЕТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

© 2009 И. А. Жданов

Самарский государственный аэрокосмический университет

В настоящее время практически все одно- и двухвальные двигатели имеют системы регулирования направляющих аппаратов (РНА) в компрессоре (а иногда и в турбине). Ключевым вопросом при создании системы РНА является оценка влияния поворота лопаток РНА на характеристику компрессора, так как это определяет устойчивость работы компрессора и двигателя в целом. Существующие в настоящее время методики оценки опираются на опытные данные двигателей-прототипов и включают этапы длительных экспериментальных исследований. Таким образом, остро стоит задача создания методического обеспечения для теоретического расчета характеристик компрессора и оценки влияния на них поворота лопаток РНА.

*Газотурбинный двигатель, характеристика компрессора, регулируемые направляющие аппараты*

Причиной, по которой вводятся регулируемые направляющие аппараты (РНА), является недостаточная газодинамическая устойчивость компрессора. Поэтому определяющую роль в определении угла поворота  $\Delta\gamma$  РНА играет необходимый запас устойчивости  $\Delta K_y$ .

Исходными данными для расчета являются *параметры уже спроектированного компрессора и его характеристика*, полученная по результатам термогазодинамического расчета.

По характеристике определяется режим, где запас газодинамической устойчивости меньше требуемого (например,  $\Delta K_y = 15\%$ ). На этом режиме решается применить поворот РНА на угол  $\Delta\gamma$ . Для того, чтобы определить минимальный  $\Delta\gamma$ , проводится расчет компрессора на выбранном режиме работы двигателя при некотором угле  $\Delta\gamma_0$ . Методом итераций подбирается минимальный угол  $\Delta\gamma$ , при котором  $\Delta K_y \geq 15\%$ .

Результатом расчета являются уточнённая геометрия ступени (углы  $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta_1, \beta_2, \beta_3$ ), параметры потока во всех трех сечениях (как полные, так и статические) и, что наиболее интересно, характеристика ступени в целом.

Таким образом, *расчет угла поворота РНА сводится к расчету новой характеристики компрессора*.

Для выполнения описанных выше задач на базе созданного расчетного модуля (с учетом его оптимизации, дополнения и

отладки) была разработана программа, которая позволяет автоматически строить характеристики компрессора. Ниже приведены описание алгоритма, расчетных формул и принципа работы расчетного модуля программы и работы в целом.

### **Использование метода, предложенного Хауэллом**

При газодинамическом проектировании рассматривается физическая картина рассогласования работы отдельных групп ступеней осевого компрессора и определяются потребные углы поворота лопаток РНА. Однако решение этой задачи сопряжено с рядом трудностей. Несмотря на многочисленные попытки, оказалось невозможным одними теоретическими методами точно определить рабочие характеристики решетки, и самыми надежными остаются экспериментальные методы исследования. Тем не менее, в свете тенденции к сокращению сроков создания двигателя и ограничения бюджета двигательных фирм на его проектирование в условиях рыночной экономики, все большее внимание уделяется именно совершенствованию теоретических методов оценки параметров решетки (потерь, КПД и др.). Существует ряд методов, позволяющих провести данную оценку. Наиболее простой и надежный метод предложен Хауэллом.

Зависимость, предложенная Хауэллом для малых скоростей, широко применяется конструкторами осевых компрессоров и

основана на использовании условия номинального режима работы: угол поворота потока  $\varepsilon^*$  составляет 80% угла поворота при срыве  $\varepsilon_m$ . Выбор  $\varepsilon^* = 0,8 \varepsilon_m$  в качестве расчетного условия является компромиссным. Хауэлл установил, что номинальные углы поворота потока в различных компрессорных решетках в первую очередь зависят от относительного шага  $b/t$ , номинального угла выхода потока  $\beta_2^*$  для РК ( $\alpha_3^*$  – для НА) и числа Re:

$$\varepsilon_{РК}^* = f\left(\frac{b}{t}, \beta_2^*, Re\right),$$

$$\varepsilon_{НА(РНА)}^* = f\left(\frac{b}{t}, \alpha_3^*, Re\right).$$

Важно отметить, что соотношение  $\varepsilon_m = 1,25 \varepsilon^*$ , которое используют для определения угла поворота при работе на срывном режиме (помпаж), фактически не зависит от изгиба профиля  $\theta$  при выборе этого параметра в нормальном диапазоне  $20^\circ < \theta < 40^\circ$ . Изменение  $\varepsilon^*$  в зависимости от  $\beta_2^*$  ( $\alpha_3^*$ ), установленное Хауэллом для нескольких значений относительного шага решетки, показано на рис.1.

