

## ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРА И ТУРБОКОМПРЕССОРА ГАЗОГЕНЕРАТОРА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТРДД

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

<sup>1</sup>Уфимский университет науки и технологий, г. Уфа, krivosh777@mail.ru

*Ключевые слова:* турбовентилятор, турбокомпрессор, газогенератор, частота вращения, проточная часть, ступени, лопаточные венцы, осевые скорости, работы, диаграммы Смита.

Для выбора основных параметров турбовентилятора и турбокомпрессора газогенератора (ГГ) при проектировании ТРДД авторами в [1,2,3] предложена оригинальная методика. Она позволяет сократить число итераций и основана на использовании следующих постулатов.

1) Осевая скорость  $c_{ав}$  на входе в вентилятор (или КНД) определяется с учетом лобовой производительности  $\bar{G}=200\dots170$  кг/(с·м<sup>2</sup>) при заданном ограничении наружного диаметра  $D_k$  РК на входе в вентилятор и относительного диаметра втулки  $\bar{d}$ . При этом мидель  $F_M=(\pi/4) D_k^2$ , а площадь входа  $F_B=(\pi/4) D_k^2 (1-\bar{d}^2)$ . С учетом этого определяется функция плотности тока  $q(\lambda_B)$  и приведенная скорость  $\lambda_B$  на входе в вентилятор. Аналогичным образом определяются параметры на входе в КВД с использованием приведенной лобовой производительности

$\bar{G}_{пр}=200\dots170$  кг/(с·м<sup>2</sup>). Кроме того осевая скорость на входе в КС определяется из условия  $c_k=140\dots110$  м/с. Осевая скорость на входе в КВД может быть также определена с учетом теплоперепадов в компрессорах  $c_{кнд} \approx c_{ав} - (c_{ав} - c_k)(T_{кнд}^* - T_B^*)/(T_k^* - T_B^*)$ . Значения температур за вентилятором, за КНД или подпорными ступенями, за КВД в первом приближении определяются с учетом подобранных по поузловой модели ТРДД значений степеней повышения давления в компрессорах, КПД компрессоров и турбин. Далее в характерных сечениях ПЧ «холодной части» ТРДД определяются значения приведенной скорости  $\lambda$ . В соответствующих сечениях ПЧ турбин значения приведенных скоростей те же, или несколько меньше, чем в соответствующих сечениях ПЧ компрессора, например  $\lambda_T \leq \lambda_B$ .

2) Коэффициент восстановления полного давления  $\sigma$  в ступенях и лопаточных венцах (ЛВ) определяется путем сравнения идеального  $P_{ид}^*$  (1) и фактического давлений  $P^*$

$$P_{ид}^* = P_0^* (T^* / T_0^*)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1)$$

При этом в качестве входных давления  $P_0^*$  и температуры  $T_0^*$  могут использоваться параметры на входе в каскад компрессора или турбины, на входе в ступень, в РК (рабочее колесо), в НА (направляющий аппарат) или СА (сопловой аппарат). С учетом этого показатель  $\sigma = P^* / P_{ид}^*$  может характеризовать как восстановление полного давления во всем компрессоре или турбине, так и на участке ПЧ (проточной части), в т.ч. в отдельной ступени или ЛВ. Для РК таким образом определяется значение  $\sigma_{врк}$  в относительном движении. КПД компрессора, нескольких или отдельных ступеней, РК или НА определяется по универсальной зависимости

$\eta_k^* = 1 - (1 - \sigma^{\frac{k-1}{k}})(c_p T_1^* / H_T + 1)$  или  $\eta_k^* = 1 / [(1 / \sigma)^{\frac{k-1}{k}} (c_p T_1^* / H_S + 1) - c_p T_1^* / H_S]$ . При этом используются соответствующие значения  $\sigma$  и  $H_T$  (или  $H_S$ ). Аналогично для турбин, нескольких

или отдельных ступеней, РК или СА КПД определяется как  $\eta_T^* = 1 / [1 + (1 - \sigma^{\frac{k_r-1}{k_r}})(c_{pr} T_0^* / L_T - 1)]$

или  $\eta_T^* = 1 / [1 + (1 - \sigma^{\frac{k_r-1}{k_r}})c_{pr} T_T^* / L_T]$ . Здесь используются соответствующие значения  $\sigma$  и  $L_T$

(или  $L_u$ ). Такие выражения позволяют определить значения  $\sigma$  в каждой точке диаграмм Смита для компрессоров и турбин (при заданных значениях температур).

