

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГТУ ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ  
ПАРОГАЗОВОГО ЦИКЛА STIG И РЕАЛЬНОГО УЧЕТА  
ПЮТЕРЬ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Коваль В.А., канд. техн. наук; Ковалев В.И.; Павленко Г.В., канд. техн. наук; Редин И.И.; Васильев А.Э.; Филяев В.А.

Одним из способов повышения мощности газотурбинной энергетической установки и ее КПД является впрыск пара в проточную часть двигателя (как правило за компрессором и в камеру сгорания) - *Steam Injected Gas (STIG)*. При этом пар вырабатывается в теплоутилизационном конутре отработанных продуктов сгорания приводного ГТД. Расчетная схема энергетической установки показана на рис. 1.

Подача пара в проточную часть приводит к увеличению теплоемкости продуктов сгорания и газовой постоянной

$$C_{p см} = \frac{C_{p r} G_r + C_{p n} G_n}{G_r + G_n}; R_{см} = \frac{R_r G_r + R_n G_n}{G_r + G_n}, \quad (1)$$

что в дополнении с увеличенным расходом рабочего тела через свободную турбину и степени понижения полного давления

$$N = C_{p см} G_{см} \sigma_{вх} \sigma_{кс} \sigma_{вч} \pi_k^* \left( 1 - \frac{C_p T_0^* (\pi_k^*)^{\frac{k-1}{k}}}{C_{p см} T_{см}^* (1+d) \eta_k^* \eta_t^* \eta_m} \right)^{\frac{K_{см}}{K_{см}-1}} \quad (2)$$

сопровождается ростом полезной мощности и КПД парогазовой энергетической установки  $\eta_e = N_{см} / G_r H_u \eta_r$ . Входящая в эту формулу величина  $d = G_n / G_r$  характеризует относительный расход пара в камере сгорания.

Структурная схема алгоритма термогазодинамического расчета ГТУ-STIG показана на рис. 2. Процесс вычисления заканчивается при соблюдении условия по мощности ГТУ  $(N_i - N_{i-1}) / N_i \leq \varepsilon$ .

Выполнены расчеты одновальной ГТУ со свободной турбиной с параметрами рабочего процесса  $T_r^* = 1500$  К,  $\pi_k^* = 20$  и  $G_b = 10$  кг/с для исходного варианта и с впрыском пара в камеру сгорания и различным расходом пара. В исходном варианте на расчетном режиме

$N = 3425$  кВт и  $\eta_e = 37,9\%$ . Подача пара приводит к росту мощности и КПД ГТУ соответственно до  $N = 4085$  кВт и  $\eta_e = 41,8\%$  при  $d = 0,157$  и  $N = 5005$  кВт и  $\eta_e = 47,0\%$  при  $d = 0,173$ . Эти результаты достаточно хорошо согласуются с характеристиками ГТУ-STIG LM 1600, LM 2500 и LM 5000 /1/.

Таким образом применение в ГТУ парогазового цикла STIG приводит к повышению эффективности энергоустановки.

Другой путь увеличения КПД приводного двигателя – совершенствование внутренней аэродинамики проточной части осевого компрессора. Учет реальных свойств течения в лопаточных венцах позволяет качественно проектировать компрессор и надежно оценивать его характеристики в широком диапазоне режимов.

С этой целью были проведены обобщения интегральных параметров трехмерного аэродинамического следа полученных в результате опытных исследований структуры течения в модельных ступенях С-12 и С-14 в относительной системе координат /2/. Для получения аппроксимационных зависимостей  $\bar{\delta}^{**} = f_1(D_w, Re)$  и  $H_{12} = f_2(D_w, Re)$  использовался метод наименьших квадратов. В результате расчетов были получены зависимости для интегральных параметров ближнего следа

$$\bar{\delta}^{**} = 0,1103 - 0,1206 D_w - 2,169 \cdot 10^{-7} Re + 0,0452 D_w^2 + 4,07 \cdot 10^{-13} Re^2 + 3,7216 \cdot 10^{-8} D_w Re; \quad (3)$$

$$H_{12} = 3,172 - 3,468 D_w + 5,15 \cdot 10^{-7} Re + 1,558 D_w^2 + 2,43 \cdot 10^{-12} Re^2 - 1,06 \cdot 10^{-6} D_w Re. \quad (4)$$

Эти зависимости позволяют более точно определять коэффициент профильных потерь в рабочих колесах осевых компрессоров, а значит и более надежно рассчитывать их КПД.

