

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ

✓ 62445  
B92  
Державний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського  
"Харківський авіаційний інститут"

ПЕРЕОБЛІК 2012 р.

В.О. Коваль, Л.М. Буслик, М.Я. Машинецький, В.В. Канаков

ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОВИХ ТУРБІН

Навчальний посібник

56307/11  
НАУКОВО-ТЕХНІЧНА  
БІБЛІОТЕКА  
Національного аерокосмічного  
університету ім. М.С. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Харків "ХАІ" 1999

621.452.3.03 (075.8)

УДК 629.7.036.001

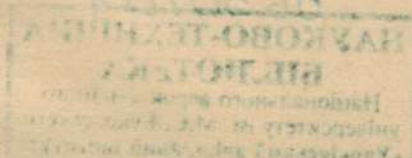
Визначення характеристик газових турбін/В.О. Коваль, Л.М. Буслик, М.Я. Машинешкий, В.В. Канаков. - Навч. посібник. - Харків: Держ. аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 18 с.

Описано математичну модель багатосхідчастої газової турбіни, яка призначена для дослідження нерозрахункових режимів її роботи і реалізована у вигляді програми для ПЕОМ типу IBM PC. Наведено інструкцію по використанню програми розрахунку.

Для студентів, що виконують курсові та дипломні проекти зі спеціальностей "Авіаційні двигуни та енергетичні установки", "Газотурбінні установки" і "Комп'ютерні системи проектування".

Іл. 3. Бібліогр.: 4 назви

Рецензенти: канд.техн.наук,доц. О.Б. Міневич,  
канд.техн.наук,доц. М.О. Туголуков



© Державний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
"Харківський авіаційний інститут", 1999

## ВСТУП

Знання характеристик газової турбіни, що працює на нерозрахункових режимах, важливе з різних причин.

По-перше, необхідно моделювати роботу газотурбінного двигуна на різних режимах його експлуатації. При цьому зміна параметрів газової турбіни в ГТД тісно пов'язана з характеристиками основних вузлів двигуна-компресора, камери горіння, вихідного пристрою.

По-друге, можливі ситуації, пов'язані з використанням турбін ГТД для енергетичних установок промислового призначення, які працюють на нетрадиційних робочих тілах (наприклад, природний газ, доменний газ та ін.).

На сьогодні основним способом одержання характеристик осьових багатосхідчастих турбін на етапі проектування є використання їх математичних моделей різного ступеня складності [1].

Цей навчальний посібник присвячений опису алгоритму і програми послідовної математичної моделі турбіни та застосування цієї програми для розрахунку характеристики турбіни. Основу алгоритму складає одномірна математична модель осьового турбінного східця, яка враховує вплив зміни геометричних параметрів в'єнів, режим їх роботи та властивості робочого тіла.

Розрахунок характеристики турбіни проводиться для середньомасових параметрів, за які прийнято параметри на середньому діаметрі. При цьому вихідними даними є результати її проектувального розрахунку на ЕОМ. [2].

Що стосується одновальної багатосхідчастої турбіни, звичайно визначають характеристику турбіни у цілому, послідовно переходячи від східця до східця (а не шляхом складання характеристик окремих східців) [3, 4].

## І. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОВИХ ТУРБІН

Характеристику турбіни вигідно відобразити в критеріальних параметрах, щоб вона могла бути використана для ряду турбін чи східців, що мають однакову проточну частину. При цьому як координати можна прийняти такі величини:



$$\pi_T^* = P_0^*/P_2^* \text{ (або } \pi_T = P_0^*/P_2^*), \eta_T^* \text{ (або } \eta_T), n/\sqrt{T_0^*},$$

$$\lambda_u = u/\alpha_{кр}, L_T^*/T_0^*, u/c_1, q(\lambda), G_Z = G\sqrt{T_0^*}/P_0^*.$$

Частіше характеристики турбіни подають у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} \eta_T^* &= f_1(\pi_T^*, n/\sqrt{T_0^*}), \\ G_Z &= f_2(\pi_T^*, n/\sqrt{T_0^*}); \end{aligned} \right\} \pi_T^* = f(\lambda_u, \eta_T^*, G_Z).$$

Найскладнішим питанням при розрахунку характеристики турбіни є правильне визначення втрат і параметрів охолоджувального повітря на нерозрахункових режимах. При незначних відхиленнях від розрахункового режиму при першому наближенні можна приймати сталими значення коефіцієнтів швидкості  $\varphi$  і  $\psi$ . Але у широкому діапазоні режимів треба враховувати змінність цих коефіцієнтів за рахунок зміни кутів атаки, чисел  $\lambda$  і  $Re$ . Що стосується параметрів охолоджувального повітря, то у першому наближенні можна прийняти, що відносно (відносно параметрів газу в горловому перетині соплового апарату) величини його витрати, швидкості та температури залишаються сталими [3].

