

УДК 621.438

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРА НАГРУЖЕННОСТИ НА КПД ТРЕХСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ ТРДД

© 2010 Е. Н. Богомолов, П. В. Кащеева

Рыбинская государственная авиационная технологическая
академия им. П. А. Соловьёва

Исследовано влияние нагрузки на к.п.д. турбины при различном перепаде давлений и приведённой скорости на выходе из турбины при условии осевого выхода потока.

Газовая турбина, ТРДД, нагрузка, к.п.д., степень понижения давления, скорость на выходе из турбины, теплотеряда, газодинамические потери.

На начальной стадии проектирования газовой турбины возникает вопрос о выборе основных параметров, одним из которых является величина Y , характеризующая нагрузку турбины:

$$Y = \frac{\sqrt{\sum u_i^2}}{c_{ад}}, \quad (1)$$

где u_i – окружная скорость на среднем диаметре i -той ступени; $c_{ад}$ – условная адиабатическая скорость многоступенчатой турбины.

Параметр Y является одним из основных газодинамических параметров вследствие существенного влияния на к.п.д. и массу турбины. Поэтому представляет интерес исследование зависимости $\Delta \eta_{u^*} = f(Y)$ для корректной оценки снижения к.п.д. турбины от оптимальных значений и выбора рациональных параметров.

Ранее такие зависимости определяли [1] для конкретной турбины с определённой мощностью на валу, заданными расходом, давлением и температурой входящего газа. Поэтому эти зависимости ограничены и недостаточны для анализа турбин с различными исходными параметрами. Представляется необходимым получить универсальные зависимости.

Для этого разработан метод расчета к.п.д. многоступенчатой дозвуковой нео-

хлаждаемой турбины, использующий в качестве исходных следующие безразмерные параметры: число ступеней z ; степень понижения полного давления π_t^* ; параметр нагрузки Y ; приведенные скорости на входе и выходе из турбины λ_0 и λ_t ; углы потока в абсолютном движении на входе и выходе из турбины α_0 и α_t , доли адиабатного теплотеряда, срабатываемого в ступенях $\bar{H}_{ад ст}$; степень реактивности ступеней $\rho_{ст}$; отношение среднего диаметра к высоте лопаток ступеней $(D/h)_{ст}$; относительные величины радиального зазора $\bar{\delta}_{рз ст}$; коэффициент расхода радиального зазора $\mu_{рз}$ и показатель адиабаты k . Параметр относительного расхода газа для j -го венца:

$$\begin{aligned} \bar{G}_j &= \frac{\lambda_j \Pi(\lambda_j)}{\tau(\lambda_j)} \sin(\alpha_j) = \\ &= \frac{G \sqrt{T_j^*}}{P_j^*} \sqrt{\frac{k+1}{2k}} R \frac{1}{F_{axj}} \end{aligned} \quad (2)$$

обобщает параметры состояния газа для j -го венца турбины. Математическая модель расчёта потерь в решётках подробно описана в [2]. Для определения мощностного коэффициента полезного действия турбины по параметрам торможения с учётом возврата тепла использовалась формула, полученная [3]:

$$\eta_{uT}^* = \frac{1}{1 - \frac{1}{\pi_T^{*k}}}$$

$$\cdot \sum_{i=1}^z \left\{ \eta_i^* \left(1 - \frac{1}{\pi_i^{*k}} \right) \prod_{n=0}^{i-1} \left[1 - \frac{1}{\pi_n^{*k}} \right] \eta_n^* \right\} \quad (3)$$

На рис. 1 приведены расчётные зависимости изменения мощностного к.п.д. турбины по параметрам торможения $\Delta\eta_{uT}^* = (\eta_{uT}^* -$

$-\eta_{uT}^{*opt}) \cdot 100\%$, степени реактивности ρ_{III} и $\bar{H}_{адIII}$ от Y при различных π_T^* . Изменение Y вызвано изменением среднего диаметра турбины D_{cp} , π_T^* – изменением высоты лопатки последней ступени турбины h_T и соответственно отношением D/h_T , как показано на рис. 1 б.

Диапазон полученных отношений D/h_T близок к статистическим данным по трехступенчатым турбинам ТРДД. Параметры III ступени ($\bar{H}_{адIII}$, ρ_{III}) выбирались оптимальными с целью получения максимального η_{uT}^* при удовлетворении условий осевого выхода потока из турбины и неотрицательности степени реактивности в корневом сечении.