Предложен и новый подход к осреднению концевых потерь, в частности в периферийном торцевом пограничном слое. Ранее /3/ было установлено, что зная параметры потока перед рабочим колесом у периферии и объемный расход сброшенной в поперечном направлении жидкости, можем определить толщину пограничного слоя, а значит и концевые потери. При этом было получено следующее выражение для толщины пограничного слоя

$$\delta_k = \frac{1}{r_{2k}} \left( \frac{W_1}{W_2} \Delta r + \frac{2z b \int_0^1 \delta^*(\bar{x}) U(\bar{x}) \Delta \beta(\bar{x}) d\bar{x}}{t_k W_2} \right)_{(n+1)}, \quad (5)$$

где  $W_1$  и  $W_2$  - относительные скорости на входе и выходе из РК;  $\Delta r$  - радиальный зазор;  $Z$  - число лопаток;  $b$  - хорда;  $\delta^*$  - толщина вытеснения профильного пограничного слоя,  $U$  - скорость потока на внешней границе;  $\Delta\beta$  - угол поворота потока;  $t_k$  - шаг решетки у периферии;  $X$  - безразмерная координата вдоль хорды и  $n = 1/7$  - показатель степени профиля скорости.

В качестве объекта расчетного исследования была выбрана модельная ступень С-12. На рис. 3а и 3б изображены результаты влияния режима работы  $\bar{C}_a$  и радиального зазора  $\Delta r$  на величину сбрасываемого объемного расхода жидкости в радиальном направлении  $Q_{сбр}$  и  $\bar{\delta}_k = \delta_k/b$ . Видно, что по мере приближения режима работы ступени к предсрывному резко возрастает количество жидкости перемещаемой под действием центробежных сил в радиальном направлении вдоль лопатки и формирующей соответственным образом торцевой пограничный слой. Здесь величина  $Q_{сбр}$  может быть больше 1%. Заметно влияние  $\Delta r$  и  $\bar{C}_a$  на величину  $\bar{\delta}_k$ .

Таким образом, определив интегральные параметры профильного пограничного слоя с помощью соотношений /3/ и /4/ можно рассчитать и параметры торцевого течения и коэффициенты профильных торцевых потерь в осевом компрессоре. При расчете концевых потерь целесообразно воспользоваться формулой М.Е. Дейча и Г.С. Самойловича

$$\xi_{\text{конц}} = \frac{2N^* \bar{\delta}_2^{**}}{\bar{h} - 2N_{12} \bar{\delta}_2^{**} - \frac{\bar{h}}{\bar{t}} N_{12} \bar{\delta}_2^{**}} \left[ \left( 1 + B \left( 1 + \frac{C_{1a} \cdot \text{ctg} \beta_1}{C_{2a} \cdot \text{ctg} \beta_2} \right)^2 \bar{t}^2 \frac{\sin^2(2\beta_2)}{4} \right) \right],$$

где для торцевого пограничного пограничного слоя  $N^* = \delta^{**}/\delta$ ,  $\bar{t} = t/b$ ,  $\bar{h} = h/b$ . Входящее в это выражение значение формпараметра  $N^*$  принимается в соответствии с показателем степени профиля скорости, равного  $1/7$ , а остальные интегральные параметры профильного пограничного слоя по приведенным выше обобщающим выражениям (3) и (4).