Зависимость от числа Re несущественна, если значение числа Re, рассчитанное по хорде лопатки, превышает  $Re > 3 \cdot 10^5$ . Формула, предложенная Хауэллом для аппроксимации результатов и часто применяемая для предварительной оценки характеристики, записывается в виде правила разности тангенсов:

для РК: 
$$\tan \beta_1^* - \tan \beta_2^* = \frac{1,55}{1 + 1,5b/t},$$

для НА(РНА): 
$$\tan \alpha_2^* - \tan \alpha_3^* = \frac{1,55}{1 + 1,5b/t},$$

и применима в диапазоне углов  $0 \leq \beta_2^* (\alpha_3^*) \leq 40^\circ$ .

Разность между углом потока при входе в решетку и входным углом лопатки выбирается конструктором, и для ВНА обычно равна нулю, а для других решеток берется по результатам предыдущих расчетов.

Однако при выходе из решетки разность между углами потока и лопатки, называемая углом отставания  $\delta$ , зависит от изгиба средней линии, формы профиля, относительного шага и угла установки. Угол отставания может быть значительным и его

важно оценить точно.

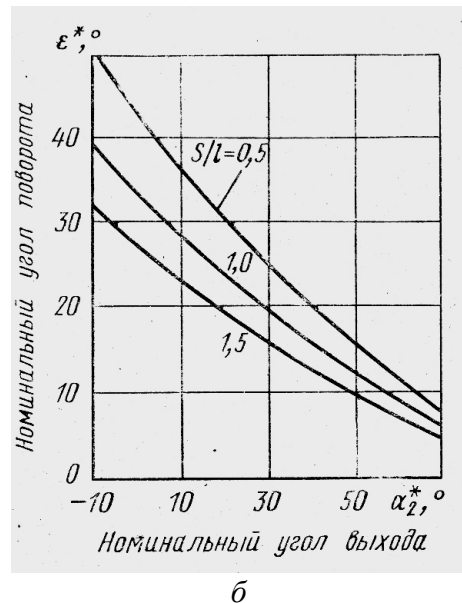
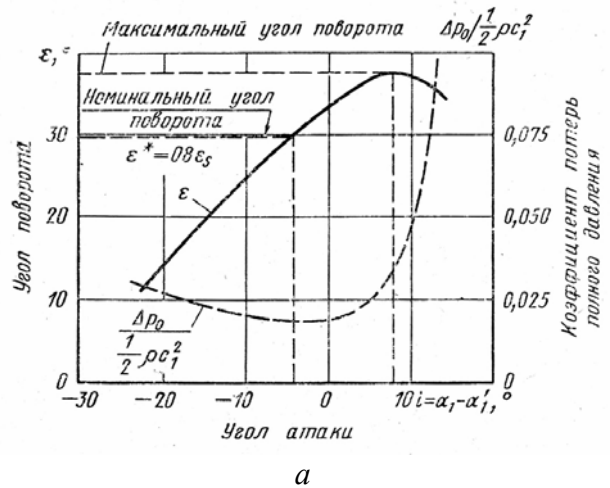


Рис.1. Характеристика компрессорной решетки (а) и изменение номинального угла поворота (б) в зависимости от номинального угла выхода при нескольких значениях относительного шага решетки

Для получения зависимости угла отставания  $\delta^*$  от угла изгиба профиля и относительного шага Хауэлл предложил эмпирическое соотношение

$$\delta^* = m \cdot \theta \cdot (b/t)^n,$$

где  $n = 1/2$  для компрессорных решеток и  $n = 1$  для входных направляющих лопаток компрессора. Величина  $m$  зависит от формы средней линии лопатки и установки лопатки. Для компрессорной решетки (т.е. диффузорного течения)

$$m = 0,23(2x_f)^2 + \beta_2^*/500.$$

Для входных направляющих лопаток, которые по существу играют роль сопловых лопаток турбины (т.е. для конфузорного течения),

$$m = \text{const} = 0,19.$$

В заключение следует отметить, что расчетный угол отставания потока является одним из наиболее важных параметров при проектировании, так как незначительные погрешности при его определении связаны с большим изменением угла поворота и, следовательно, с изменением расчетной характеристики.