### І.І. Втрати в проточній частині турбіни

Втрати в кільцевих турбінних решітках умовно поділяються на три основних види: профільні, кінцеві та додаткові.

Профільні втрати визначаються:

1) вихороутворенням і тертям у приграничному шарі та при його відриві;

2) вихровими закромковими слідами та вирівнюванням поля швидкостей за решіткою;

3) стрибками ущільнення та взаємодією  $\Gamma_x$  з приграничним шаром при надзвукових швидкостях потоку.

Кінцеві втрати визначаються:

1) вторинними течіями і течіями в приграничному шарі на торцевих стінках;

2) течіями через радіальну щілину.

Додаткові втрати зумовлені:

1) змішуванням основного потоку з охолоджувальним повітрям;

2) зовнішніми втратами (дискове тертя та ін.), прокачуванням охолоджувального повітря через ротор та ін.

## I.I.I. Профільні втрати в решітках

Коефіцієнт втрат тертя в турбінній решітці (рис. I), що

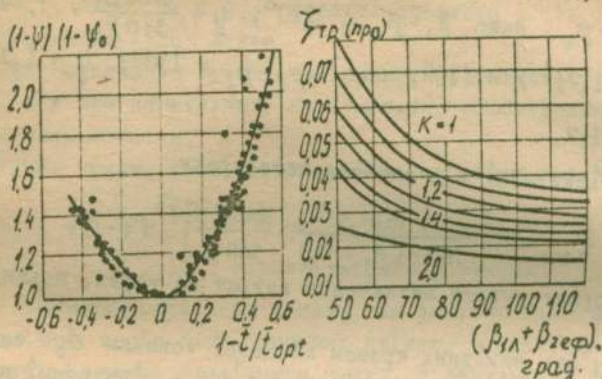


Рис. I. До визначення профільних втрат у турбінній решітці обтікається потоком в'язкої рідини, залежить від товщини втрати імпульсу приграничного шару  $\delta^{**}$ :

$$\xi_{TR} = 2 \frac{\delta_{ст}^{**} + \delta_{кор}^{**}}{t \sin \beta_2}$$

Як відомо з теорії приграничного шару, товщина витискування  $\delta^* = \int (1 - w/w_0) dy$  - це та відстань, на яку треба пересунути потік від стінок тіла, щоб не змінювались масові витрати при обтіканні тіла потенціалним потоком нестискуваної рідини. Товщина втрати імпульсу - це додаткова до  $\delta^*$  відстань, на яку треба пересунути потік від стінок тіла, щоб не змінювалась кількість руху при обтіканні тіла потенціалним потоком нестискуваного газу.

Ці товщини визначаються тим, що якимісь  $\Gamma x$  мав потік, що тече зі швидкістю  $w$ , то, відповідно, витрата та імпульс дорівнювали б тим зменшенням витрати та імпульсу, які мають місце в дійсності за наявності приграничного шару.

Оскільки на практиці важливо визначити умовні товщини  $\delta^*$  і  $\delta^{**}$  навіть для розрахункового випадку обтікання решіток профілів, використовують залежності, що ґрунтуються на базі даних аеродинамічних продувок. Для оптимальних густот решіток коефіцієнт втрат на тертя підраховується за формулою



$\xi_{\text{TP}} = 0,02125 (0,01065x^2 - 2,295x + 160,5)(0,1055y^2 - 0,3427y + 0,295)$ ,  
 де  $x = \beta_1 + \beta_2$ , якщо  $\beta_1 + \beta_2 < 110^\circ$ ;  $y = \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2}$ , якщо  
 $\frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} \leq 1,7$ ;  $x = 110^\circ$ , якщо  $\beta_1 + \beta_2 > 110^\circ$ ;  $y = 1,7$ , якщо  
 $\frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} > 1,7$ .

При відхиленні від оптимального кроку

$$\bar{t}_{\text{онт}} = K \left[ \frac{180}{180 - (\beta_1 + \beta_2)} \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} \right]^{1/3} (1 - \bar{c})$$

можна використовувати визначення витрат на тертя, подані в праці [3].