3) Для оптимизации частот вращения, числа ступеней на диаграммах Смита для компрессоров выделены линия  $H$  [2] и для турбин линия  $L$  [3]. Эти линии построены через точки касания изолиний  $\eta^* = \text{const}$  парабол с параметрами  $V = H_T / c_a^2 = \overline{H}_T / \overline{c}_a^2$  для компрессоров и  $V = L_T / c_a^2 = \overline{L}_T / \overline{c}_a^2$  для турбин.

Для максимизации КПД компрессора точки «ср» ступеней должны подбираться на линии  $H$ . За счет подбора значений работ  $H_{Ti}$  и осевых скоростей  $c_{ai}$  требуется обеспечить одинаковые значения  $\sigma_i = \text{idem}$  по ступеням. При этом одинаковы приращения энтропии в ступенях  $\Delta S_i = -R \ln \sigma_i = \text{idem}$  в  $T$ -Скоординатах.

### Список литературы

1. Оптимизация числа, распределения работ по ступеням и густот решеток профилей при проектировании компрессора / И.А. Кривошеев, К.Е. Рожков, Н.Б. Симонов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. Казань: Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева. 2020. С. 112-118.

2. Симонов Н.Б. Выбор и оптимизация основных параметров турбокомпрессоров при проектировании и доводке ГТД / Н.Б. Симонов, И.А. Кривошеев, К.Е. Рожков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2021. – № 67. – С. 96-106. – DOI 10.15593/2224-9982/2021.67.09.EDN SMARGJ.

3. Кривошеев И.А. Получение и использование обобщенных зависимостей при проектировании и доводке турбокомпрессоров газотурбинных двигателей / И.А. Кривошеев, К.Е. Рожков, Н.Б. Симонов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 71. – С. 61-73. – DOI 10.15593/2224-9982/2022.70.07. – EDN ABEEGU.

### Сведения об авторах

Кривошеев И.А., д.т.н., профессор, профессор кафедры авиационных двигателей. Область научных интересов: Моделирование, автоматизированное проектирование авиационных двигателей.

Рожков К.Е., к.т.н., доцент, доцент кафедры авиационной теплотехники и теплоэнергетики. Область научных интересов: Рабочие процессы и проектирование лопаточных машин.

Симонов Н.Б., старший преподаватель кафедры авиационных двигателей. Область научных интересов: Моделирование рабочих процессов и проектирование лопаточных машин.

## CHOICE OF PARAMETERS OF THE TURBOFAN AND GAS GENERATOR TURBOCHARGER IN THE DESIGN OF TWO SPOOL TURBOFAN ENGINE

Krivosheev I.A.<sup>1</sup>, Rojkov K.E., Simonov N.B.

<sup>1</sup>Ufa University of Sciences and Technology, Ufa, Russia, krivosheev777@mail.ru

*Keywords: turbofan, turbocharger, gas generator, speed, flow path, stages, blade rows, axial speeds, work, Smith charts.*

To select the main parameters of a turbofan and a gas generator turbocompressor (GG) when designing a two spool turbofan engine, the authors in [1,2,3] proposed an original method. It reduces the number of iterations and is based on the following postulates.

1) The axial speed  $c_{am}$  at the fan inlet (or LPC) is determined taking into account the frontal capacity  $\overline{G} = 200 \dots 170 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$  for a given limitation of the shroud diameter  $D_{sh}$  rotating blade (RB)

at the fan inlet of the relative hub diameter  $\bar{d}_{hub}$ . At the same time, the midsection  $F_M=(\pi/4) D_{sh}^2$ , and the inlet area  $F_{In}=(\pi/4) D_{\kappa}^2 (1-\bar{d}^2)$ . With this in mind, the current density function  $q(\lambda_{In})$  and the corrected speed  $\lambda_{In}$  at the fan inlet are determined. In a similar way, the parameters at the input to the HPC are determined using the corrected frontal performance  $\bar{G}_{corr}=200\dots 170 \text{ kg}/(\text{s}\cdot\text{m}^2)$ . In addition, the axial velocity at the combustion chamber (CC) inlet is determined from the condition  $c_{CC}=140\dots 110 \text{ m}/\text{s}$ . The axial velocity at the HPC inlet can also be determined taking into account the heat drops in the compressors.  $c_{LPC} \approx c_{aIn} - (c_{aIn} - c_{CC})(T_{LPC}^* - T_{In}^*)/(T_{CC}^* - T_{In}^*)$ .