Для получения характеристики решетки при нерасчетных условиях можно использовать обобщенную характеристику Хауэлла. Если известны номинальные значения углов поворота потока  $\varepsilon^*$  и атаки  $i^*$ , то можно легко определить нерасчетную характеристику решетки (угол поворота, коэффициент потерь полного давления) при любом другом угле атаки.

Очевидно, что метод Хауэлла является простым и достаточно прямым для оценки характеристики данной ступени при изменении входных углов потока. Данные можно также использовать для решения более сложной обратной задачи, а именно, выбора соответствующей геометрии решетки при заданном угле поворота потока. В этом случае, если используется предыдущий метод расчета на номинальном режиме, то можно механически получить неприемлемые значения относительного шага решетки. Однако относительный шаг решетки в некоторой степени может быть определен компоновкой компрессора, и тогда расчетный угол атаки только случайно совпадает с номинальным. Поэтому расчетный угол атаки выбирают достаточно произвольно, и некоторые конструкторы, не принимая во внимание условия на номинальном режиме работы, могут выбирать угол атаки, который наилучшим образом соответствует эксплуатационным условиям работы компрессора. Например, для того, чтобы при работе с уменьшенным расходом угол атаки в решетке был положительным, можно первоначально выбрать отрицательный угол атаки.

Для вычисления потерь в этом случае используется график, приведенный на рис. 2.

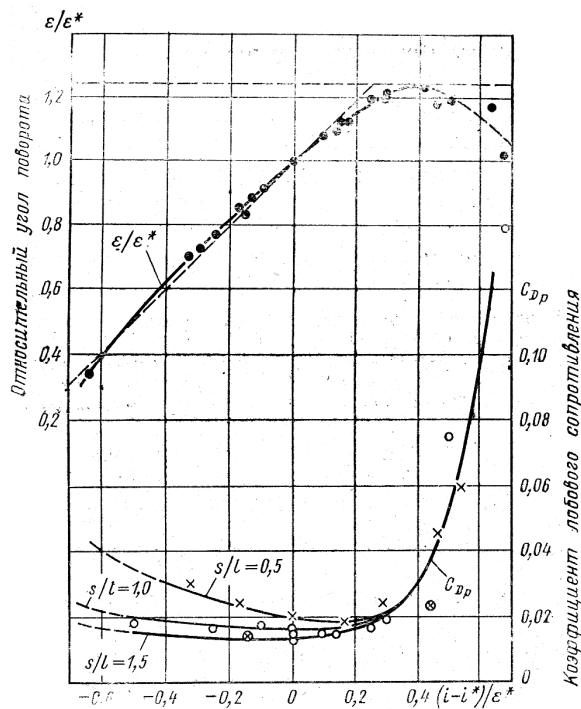


Рис.2. Нерасчетная характеристика компрессорной решетки:  $\varepsilon$  – угол поворота;  $\varepsilon^*$  – номинальный угол поворота ( $0,8\varepsilon_m$ );  $i$  – угол атаки;  $i^*$  – угол атаки, обеспечивающий  $\varepsilon^*$

Целью расчета является построение характеристики компрессорной ступени в зависимости от изменения входного угла потока  $\alpha_1$ , получаемого из-за применения РНА(РВНА), установленного перед рассчитываемой ступенью. Как следствие, деформация характеристики на режимах малого газа и, таким образом, получение требуемых запасов устойчивости на этих режимах.