Наявність вихідних кромок кінцевої товщини  $d_2$  веде до вихрових втрат і втрат на змішування при вирівнюванні потоку. При цьому коефіцієнт кромкових втрат визначимо як

$$\xi_{\text{кр}} = 0,2 \frac{d_2}{t \sin \beta_2} (1 - 1,33 \bar{h} \sqrt[3]{\bar{V}_8}).$$

Очевидно, що збільшення висоти щілини охолоджувального повітря  $h_{\text{щ}}$  або швидкості випуску повітря веде до зниження кромкових втрат. Це пов'язано зі зменшенням дефекту швидкості за рахунок підведення імпульсу при видуванні охолоджувального повітря.

Розрахункові співвідношення для розрахунку поправок на отискування мають вигляд:

$$\Delta \xi_\lambda = 0,05 (0,85 - \lambda_{2t}^2) \quad \text{при } \lambda_{2t} < 0,85,$$

$$\Delta \xi_\lambda = 0,56 (0,85 - \lambda_{2t}^2) \quad \text{при } \lambda_{2t} > 0,85,$$

а для решіток соплового апарату СА при  $\lambda_{2t} > 1,1$

$$\Delta \xi_\lambda = 1,041 (1,22 - \lambda_{1t})^2 + 0,02.$$

Збільшення втрат в робочому колесі (РК) при  $\lambda_{2t} > 0,85$  зумовлено наявністю надзвукових зон у косому зрізі решітки, що зникають стрибками ущільнення, взаємодія яких з приграничним шаром може викликати відрив останнього. Підвищення втрат у дозвуковій області визначається зростанням відносної швидкості потоку навколо профілю.

Вплив кута атаки на зростання профільних втрат оцінюють за формулою

$$\Delta \xi_i = a \left( \frac{\beta_{i\lambda} - \beta_i}{\beta_{i\lambda}} \right)^2,$$

де  $a = 1$ , якщо  $\beta_i < \beta_{i\lambda}$  (додатні значення  $i$ );  $a = 0,15$  при негативних кутах атаки.

При позитивних кутах атаки втрати зростають більше інтенсивно, ніж при негативних, що зумовлено особливостями течії біля спинки лопатки.

Таким чином, коефіцієнт профільних втрат визначається як сума

$$\xi_{пр} = \xi_{тр} + \xi_{кр} + \Delta \xi_{\lambda} + \Delta \xi_i.$$

### 1.1.2. Кінцеві втрати у вінцях

У кінцевих перетинах каналу, за рахунок гальмуючої дії приграничних шарів біля торцевих стінок, відцентрові сили зрівноважуються меншим градієнтом тиску. В результаті перетікання частинок газу в приграничному шарі з області високого тиску в область низького тиску та компенсуючих течій в ядрі потоку, поблизу торцевих стінок з'являються два кільцеві (парні) вихори протилежного обертання.

Для приблизної оцінки втрат від вторинних течій та в приграничному шарі на торцевих стінках можна використати таке співвідношення:

$$\xi_{вм} = 2 \xi_{пр} \frac{a_r}{h_{\lambda}}.$$

Вторинні втрати пропорційні величині профільних втрат, розміру горла решітки  $a_r$  (треба враховувати різницю тиску на межах каналу) та обертово пропорційні висоті каналу  $h$ .

На величину кінцевих втрат впливають особливості течії в області радіального зазора (щілини) за відсутності бандажів з лабіринтним ущільненням. Тут реалізується складна форма течії як за рахунок перетікання рідини через торець лопатки, так і через взаємодію перетікання парним вихором. При цьому зменшення потужності турбіни та її ККД пропорційно величині щілини:

$$\Delta \bar{\eta}_3 = 1 - \Delta \bar{r} \left( 1 + \frac{h_2}{D_{2cp}} \right) \left( 1 + \frac{0,3}{\sin \beta_2} \right).$$



### 1.1.3. Додаткові втрати

При виході охолоджувального повітря в проточну частину турбіни через щілини на поверхні лопатки мають місце втрати на змішування з основним потоком. Для випадку виходу повітря через перфорації на коритці лопатки коефіцієнт втрат підраховують так:

$$\xi_{см} = 0,84 \bar{G}_g (1 - \bar{V}_g)^2,$$

де  $\bar{G}_g$  - відносні втрати охолоджувального повітря.