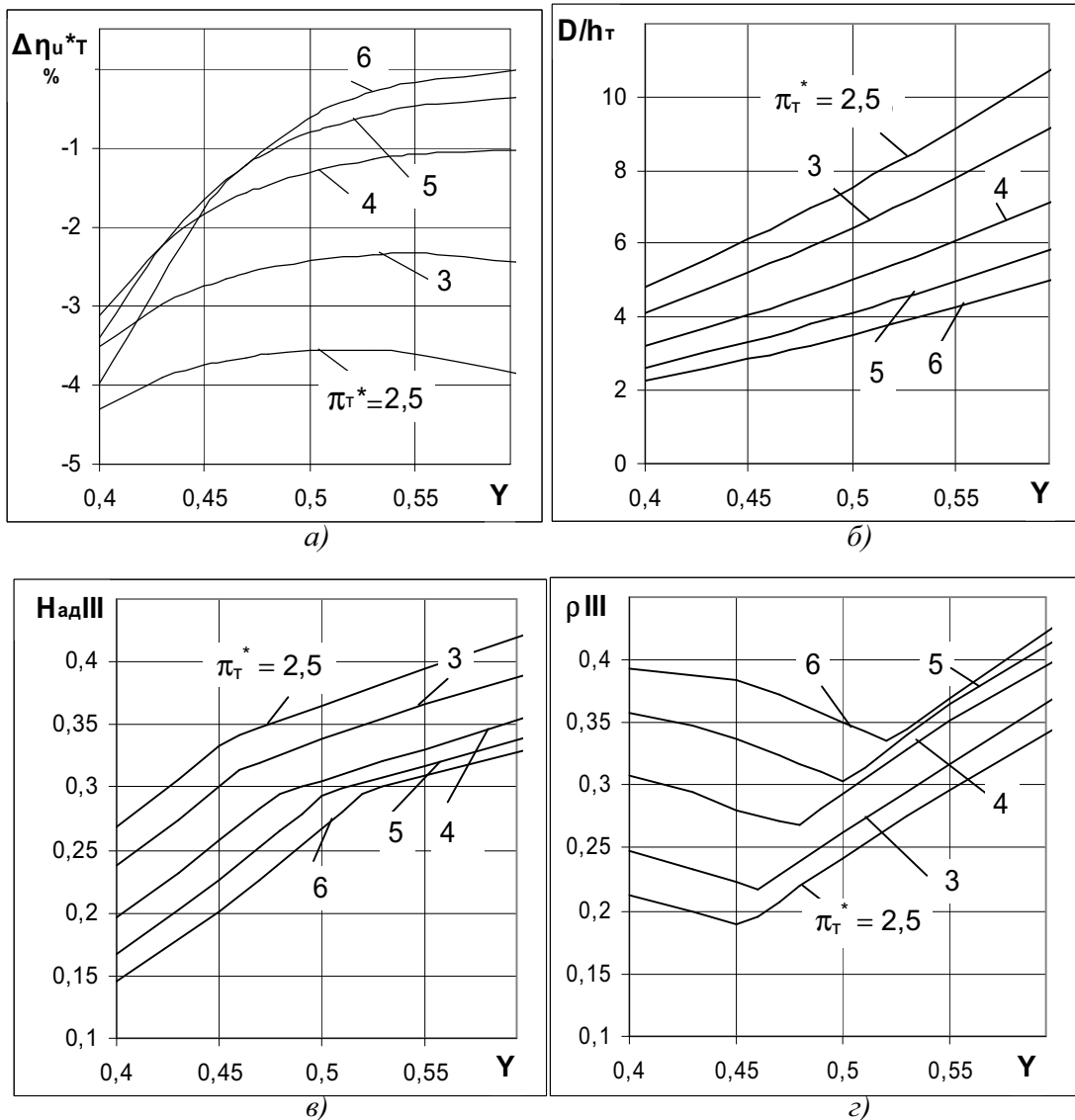


Рис. 1. Влияние Y и π_T^* на $\Delta\eta_{uT}^*$ (а), $\bar{H}_{адIII}$ (в), ρ_{III} (г) при $\lambda_0 = 0,3$, $\alpha_{0I} = 90^\circ$, $\lambda_T = 0,5$, $\alpha_T = 90^\circ$, $\bar{H}_{адI} = \bar{H}_{адII} = (1 - \bar{H}_{адIII})/2$, $\rho_I = \rho_{II} = 0,4$, $\bar{\delta}_{pзI} = 1\%$, $\mu_{pз} = 0,8$