#### АЛГОРИТМ РАСЧЕТА

1. По указанной методике рассчитывается характеристика компрессора при нулевых углах поворота РНА.
2. Уточняется термогазодинамический расчет двигателя с использованием вместо обобщенной характеристики той, что получена в п.1.
3. Определяется запас газодинамической устойчивости  $\Delta K_v$ :

$$\Delta K_v = (K_v - 1) \cdot 100\%,$$

где  $K_v = \frac{[\pi_k^*/q(\lambda_B)]_{\text{exp}}}{[\pi_k^*/q(\lambda_B)]_{\text{л.с.р.}}}$ , значения  $\pi_k^*$ ,  $q(\lambda_B)$

снимаются с графика:  $\pi_{к.зр}^*$  и  $q(\lambda_B)_{зр}$  – с линии границы помпажа;  $\pi_{к.л.с.р.}^*$  и  $q(\lambda_B)_{л.с.р.}$  – с линии совместной работы.

Для расчета принимается  $\Delta K_{y \min} = 15\%$ . Режимы проверяются начиная с  $n = 100\% n_{\max}$  (номинальный режим) и до  $n = 0\% n_{\max}$  (останов) с шагом в  $5\% n_{\max}$ .

4. Первоначально принимается, что регулируемым будет только входной направляющий аппарат. В дальнейшем можно будет увеличить количество РНА. Более подробно о выборе количества РНА см. ниже.
5. Для данного режима работы задаются углами поворота РНА (РВНА)  $\Delta\gamma_{РНАi}$  ( $\Delta\gamma_{РВНА}$ ). Для первого расчета рекомендуется взять угол  $\Delta\gamma_{РВНА} = 5^\circ$ , а в дальнейшем – выбирать в диапазоне от  $0^\circ$  до  $40^\circ$  с шагом  $5^\circ$ .
6. Рассчитывается РВНА(ВНА) (если РВНА(ВНА) отсутствует, то расчет начинается сразу с п.7). Результатом является угол  $\alpha_1$ , который необходим для последующего расчета первой ступени компрессора, давление и температура  $p_1^*$ ,  $T_1^*$  (в случае отсутствия РВНА(ВНА) – задаются непосредственно). При расчете стоит отметить, что обычно РВНА(ВНА) выполняют конфузорным в связи с необходимостью закрутки потока и снижения Маха потока в относительном движении, что позволяет использовать более “тонкие” профили лопаток РК первой ступени.
7. Рассчитывается 1-ая ступень компрессора с учетом выбранных  $\Delta\gamma_{РВНА}$  (если есть) и  $\Delta\gamma_{РНА1}$ , где в качестве РНА выступает НА этой ступени.
8. Рассчитывается следующая ступень, считая, что входными параметрами для нее являются выходные предыдущей; если НА какой-то ступени является РНА, то учитывается  $\Delta\gamma_{РНАi}$  для этой ступени.
9. Пункт 8 повторяется до тех пор, пока не будет рассчитан весь компрессор.

10. Таким образом, получается точка новой характеристики компрессора. Чтобы получить всю характеристику изменяют расход  $G$  и повторяют п.6-8. В результате получается новая характеристика компрессора
11. Используя автоматизированную систему термогазодинамического расчета (например, АСТРА, СГАУ) по новой характеристике вновь уточняется линия совместной работы и определяются запасы газодинамической устойчивости. Если  $\Delta K_y < 15\%$ , то весь расчет п.5-10 надо повторить, скорректировав  $\Delta\gamma_{РНАi}$  или введя дополнительные РНА.
12. После получения необходимых запасов газодинамической устойчивости на заданном режиме, переходят на следующий режим, где наблюдаются малые  $\Delta K_y$  и расчет п.5-11 повторяется.
13. После этого строится график изменения одного взятого  $\Delta\gamma_{РНА}$  по  $n$ .

Выбор количества направляющих аппаратов, которые делают регулируемыми, зависит от многих факторов, главными из которых являются: опыт ОКБ по проектированию РНА, требования минимального веса, надежность конструкции, конструктивные ограничения, связанные с проектированием РНА на слишком большие углы поворота  $\Delta\gamma_{РНА}$  (кроме того, при этом увеличиваются потери давления из-за раззорования РНА).