Додаткові витрати також пов'язані зі втратами потужності на прокачування охолоджувального повітря через ротор ("насосний ефект"), яку можна визначити за формулою Ейлера:

$$\Delta \bar{\eta}_H = G_{62} (u_2^2 - 0,5 u_1^2) / N.$$

За рахунок цього ефекту тиск і температура охолоджувального повітря зростають, що веде до відповідного збільшення швидкості виходу повітря з лопаток  $V_B$ . Потужність "насосного ефекту"  $N_H$  при цьому не можна вважати повністю втраченою для реалізації корисної потужності на валу турбіни.

Таким чином, потужність на валу турбіни з урахуванням попереднього

$$N = N_u (1 - \Delta \bar{\eta}_3 - \Delta \bar{\eta}_H),$$

а коефіцієнт швидкості для решіток

$$\psi(\psi) = \sqrt{1 - (\xi_{пр} + \xi_{вгт} + \xi_{см})}.$$

## 2. МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБІНИ

Алгоритм задачі зводиться до чисельного розв'язання методом послідовних наближень в ітераційних процесах значень  $q(\lambda_{сг}, t_{min}) < 1$ ,  $q(\lambda_{w2tmin})$  і  $\alpha_1(\beta_2) = 2gcs \sin \alpha_1(\beta_2) + \delta$ , де  $\delta$  - кут відставання потоку в решітці. Останній визначається шляхом параболічної інтерполяції номограми, поданої в праці [4]. З результатами розрахунків кожного зі східців турбіни знаходять характеристику всього турбінного каскаду.

### 2.1. Вихідні дані для розрахунку східця

Вихідними даними для розрахунку характеристик турбінного східця є результати газодинамічного розрахунку турбіни на середньому діаметрі [2], частина яких пояснюється на рис. 2,



а саме:

$G_r$  - масові витрати робочого тіла на вході в східець, кг/с;

$n$  - частота обертів ротора, об/хв;

$p_0^*$  - повний тиск на вході в східець, Па;

$T_0^*$  - повна температура на вході в східець, К;

$R$  - газова стала робочого тіла, Дж/(кг·К);

$k$  - показник ізоентропії;

$T_B$  - температура охолоджувального повітря, К.

Далі для решітки СА задаються:

$\varphi_p$  - коефіцієнт швидкості на розрахунковому режимі;

$\alpha_0$  - кут входу потоку на лопатки СА, град;

$\alpha_{0л}$  - геометричний кут лопатки СА на вході, град;

$D_{1ср}$  - середній діаметр лопаток СА на виході, м;

$h_1$  - висота лопатки СА на виході, м;

$(a/t)_1$  - відносна ширина горла решітки СА;

$Z_1$  - число лопаток СА;

$d_1 = d_1/a_1$  - відносна товщина вихідної кромки лопатки, СА;

$G_{в0} = G_{в0}/G_r$  - відносні витрати охолоджувального повітря на вихідній кромці СА;

$G_{в1} = G_{в1}/G_r$  - відносні витрати охолоджувального повітря через перфорацію в області вихідної кромки СА.

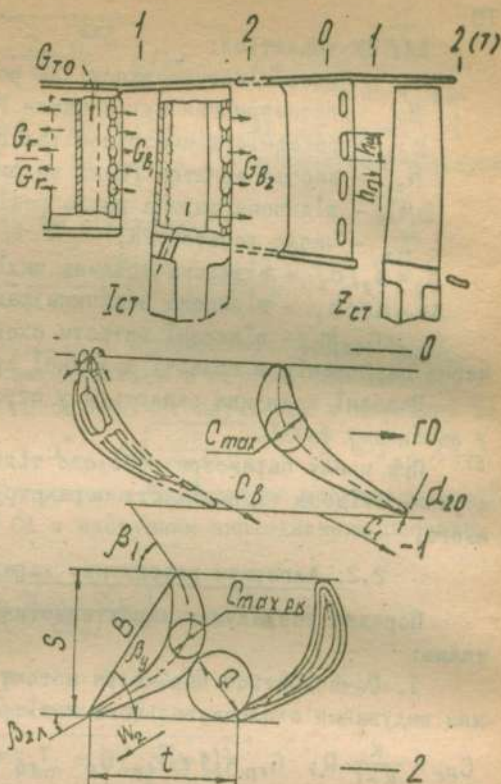


Рис. 2. Розрахункова схема схи́дця турбіни

Для РК задаються:

$\Psi_p$  - коефіцієнт швидкості на розрахунковому режимі;

$\beta_1$  - геометричний кут лопатки РК на вході, град;

$D_{2cp}$  - середній діаметр лопаток РК на виході, м;

$h_2$  - висота лопаток РК на виході, м;

$(a/t)_2$  - відносна ширина горла решітки РК;

$Z_2$  - число лопаток РК;

$d_2 = d_2/a_2$  - відносна товщина вихідної кромки лопаток РК;

$\Delta r = \Delta r/h_2$  - відносна величина радіальної щілини;

$G_{B2} = G_{B2}/G_{r0}$  - відносні витрати охолоджувального повітря через перфорацію в області вихідної кромки РК.