В области малых значений Y степень реактивности в III ступени увеличивается при увеличении π_T^* и уменьшении параметра Y (рис. 1 г). Это связано с возрастанием потребной степени реактивности на среднем диаметре ступени с более длинными лопатками для обеспечения заданной величины реактивности в корневом сечении $\rho_{втIII}$. Условие осевого выхода обеспечивается наибольшим значением величины $\bar{H}_{алIII}$, при которой степень реактивности на среднем диаметре диктуется условием $\rho_{втIII} = 0$. В области больших значений Y степень реактивности ρ_{III} возрастает с увеличением Y , а $\bar{H}_{алIII}$ (рис. 1 в) выбиралось обеспечивающим максимальный η_{uT}^* .

Повышение параметра Y приводит к существенному росту к.п.д. турбины. Из рис. 1 следует, что влияние Y на к.п.д. возрастает с увеличением π_T^* . Причиной этому служит изменение потерь трения $\zeta_{тр}$. На рис. 2 представлено изменение $\zeta_{тр}$ в сопловом аппарате (СА) II ступени, в других венцах турбины характер зависимости $\zeta_{тр} = f(Y, \pi_T^*)$ аналогичный, за исключением СА I ступени. С ростом Y при высоких значениях π_T^* происходит быстрое возрастание конфузурности межлопаточных каналов турбины

$$K = \frac{\sin \alpha_0}{\sin \alpha_1},$$

что совместно с уменьшением угла поворота потока в ступенях обуславливает снижение потерь на трение. Для мало нагруженных турбин (при низких значениях π_T^* и высоких Y) уменьшение угла поворота в ступенях и возрастание конфузурности межлопаточных каналов не приводят к уменьшению $\zeta_{тр}$. С увеличением π_T^* скорости на выходе из венцов $\lambda_{1t}, \lambda_{w2t}$ приближаются к оптимальным значениям, что также способствует увеличению к.п.д.

Расчётные данные, приведённые на рис. 1 а, позволяют судить об уменьшении к.п.д. со снижением Y при условии $\lambda_T = 0,5$ и $\alpha_T = 90^\circ$. Так, например, при $\pi_T^* = 3$ в диапазоне $0,5 < Y < 0,55$ понижение Y на 0,01 приводит к уменьшению к.п.д. турбины в среднем на 0,02 %, а при $\pi_T^* = 5$ – на 0,07 %. В зоне меньших значений Y это влияние более существенное. Например, снижение Y на 0,01 в диапазоне $0,45 < Y < 0,5$ приводит к уменьшению к.п.д. при $\pi_T^* = 3$ на 0,07 %, при $\pi_T^* = 5$ – в среднем на 0,17 %.

Влияние нагруженности Y на к.п.д. η_{uT}^* зависит и от выбора приведенной скорости на выходе из турбины λ_T . Обычно λ_T находится в пределах $\lambda_T = 0,35 \dots 0,6$. Для опреде-