С точки зрения газодинамики – лучше чтобы весь компрессор был регулируемым. С точки зрения конструкции – лучше чтобы регулирование было минимально.

В настоящее время ОКБ стремятся уменьшить количество РНА, заменяя их обычными НА, а РНА применяют только во время доводки двигателя. Особо актуально это для наземных газоперекачивающих двигателей, где применение РНА стремятся свести к минимуму.

Поэтому для проектной работы принимается, что максимальный угол поворота РВНА составляет  $25^\circ$ , для первого РНА  $-15^\circ$ , для второго –  $12^\circ$  и уменьшается на  $2^\circ$  для каждого последующего. Общее же количество РНА (включая РВНА) не должно

превышать 3-5 (меньшее значение берется для коротких компрессоров, большее – для длинных). Для более полного анализа получающихся результатов необходимо кроме рассмотрения графика зависимости степени повышения давления  $\pi_K^*$  от расхода, следует рассматривать еще зависимость КПД  $\eta_K^*$  от расхода. Однако изменение КПД может оказаться незначительным, поэтому использовать график изменения КПД как критерий нельзя.

### Программа для расчёта характеристики компрессора

Как было указано для решения задачи теоретического построения напорных

кривых и характеристики компрессора в целом, была создана программа, использующая метод Хауэлла. Внешний вид программы приведен на рис. 3. В первую очередь результаты сравниваются с экспериментальными данными и уточняется положение линии совместной работы компрессора. Для примера, рассматривается компрессор с тремя РНА: ВНА, 1РНА, 2РНА. На рис.4, в показан результат отстройки границы помпажа за счет поворота лопаток РНА (сплошная красная линия – исходное положение при нулевых углах поворота, пунктирная красная линия – результат поворота лопаток на заданные углы).