Вказані величини задаються у строго визначеному порядку у вихідному файлі.

При цьому параметри робочого тіла на вході в кожний наступний східець відповідають параметрам на виході з попереднього.

## 2.2. Алгоритм розрахунку характеристик турбіни

Порядок розрахунку характеристик східця турбіни прийнятий таким:

1. Обчислюються параметри потоку в решітці СА з урахуванням видування охолоджувального повітря:

$$C_{pr} = \frac{k}{k-1} R; \quad G_{r0} = (1 + \bar{G}_{B0}) G_r; \quad T_{r0} = \frac{T_0^* G_r C_{pr} + T_B G_{B0} C_{pB}}{G_r C_{pr} + G_{B0} C_{pB}},$$

$$C_{pB} = 1005 \frac{Дж}{кг \cdot К}; \quad G_{B0} = G_r \bar{G}_{B0}; \quad G_{B1} = \bar{G}_{B1} G_{r0};$$

$$G_{r1} = G_{r0} (1 + \bar{G}_{B1}), \quad T_1^* = \frac{G_{r0} C_{pr} T_{r0}^* + G_{B1} C_{pB} T_B}{G_{r0} C_{pr} + G_{B1} C_{pB}};$$

$$a_{kr} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_r^*}.$$

2. Визначається характер течії в горлі решітки СА:

$$t_1 = \pi D_{1cp} / z_1; \quad a_1 = t_1 (a/t)_1; \quad f_{1min} = z_1 a_1 h_1;$$



$$\mu_1 = \frac{1 + \varphi_p}{2}; m = \sqrt{\frac{K}{R} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}; q(\lambda_{c_{itmin}}) = \frac{G_{r0} \sqrt{T_{r0}^*}}{m P_0^* \mu_1 f_{1min}}$$

Якщо  $q(\lambda_{c_{itmin}}) \geq 1$ , то  $q(\lambda_{c_{itmin}}) = 1$ ,  $\lambda_{c_{itmin}} = 1$  і  $G_r = m P_0^* \mu_1 f_{1min} / \sqrt{T_{r0}^*}$ ;  $\lambda_{c_{it}} = 1, 1$ . І розрахунок повторюється, починаючи з п. 1.

Якщо  $q(\lambda_{c_{itmin}}) < 1$ , то з рівняння

$$q(\lambda) = \lambda \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

чисельно знаходиться  $\lambda_{c_{itmin}}$  і приймається  $\lambda_{c_{it}} = \lambda_{c_{itmin}}$ .  
В обох випадках  $\lambda_{c_{it}}$  визначається в першому наближенні.

3. Підраховуються газодинамічні параметри в перетині 1:

$$\alpha_{1\varphi} = \arcsin(a/t)_1; a_{kp1}^* = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1^*}; c_{it} = a_{kp1}^* \lambda_{c_{it}}$$

4. За допомогою підпрограми "потери" обчислюються коефіцієнти втрат у решітці СА з наступним знаходженням поправки на "ударні" втрати:

$$\Delta \xi_i = a \left( \frac{\alpha_{0L} - \alpha_0}{\alpha_{0L}} \right)^2,$$

де  $a = 1, 0$ , при  $\Delta \alpha \geq 0$  і  $a = 0, 15$  при  $\Delta \alpha < 0$ .