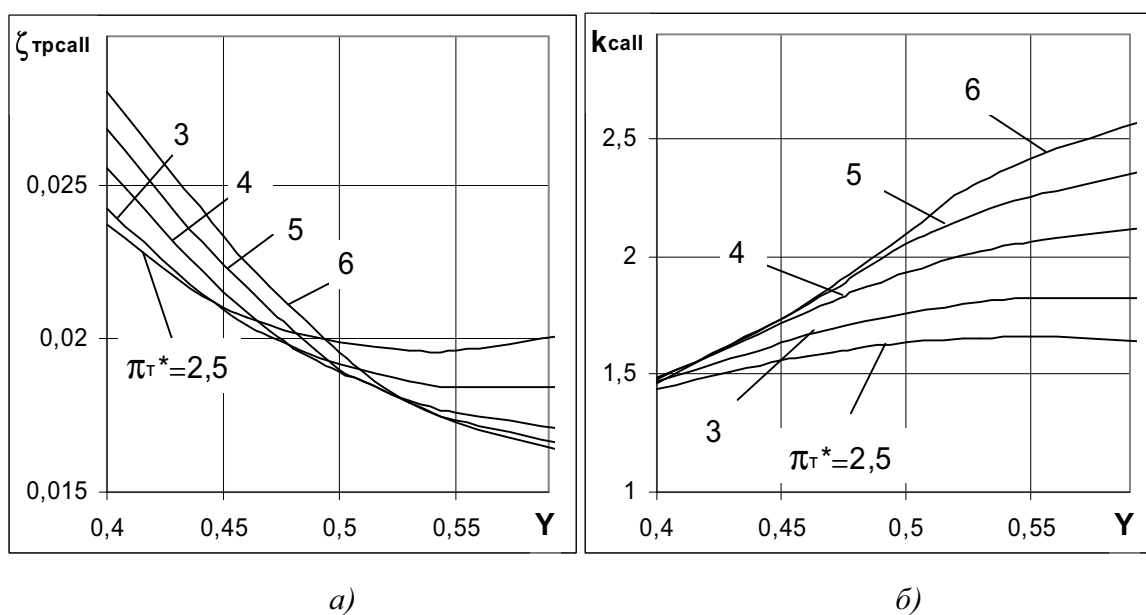


Рис. 2. Влияние Y и π_T^* на $\zeta_{трсаII}$ (а), $\theta_{трсаII}$ (б), $k_{саII}$ при $\lambda_0 = 0,3$, $\alpha_{0I} = 90^\circ$, $\lambda_T = 0,5$, $\alpha_T = 90^\circ$, $\bar{H}_{алI} = \bar{H}_{алII} = (1 - \bar{H}_{алIII})/2$, $\rho_I = \rho_{II} = 0,4$, $\bar{\delta}_{pзI} = 1 \%$, $\mu_{pз} = 0,8$