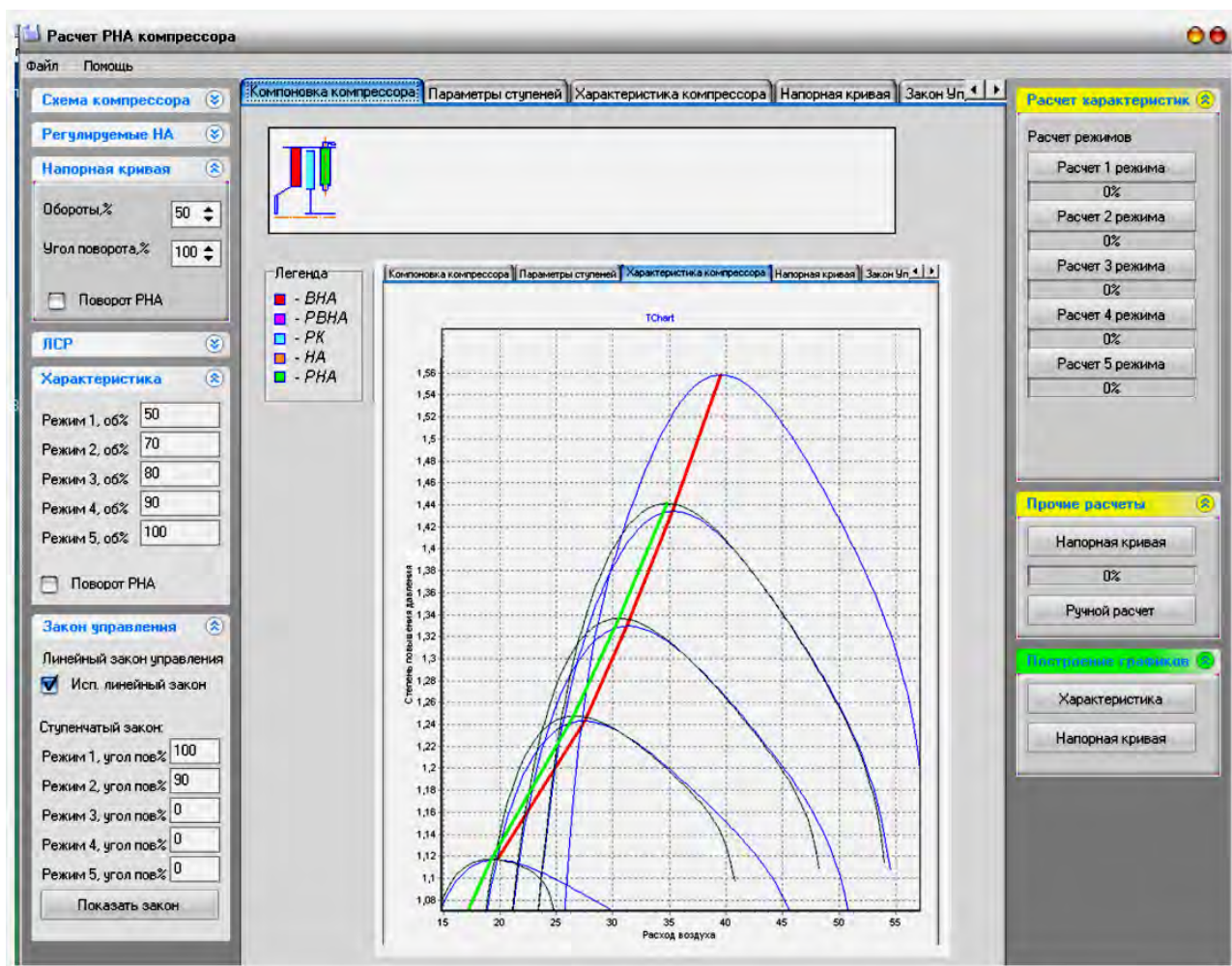
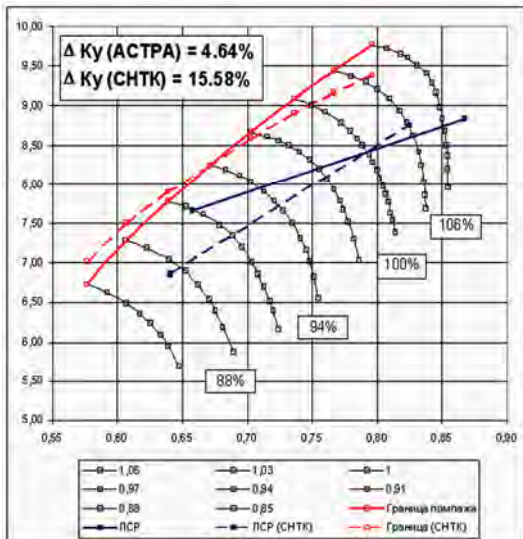
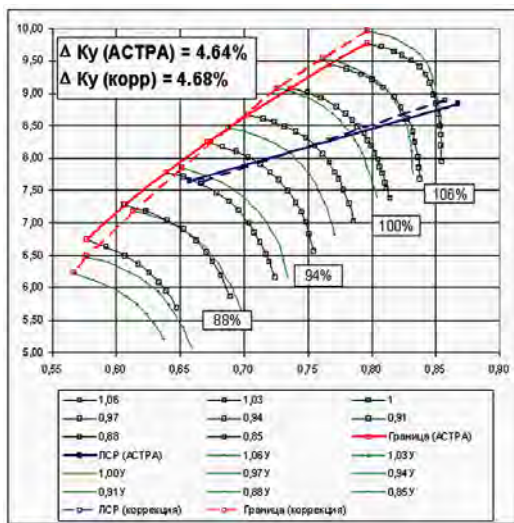


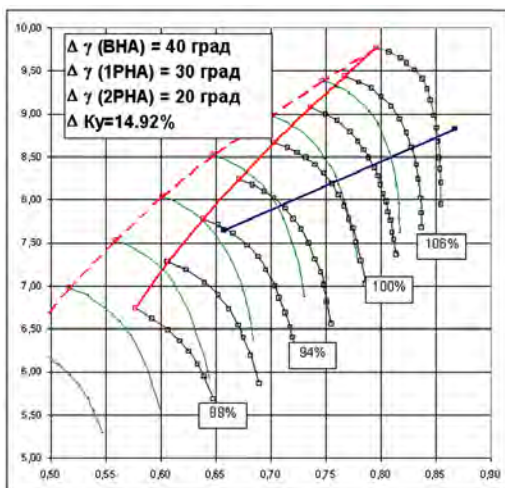
Рис.3. Внешний вид оригинальной программы