Далі уточнюються значення  $\varphi$ :

$$\varphi = \sqrt{1 - (\xi_{пр} + \xi_{вм} + \xi_{см} + \Delta \xi_i)},$$

а також визначаються газодинамічні параметри на виході з СА:

$$c_1 = \varphi c_{it}; \lambda_1 = c_1 / a_{kp1}^*; u_1 = \pi D_{1cp} n / 60;$$

$$T_1 = T_0^* \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_1^2 \right); P_1 = P_0^* \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

$$\rho_1 = P_1 / RT_1; \alpha_1 = \arcsin G_{r1} / \rho_1 c_1 \pi D_{1cp} h_1.$$

Порівнюються значення  $\alpha_1$  і  $\alpha'_1 = \alpha_{1\varphi} + \delta$  ( $\delta$  - кут відставання потоку, що знаходиться за даними праці [4] залежно від  $\alpha_{1\varphi}$  і  $\lambda_{c1}$ ). Якщо різниця між значеннями  $\alpha_1$  більша, ніж  $|\varepsilon_a|$ , то корегується величина  $\lambda_{c1}$ ; процес розрахунку повторюється, починаючи з п. 3:

$$c_{1a} = c_1 \sin \alpha_1, c_{1u} = c_1 \cos \alpha_1; \beta_1 = \arctg \frac{c_{1a}}{c_{1u} - u_1};$$

$$w_1 = C_{1a} / \sin \beta_1; T_{1w}^* = T_1 + w_1^2 / 2C_{p1}; \lambda_{1w} = w_1 / a_{kp w_1}^*$$

$$a_{kp w_1}^* = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{1w}^*}; p_{1w}^* = p_1 / \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{1w}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

5. Визначається характер течії в горлі решітки РК:

$$t_2 = \pi D_{cp2} / z_2; a_2 = t_2 (a/t)_2; f_{2min} = z_2 a_2 h_2;$$

$$q(\lambda_{2wtmin}) = \frac{G_{r1} \sqrt{T_{1w}^*}}{m p_{1w}^* \mu_2 f_{2min}}; \mu_2 = \frac{1 + \psi_p}{2}$$

Якщо  $q(\lambda_{2wtmin}) > 1$ , то  $q(\lambda_{2wtmin}) = 1$ ,  $\lambda_{2wtmin} = 1$   
і корегуються витрати газу:

$$G_r = \frac{m p_{1w}^* \mu_2 f_{2min}}{\sqrt{T_{1w}^*}}, \lambda_{2wt} = 1,1;$$

далі розрахунок повторюється, починаючи з п.І.

Якщо  $q(\lambda_{2wtmin}) < 1$ , то, як і у випадку з СА, чисельно знаходиться величина  $\lambda_{2wtmin}$  та приймається  $\lambda_{2wt} = \lambda_{2wtmin}$  з наступним обчисленням коефіцієнта швидкості  $\psi$ .

6. Далі підраховуються параметри газу за РК:

$$u_2 = u_1 \frac{D_{2cp}}{D_{1cp}}; T_{2w}^* = T_{1w}^* - \frac{u_1^2 - u_2^2}{2}; a_{kp w_2}^* = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_{2w}^*};$$

$$w_2 = \psi \lambda_{2wt} a_{kp w_2}^*; \lambda_{2w} = w_2 / a_{kp w_2}^*; G_{r2} = G_{r1} + \bar{G}_{B2} G_{r0};$$

$$p_2 = p_{1w}^* \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{2wt}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}; T_2 = T_{2w}^* \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{2w}^2\right);$$

$$\rho_2 = p_2 / RT_2; \beta_2 = G_{r2} / \rho_2 w_2 \pi D_{2cp} h_2; \beta_{2ef} = \arcsin (a/t)_2.$$

Порівнюються значення  $\beta_2$  і  $\beta_2' = \beta_{2ef} + \delta$ . Якщо різниця між значеннями  $\beta_2$  більше  $\varepsilon_a$ , то корегуються значення  $\lambda_{2wt}$ , і процес розрахунку повторюється, починаючи з п.5:

$$C_{2a} = w_2 \sin \beta_2; C_{2u} = u_2 - w_2 \cos \beta_2.$$

Якщо  $C_{2u} < 0$ , то  $\alpha_2 = \arctg C_{2a} / |C_{2u}|$ , якщо  $C_{2u} > 0$ ,



то  $\alpha_2 = 180^\circ - \arctg \frac{C_{20}}{C_{2U}}$ ; якщо  $C_{2U} = 0$ , то  $\alpha_2 = 90^\circ$ ;

$$C_2 = C_{20} / \sin \alpha_2; T_2^* = T_2 + C_2^2 / 2C_{pT}; a_{кр2}^* = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_2^*}.$$

$$\lambda_2 = \frac{C_2}{a_{кр2}^*}; P_2^* = \frac{P_2}{\left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_2^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}; \lambda_u = \frac{0,5(U_1 + U_2)}{a_{крr}^*};$$

$$L_{scm} = C_{pT} T_{r0}^* \left(1 - 1/\lambda_{cm}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right); L_{scm}^* = C_{pT} T_{r0}^* \left(1 - 1/\lambda_{cm}^* \frac{\kappa-1}{\kappa}\right);$$