The temperature values after the fan, after the LPC or booster stages, after the HPC in the first approximation are determined taking into account the values of the pressure ratios in the compressors, the efficiency of the compressors and turbines, selected according to the node-by-node model of the two spool turbofan engine. Further, in the characteristic sections of the flow part (FP) of the "cold part" of the two spool turbofan engine, the values of the corrected velocity  $\lambda$  are determined. In the corresponding sections of the turbine FP, the values of the reduced speeds are the same, or somewhat less than in the corresponding sections of the compressor FP, for example  $\lambda_T \leq \lambda_{In}$ .

2) Total pressure recovery ratio  $\sigma$  in stages and blade rows (BR) is determined by comparing the ideal  $P_{id}^*$  (1) and actual pressures  $P^*$

$$P_{id}^* = P_0^* (T^*/T_0^*)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1)$$

In this case, the parameters at the inlet to the compressor or turbine cascade, at the inlet to the stage, in the RB (rotating blade), in the GV (guide vane) or NGV (nozzle guide vane) can be used as input pressure  $P_0^*$  and temperature  $T_0^*$ . With this in mind, the indicator  $\sigma = P^*/P_{id}^*$  can characterize both the recovery of the total pressure in the entire compressor or turbine, and in the FP section (flow path), incl. in a separate stage or BR (blade row). For RB, the value of  $\sigma_{wrb}$  in relative motion is determined in this way. The efficiency of a compressor, several or individual stages, RB or GV is

determined by the universal dependence  $\eta_c^* = 1 - (1 - \sigma^{\frac{k-1}{k}})(c_p T_1^*/H_T + 1)$   
or  $\eta_c^* = 1 / [(1/\sigma)^{\frac{k-1}{k}} (c_p T_1^*/H_S + 1) - c_p T_1^*/H_S]$ .

In this case, the corresponding values of  $\sigma$  and  $H_T$  (or  $H_S$ ) are used. Similarly, for turbines, several or individual stages, RB or NGV efficiency is defined as  $\eta_T^* = 1 / [1 + (1 - \sigma^{\frac{k_r-1}{k_r}})(c_{pG} T_0^*/L_T - 1)]$  or  $\eta_T^* = 1 / [1 + (1 - \sigma^{\frac{k_r-1}{k_r}})c_{pG} T_0^*/L_T]$ . Here, the corresponding values of  $\sigma$  and  $L_T$  (or  $L_U$ ) are used. Such expressions make it possible to determine the values of  $\sigma$  at each point of the Smith charts for compressors and turbines (at given temperatures).

3) To optimize the rotational speeds, the number of stages on the Smith charts, the H line [2] for the compressors and the L line [3] for the turbines are highlighted. These lines are built through the points of contact of isolines  $\eta^*=\text{const}$  and parabolas with parameters  $B=H_T/c_a^2 = \bar{H}_T/\bar{c}_a^2$  for compressors and  $B=L_T/c_a^2 = \bar{L}_T/\bar{c}_a^2$  for turbines.

To maximize the efficiency of the compressor, the "mid" points of the stages should be selected on the H line. By selecting the values of work  $H_{Ti}$  and axial speeds  $c_{ai}$ , it is required to ensure the same values of  $\sigma_i=\text{idem}$  for the stags. In this case, the increments of entropy in stages  $\Delta S_i = -R \ln \sigma_i = \text{idem}$  in T-E coordinates are the same.

## Bibliography

1. Krivosheev I.A., Rozhkov K.E., Simonov N.B. Optimization of the number, distribution of work by steps and density of profile lattices when designing a compressor. Aviation technology. City: Kazan. Publisher: Kazan State Technical University. A.N. Tupolev (Kazan). Year: 2020. S. 112-118.

2. Simonov, N. B., Krivosheev, I. A., Rozhkov, K. E. Selection and optimization of the main parameters of turbocompressors in the design and development of gas turbine engines // Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Aerospace engineering. 2021. № 67. P. 96-106. DOI 10.15593/2224-9982/2021.67.09. EDN SMARGJ.

3. Krivosheev, I. A. Obtaining and using generalized dependencies in the design and development of turbocompressors for gas turbine engines / I. A. Krivosheev, K. E. Rozhkov, N.B. Simonov // Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Aerospace engineering. 2022. № 71. P. 61-73. DOI 10.15593/2224-9982/2022.70.07. EDN ABEEGU.

#### **Information about authors**

Krivosheev I.A., Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Aircraft Engines. Research interests: Modeling, computer-aided design of aircraft engines.

Rozhkov K.E., Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering. Research interests: Working processes and design of blade machines.

Simonov N.B., Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines. Research interests: Modeling of working processes and design of blade machines.