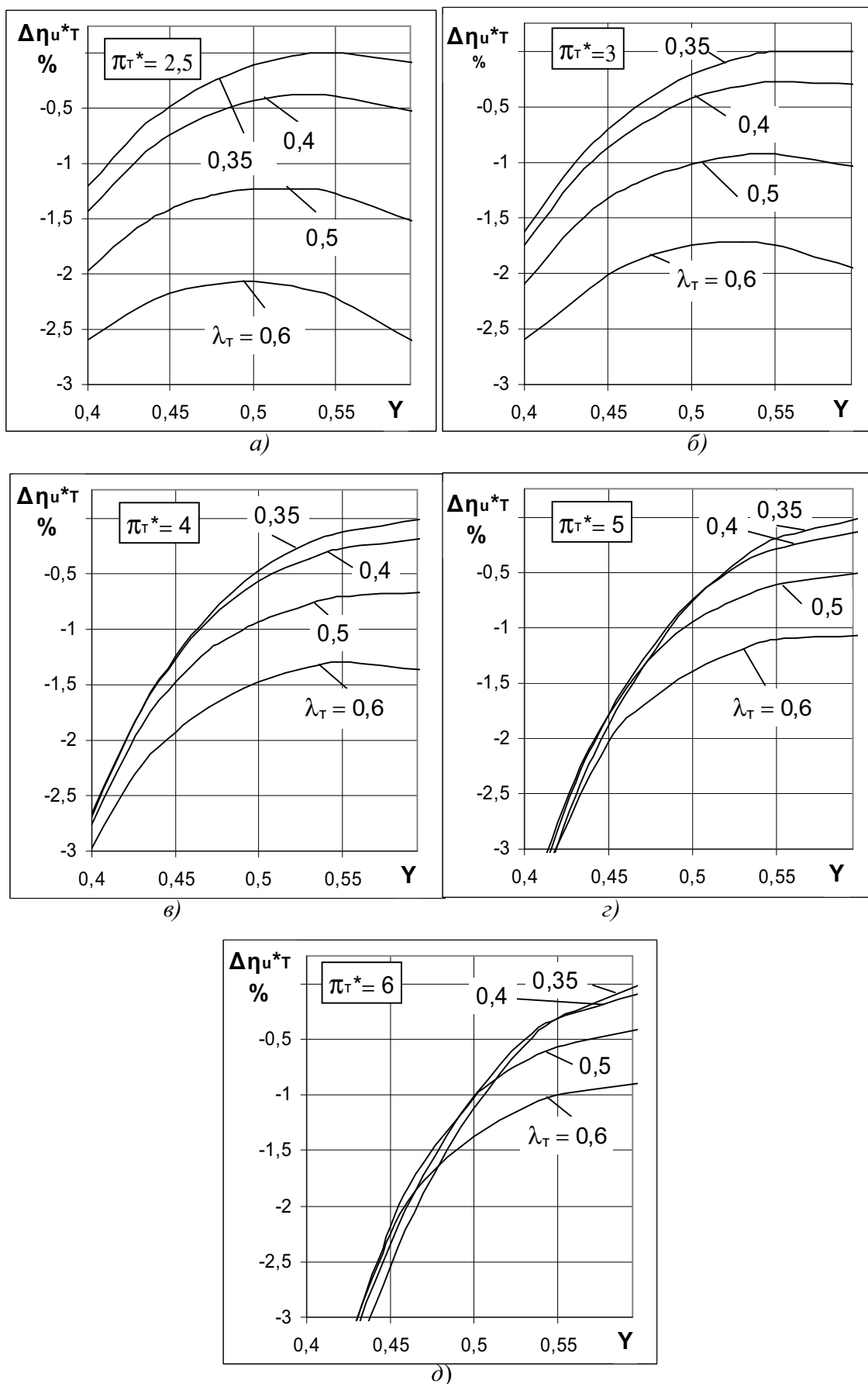


Рис. 3. Влияние Y и λ_{τ} на $\Delta\eta_{u^*T}$ при $\pi_{\tau^*} = 2,5$ (а); 3 (б); 4 (в); 5 (г); 6 (д) при $\lambda_0 = 0,3$, $\alpha_{0l} = 90^\circ$, $\rho_l = \rho_{ll} = 0,4$, $\alpha_{2\tau} = 90^\circ$, $\bar{H}_{all} = \bar{H}_{all} = (1 - \bar{H}_{all})/2$, $\bar{\delta}_{pzl} = 1\%$, $\mu_{pz} = 0,8$

ления совместного влияния Y , π_T^* , λ_T на к.п.д. турбины на рис. 3 приведены кривые $\Delta\eta_{uT}^* = f(Y, \lambda_T)$ при $\pi_T^* = 2,5; 3; 4; 5; 6$, где $\bar{H}_{алл}$ и ρ_{III} изменялись, как было описано ранее. Изменение λ_T достигалось за счёт изменения высоты лопатки на выходе из последней ступени, что при постоянных значениях π_T^* и Y приводит к изменению угла раскрытия проточной части турбины.

При низких π_T^* (рис. 3 а) с увеличением выходной скорости λ_T происходит значительное уменьшение η_{uT}^* , что связано с тем, что получение повышенной выходной скорости приводит к дополнительным потерям, а изменение потерь трения $\zeta_{тр}$, обусловленных уменьшением угла поворота потока, незначительно. В высоконагруженных турбинах (в области высоких π_T^* и умеренных значениях Y) (рис. 3 г, д) при повышенных значениях выходной скорости λ_T , (то есть с уменьшением угла поворота потока в решётках) происходит существенное уменьшение потерь на трение $\zeta_{тр}$, что компенсирует повышение потерь, связанных с получением большей выходной скорости. Описание этих процессов с привлечением i - S диаграмм подробно приводится в [4], что подтверждает корректность полученных расчетных данных. Исследование влияние Y и λ_T было проведено в [1] для высоконагруженной двухступенчатой турбины ТРД. Показано, что для исследованной турбины в области умеренных Y к.п.д. η_{uT}^* не изменяется при изменении λ_T от 0,4 до 0,5. При этом напряжение в корне лопатки уменьшается примерно на 20 %.

Из рис. 3 следует, что при уменьшении выходной скорости влияние параметра Y усиливается. Так, например, при $\pi_T^* = 4$ и $\lambda_T = 0,5$ в диапазоне $0,5 < Y < 0,55$ снижение Y на 0,01 приводит к уменьшению к.п.д. турбины η_{uT}^* на 0,05 %, а при $\lambda_T = 0,4$ на 0,06 %. В зоне меньших значений Y в диапазоне $0,45 < Y < 0,5$ снижение этого параметра на ту же величину приводит к уменьшению к.п.д. при $\lambda_T = 0,5$ на 0,25 %, и $\lambda_T = 0,4$ – в среднем на 0,27 %.