$$\pi_{cm} = P_0^* / P_2; \pi_{cm}^* = P_0^* / P_2^*; H_B = C_{pB} T_B \left(1 - 1/\pi_{cm}^* \frac{\kappa-1}{\kappa}\right);$$

$$G_{B2} = \bar{G}_{B2} G_{r0}; G_{r2} = G_{r1} + G_{B2}; N_u = G_1 C_{u1} U_1 - G_2 C_{u2} U_2;$$

$$\Delta \bar{\eta}_3 = \Delta \bar{F} \left(1 + \frac{h_z}{D_{2cp}}\right) \left(1 + \frac{0,3}{\sin \beta_2}\right); \Delta \bar{\eta}_u = G_{B2} (u_2^2 - 0,5u_1^2) / N_u;$$

$$N_{cm} = N_u (1 - \Delta \bar{\eta}_3 - \Delta \bar{\eta}_u); T_{23} = T_1 (P_2 / P_1)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}};$$

$$T_2^* = T_2 + N_u \Delta \bar{\eta}_3 / C_{pT} G_{r2}; T_2 = T_2^* \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_2^2\right);$$

$$\eta_{эф}^* = \frac{N_{cm}}{G_{r0} L_{scm} + H_B (G_{B1} + G_{B2}) - G_{r2} C_2^2 T_{23} / 2T_2};$$

$$\eta_{эф} = \frac{N_{cm}}{G_{r0} L_{scm} + H_B (G_{B1} + G_{B2})}; M_{кр} = \frac{30 N_{cm}}{\pi \kappa}; N'_{cm} = \frac{N_{cm}}{1000}.$$

Таким чином, процес розрахунку характеристик східця закінчується.

Після розрахунку всіх східців багатосхідчастої турбіни визначаються її сумарна потужність та загальний ККД:

$$N_T = \sum_{i=1}^z N'_{cm_i}; \pi_T = P_0^* / P_{2z}; \pi_T^* = P_0^* / P_{2z}^*; G_z = G_r \sqrt{T_r^*} / \rho_r^*;$$

$$\eta_T^* = \frac{1000 N_T}{\sum G_r L_{TS}}; \eta_T = \frac{1000 N_T}{\sum G_r L_{TS}}; \lambda_u = \frac{0,5(U_1 + U_z)}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_r^*}};$$

$$N_{TS}^* = \sum_{i=1}^Z G_{1i} L_{TSi}^* ; \quad N_{TS} = \sum_{i=1}^Z G_{1i} L_{TSi} ,$$

де  $\sum_{i=1}^Z G_{1i} L_{TSi}$  знаходять з урахуванням конкретного значення витрати на вході в кожне робоче колесо.

На заключному етапі визначаються колосе та осьове зусилля, а також крутячий момент :

$$P_{\text{вт}} = \sum_{i=1}^Z P_{\text{вст}i} ; \quad P_{\text{ам}} = \sum_{i=1}^Z P_{\text{ос}i} ; \quad M_{\text{крт}} = \sum_{i=1}^Z M_{\text{кр}i} ,$$

де  $Z$  - число східців турбіни.

### 2.3. Висновок результатів розрахунку

Висновку результатів розрахунків на ПЕОМ передую висновок вихідних даних у тому порядку, в якому вони вводилися в комп'ютер. Схема друку така:

#### РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК СТУПЕНИ ТУРБИНЫ

Сопловой аппарат

$\lambda_1$	$\alpha_0$	$\alpha_{\text{теф}}$	$\alpha_1$	$\psi$
$P_0^*$	$P_1$	$T_1^*$	$T_1$	$C_{1a}$

Рабочее колесо

$\lambda_{2w}$	$\beta_1$	$\beta_{2\text{эф}}$	$\beta_2$	$\psi$
$P_2^*$	$P_2$	$T_2^*$	$T_2$	$C_{2a}$
$\alpha_2$	$P_{2a}$	$P_{2u}$	$M_{\text{кр}}$	$G$
$N_{\text{см}}$	$\eta_{\text{эф}}$	$\eta_{\text{гср}}^*$		

Одержані результати розрахунку характеристик східця є вихідними даними для визначення характеристик багатосхідчастої турбіни. При цьому в файлі вихідних даних задаються такі величини:

$N_{\text{см}i}$	/ I - 7/, кВт;
$P_{\text{вст}i}$	/ I - 7/, Н;
$P_{\text{ос}i}$	/ I - 7/, Н;
$P_{2i}$	/ I - 7/, Па;
$M_{\text{кр}i}$	/ I - 7/, н·м;
$L_{\text{с}i}^*$	/ I - 7/, кДж/кг;
$L_{\text{с}i}$	/ I - 7/, кДж/кг;
$P_2^*$	/ I - 7/, Па;
$P_0^*, T_1^*, G, u_1, u_2, n,$	



де  $U_1$  і  $U_2$  - колівні швидкості на першому і останньому східцях, відповідно на вході та виході, м/с;

$n$  - частота обертання каскаду, об/хв.

За результатами розрахунків будуть характеристики. Приклад побудови характеристик турбіни показано на рис. 3.

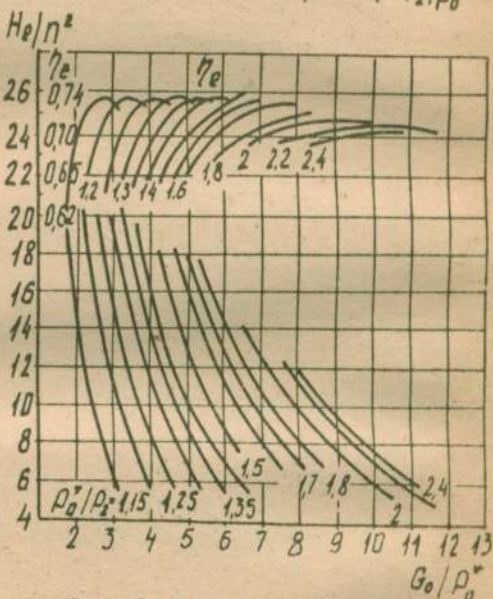
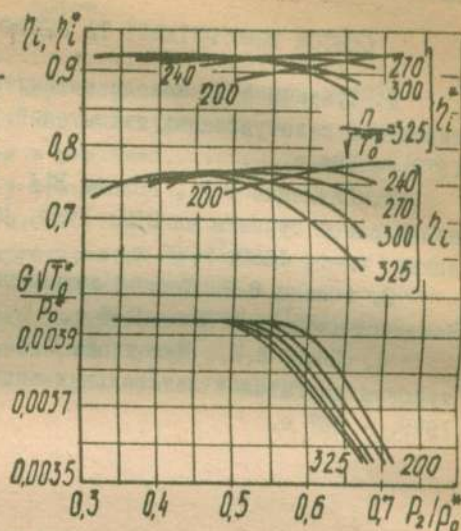


Рис. 3. Приклади побудови характеристик турбіни

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

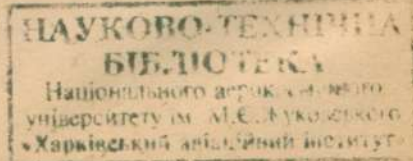
1. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение, 1979. - 184 с.
2. Павленко Г.В., Коваль В.А. Газодинамический расчет авиационной турбины на ЭВМ: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1986. - 80 с.
3. Аблянц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. - М.: Машиностроение, 1979. - 246 с.
4. Локай В.И., Максимова М.К., Стрункин В.А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1979. - 447 с.



## ЗМІСТ

Вступ.....	3
1. Загальні відомості про характеристики газових турбін...	3
1.1. Втрати в проточній частині турбіни.....	4
1.1.1. Профільні втрати в решітках.....	5
1.1.2. Кінцеві втрати у вінях.....	7
1.1.3. Додаткові втрати.....	8
2. Методика розрахунку характеристик турбіни.....	8
2.1. Вихідні дані для розрахунку східця.....	8
2.2. Алгоритм розрахунку характеристик турбіни.....	10
2.3. Висновок результатів розрахунку.....	14
Список використаної та рекомендованої літератури.....	16

363074



Вячеслав Олексійович Коваль  
Леонід Миколайович Буслик  
Микола Якович Машинецький  
Віктор Валентинович Канаков

ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОВИХ ТУРБІН

Редактор Л.О. Кузьменко  
Коректор Т.В. Савченко

Зв. план, 1999

Підписано до друку 14.05.99

Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк.

Умовн.-друк.арк. I. Облік.-вид.арк. I, I3. Т. I50 прим.

Замовлення 55. Ціна вільна

---

Державний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського

"Харківський авіаційний інститут

310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

Ротапринт друкарні "ХАІ"

310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17