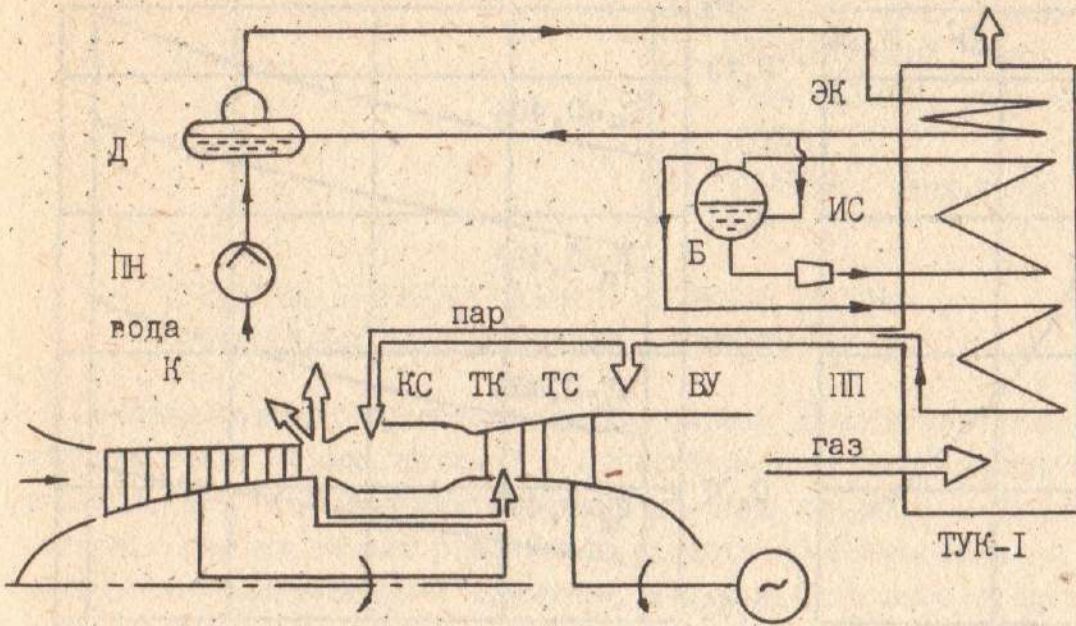


Рис. 1 Расчетная схема ГТУ-STIG с ТУК-I

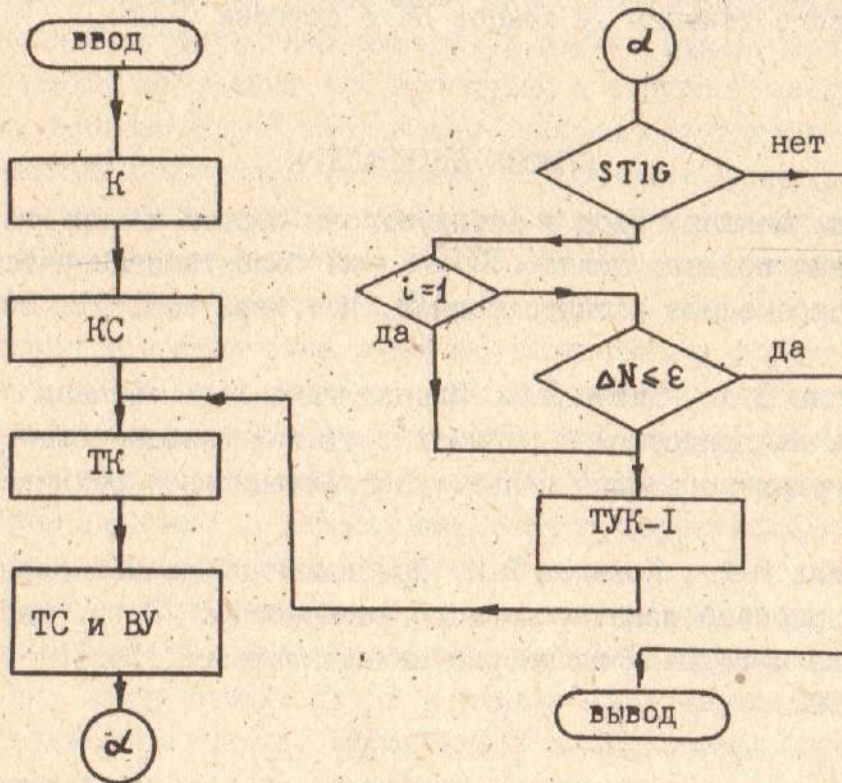


Рис. 2 Блок-схема термогазодинамического расчета ГТУ-STIG

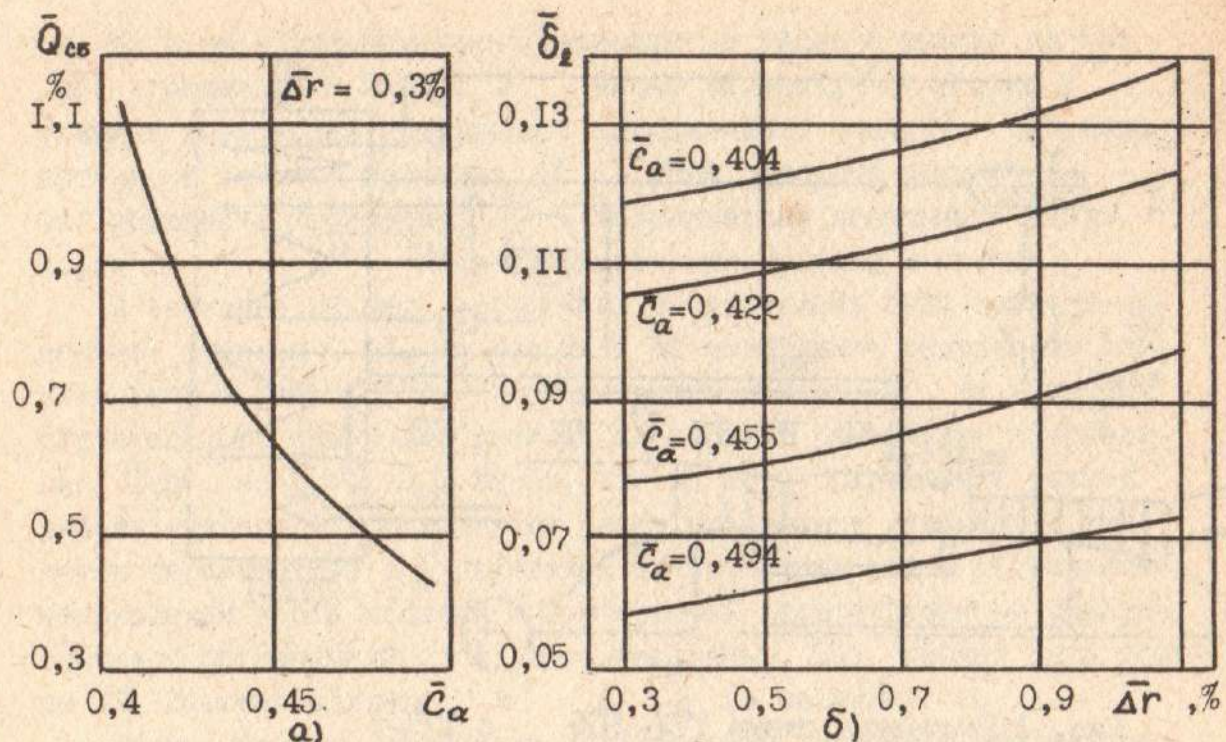


Рис. 3 Результаты исследования влияния радиального сброса профильного пограничного слоя на формирование торцевого течения у концов РК в ступени С-12

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Колп, Меллер. Ввод в эксплуатацию первой в мире газотурбинной установки полного цикла *STIG* на базе газогенератора *LM 5000*. Современное машиностроение, М.: Мир, вып. II, 1989. С. I-14.
2. Коваль В.А., Ершов В.Н. Модель течения в ступени осевого компрессора на предсрывных режимах с учетом особенностей формирования пограничного слоя //Изв.вузов Авиационная техника № I, 1987.
3. Коваль В.А., Ковалев В.И. Приближенный расчет поперечного течения на рабочей лопатке осевого компрессора /В кн. научно-методические материалы по теории авиадвигателей. Харьков, ХВВАИУ, вып. II, 1992.