Разработанный метод определения к.п.д. турбины, использующий безразмерные параметры, позволил провести расчётное исследование совместного влияния Y , π_T^* и

λ_T при условии осевого выхода потока из турбины. Анализ полученных зависимостей показал, что с увеличением π_T^* и уменьшением λ_T влияние Y на к. п. д. турбины возрастает.

Библиографический список

1. Абианц, В. Х. Исследование влияния параметров и схемы турбин ТРД на их КПД. Труды ЦИАМ № 522 [Текст] / В. Х. Абианц, Г. Л. Подвидз, А. Я. Речкоблит, Л. А. Швайко. – М.: ЦИАМ, 1972. – 13 с.
2. Богомолов, Е. Н. Оптимизация основных параметров, назначаемых при проектировании ступени осевой газовой турбины ГТД. [Текст] / Е. Н. Богомолов, П. В. Кашеева // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: ХАИ. - 2006. - №8(34). – С. 129 – 132.
3. Богомолов, Е. Н. Основы теории и выбор параметров авиационных газовых турбин. [Текст] / Е. Н. Богомолов. – Ярославль, 1986. – 88 с.
4. Холщевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. [Текст] / К. В. Холщевников, О. Н. Емин, В. Т. Митрохин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

References

1. Abyants, V. Kh. Analysis of the influence of turbojet engine turbine parameters and layout on their efficiency. Proceedings of the Central Institute of Aviation Materials No. 522 / V. Kh. Abyants, G. L. Podvidz, A. Ya. Retchkoblit, L. A. Shvayko. – Moscow: Central Institute of Aviation Materials, 1972. – 13 p.
2. Bogomolov, Ye. N. Optimization of the main parameters assigned in the design of the stages of an axial gas turbine of gas turbine engines / Ye. N. Bogomolov, P. V. Kashcheyeva // Aerospace engineering and technology. Kharkov: Kharkov Aviation Institute, 2006. – No. 8 (34). – pp. 129 – 132.
3. Bogomolov, Ye. N. Foundations of the theory and choice of parameters of aircraft gas turbines. / Ye. N. Bogomolov. – Yaroslavl, 1986. – 88 p.
4. Kholshchevnikov, K. V. Theory and the design of aviation turbomachinery / K. V. Kholshchevnikov, O. N. Yemin, V. T. Mitrokhin. – Moscow: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), 1986. – 432 p.

**INFLUENCE OF THE LOADING PARAMETER ON THE EFFICIENCY
OF A THREE-STAGE TURBINE OF TURBOJET BYPASS ENGINE**

© 2010 Ye. N. Bogomolov, P. V. Kashcheyeva

Rybinsk State Aviation Technology Academy named after P. A. Solovyov

The paper analyses the influence of loading on the turbine efficiency depending on the pressure ratio and exit reduced velocity assuming the axial flow exit.

Gas turbine, turbojet bypass engine, load, efficiency, pressure ratio, exit reduced velocity, heat drop, gas dynamic losses.

Информация об авторах

Богомолов Евгений Николаевич, доктор технических наук, профессор, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьёва, (4855) 280471. Область научных интересов: газовые турбины, охлаждение газовых турбин, внутренняя аэродинамика ГТД.

Кашеева Полина Витальевна, аспирант, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьёва. Область научных интересов: газовые турбины, оптимизация параметров, назначаемых при проектировании газовых турбин. E-mail: alex.kasheev@rambler.ru.

Bogomolov Yevgeny Nikolayevitch, doctor of technical science, professor, Rybinsk State Aviation Technology Academy named after P. A. Solovyov, (4855) 280471. Area of research: gas turbines, cooling of gas turbines, internal aerodynamics of gas turbine engines.

Kashcheyeva Polina Vitalyevna, post-graduate student of Rybinsk State Aviation Technology Academy named after P. A. Solovyov, alex.kasheev@rambler.ru. Area of research: gas turbines, optimization of parameters assigned in gas turbines design.