а



б



в

Рис.4. Характеристики компрессора:  
 а – сравнение характеристик завода-производителя и полученных с помощью программы АСТРА;  
 б – коррекция ЛСР при переходе из АСТРА в оригинальную программу; в – получение требуемых запасов газодинамической устойчивости компрессора

трех направляющих аппаратов значительно отодвигает границу помпажа, увеличивая тем самым запасы газодинамической устойчивости компрессора.

Таким образом, нами рассмотрен принцип влияния поворота работы РНА на характеристику компрессора.

Используя данный подход можно определить требуемое число РНА для обеспечения заданной величины  $\Delta K_y$ . Для этого достаточно для начала рассмотреть лишь поворот ВНА, если его работы окажется недостаточно, то необходимо добавить еще один РНА и т.д.

### Заключение

Как результат, мы имеем характеристику компрессора (напорные кривые, границы помпажа, ЛСР), полученную по результатам теоретического расчета без проведения серий дорогостоящих экспериментальных исследований. Тем самым значительно сокращены сроки проектирования системы РНА и двигателя в целом. Получены такие важные параметры как требуемое число ступеней РНА и углы поворота РНА для обеспечения заданного запаса газодинамической устойчивости  $\Delta K_y$ .

### Библиографический список

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
2. Белоусов, А.Н. Проектный термодинамический расчет основных параметров авиационных лопаточных машин / А.Н. Белоусов [и др.] - Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара: 2006. – 316с.
3. Вьюнов, С.А. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности “Авиационные двигатели и энергетические установки” / С.А. Вьюнов [и др.] Под общей редакцией Д.В. Хромина.– М.: Машиностроение, 1989. – 368с.

### References

1. Kulagin V.V. Teorija, raschet i

Видно, что совместная работа всех

proektirovanie aviacionnyh dvigatelej i jenergeticheskikh ustanovok: Uchebnik. – M.: Mashinostroenie, 2002. – 616 s.

2. Belousov A.N., Musatkin N.F., Rad'ko V.M., Kuz'michev V.S. Proektnyj termogazodinamicheskij raschet osnovnyh parametrov aviacionnyh lopatochnyh mashin; Samar. gos. ajerokosm. un-t. Samara, 2006.

s.316

3. Konstrukcija i proektirovanie aviacionnyh gazoturbinnyh dvigatelej: Uchebnik dlja studentov vuzov po special'nosti "Aviacionnye dvigateli i jenergeticheskie ustanovki"/S.A. V'junov, Ju.I. Gusev, A.V. Karpov i dr.; Pod obwej redakciej D.V. Hronina.– M.: Mashinostroenie, 1989. – 368s.

## **THEORETICAL CALCULATION APPROACH OF GAS TURBINE ENGINES COMPRESSOR CHARACTERISTIC LINE**

© 2009 I. A. Zhdanov

Samara State Aerospace University

Today most of gas turbine engines have a guide vane system in the compressor. Developing estimation approaches of its influence on compressor characteristic line is very important because it defines operation stability of compressor and whole gas turbine engine. So theoretical calculation approach of gas turbine engines compressor characteristic line help to save time and efforts performing experiments.

*Gas turbine engine, guide vane system, compressor characteristic line, parametrisation*

### **Информация об авторе:**

**Жданов Иван Алексеевич**, аспирант кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 271-25-16. E-mail: [ivan.zhdanov@hotmail.com](mailto:ivan.zhdanov@hotmail.com). Область научных интересов: проектирование системы регулируемых направляющих аппаратов газотурбинного двигателя.

**Zhdanov Ivan Alekseevich**, postgraduate of Samara State Aerospace University. Phone: (846) 271-25-16. E-mail: [ivan.zhdanov@hotmail.com](mailto:ivan.zhdanov@hotmail.com). Area of research: design of variable guide vane system for aircraft engines.