

УДК 629.7.017

РАЗРАБОТКА И ОБОСНОВАНИЕ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОЩНОСТИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АЛ-31СТ БЕЗ ИЗМЕРЕНИЯ ТЯГИ

Г. П. ГРЕБЕНЮК¹, М. Ю. ЕГОРУШКОВ², В. Р. РАХМАТУЛЛИН³

¹grebenukgennadij8@gmail.com, ²egorushcov@rambler.ru, ³Valera-ra-2014@yandex.ru

ПАО «ОДК-УМПО» ОКБ «Мотор»

Поступила в редакцию 17.05.2021

Аннотация. Представлен алгоритм определения мощности двигателя АЛ-31СТ по полному давлению газа P_{r0}^* и температуре T_{r0}^* , измеренным в мерном участке пре-парированного технологического сопла (ТСМУ) без измерения тяги газогенератора (ГГ). Основные положения алгоритма обоснованы и подтверждены результатами проведенных исследований полей давлений и температур газа в мерном участке ТСМУ, и выявленной неравномерностью измеренных параметров. Предложенные уточнения базового алгоритма обеспечили эквивалентную замену тяги в расчете мощности двигателя измеренными в ТСМУ параметрами газа.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; алгоритм расчета мощности; неравномерность поля температур.

ВВЕДЕНИЕ

Двигатель АЛ-31СТ является основным энергогенерирующим узлом газоперекачивающих компрессорных станций сети газопроводов ПАО «Газпром». Двигатель создан в ОКБ им. А. Люльки на базе двухвального газогенератора (ГГ) авиационного двигателя АЛ-31Ф в компоновке с состыкованной с ним новой трехступенчатой силовой турбиной (СТ). Конверсия параметров рабочего процесса ГГ на оптимальное сочетание суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi^*k = 18,5$ и температуры газа на входе в турбину $T_r^* = 1550\text{K}$, в совокупности с высокой газодинамической эффективностью узлов проточной части базового ГГ, позволили достичь уровня эффективного КПД цикла порядка 36–37% на номинальной мощности двигателя 16800 кВт.

Двигатель изготавливается, испытывается и поставляется ПАО «ОДК-УМПО» с 2001 г.

Основные технические данные двигателя АЛ-31СТ оцениваются по результатам испытаний ГГ на стенде «УМПО» с измерением тяги в компоновке с технологическим соплом, имитирующим пропускную способность СТ. Параметры испытаний ГГ обрабатываются по методике ОКБ им. А. Люльки [1]. Методика базируется на расчетно-аналитических обобщениях связей параметров рабочего процесса, полученных при формировании математической модели (ММ) базового двигателя с расчетной оценкой мощности по уравнению (1):

$$N_{СТ} = \frac{1}{102} \frac{k_r}{k_r - 1} R_r G_r T_r^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_r^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right] \cdot \eta_{СТ}^* \cdot K_{СТ}, \quad (1)$$

и параметров, определяющих мощность: $G_r, T_r^*, \lambda_c = f(G_r, T_r^*, R_{пер})$ по зависимостям (2), (3), (4):

$$G_r = G_B \cdot v_2 + G_T, \quad (2)$$

$$T_T^* = 950 + 40000 \cdot (q_{T_{\text{усл}}} - 0,0151) + 0,875 \cdot (T_B - 288), \quad (3)$$

$$\text{где } q_{T_{\text{усл}}} = \frac{G_T}{G_B \cdot v_2} \frac{H_u}{11765},$$

$$\lambda_C = \frac{9,81 \cdot R_{\text{пер}} K_v}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot 9,81 \cdot R_T \cdot T_T \cdot \phi_C \cdot G_T}}, \quad (4)$$

$$\pi(\lambda_C) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_C^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (5)$$

$$P_C^* = \frac{P_B}{\pi(\lambda_C)}. \quad (6)$$

При рассчитанных по параметрам испытаний расходе G_T и температуре T_T^* газа на входе СТ, расчет полного давления газа P_T^* на входе СТ и располагаемой степени расширения газа π_T^* возможен только при наличии тяги, измерение которой отсутствует на стенде контрольно-приемочных испытаний (КПИ), на который планируется перевод испытаний двигателя АЛ-31СТ.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

G – расход рабочего тела, топлива;

k – показатель адиабаты;

$K_V = 0,985$ – коэффициент поправки на тягу от вытекающего из шайбы в бокс воздуха;

$K_{СТ} = 1,013$ – коэффициент, учитывающий работу воздуха в СТ, отбираемого за КНД;

P – давление;

R – газовая постоянная;

T – температура;

H_u – теплотворная способность топлива;

v_2 – коэффициент расхода воздуха на входе СТ;

π^* – степень повышения (понижения) давления;

$\pi(\lambda_{\text{вых}}) = 0,984$ – функция скорости на выходе диффузора за СТ;

$\eta_{СТ}^* = 0,93$ – коэффициент полезного действия СТ;

$\sigma_1 = 0,977$ – коэффициент восстановления полного давления в затурбинном диффузоре;

$\sigma_2 = 0,977$ – коэффициент восстановления полного давления в диффузоре двигателя перед СТ;

σ_3 – коэффициент восстановления полного давления в диффузоре за СТ.

ИНДЕКСЫ

Б – бокс испытательного стенда;

В – воздух;

Г – газ;

С – сопло;

Т – турбина.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ АЛГОРИТМА

В настоящей статье разработан и апробирован на результатах экспериментальных испытаний алгоритм расчета мощности двигателя АЛ-31СТ без измерения тяги ГГ по параметрам рабочего процесса газодинамически однозначно определяющих тягу.

В качестве эквивалента измеренной на стенде тяги ГГ, в рамках действующей методики обработки параметров испытаний, предложен алгоритм расчета мощности по полному давлению газа $P_{Г0}^*$ и температуре газа $T_{Г0}^*$ за турбиной ГГ. Обоснованность такого подхода обусловлена наличием прямой газодинамической зависимости, измеренной на стенде тяги двигателя от полного давления газа на срезе реактивного сопла:

$$R_{\text{изм}} = P_H F_C [1 - \pi(\lambda_C) \cdot f(\lambda_C)],$$

где P_H – давление воздуха в испытательном боксе; F_C – площадь среза сопла;

$$\pi(\lambda_C) = P_H / P_C^*, \quad P_C^* = (P_{Г0}^* \cdot \sigma_1) / \sigma_{МУ}.$$

В обеспечение предложенного подхода в испытательный цикл ГГ введено новое технологическое сопло с препарированным мерным участком (ТСМУ) (рис. 1). Цель – определение параметров, входящих в уравнение мощности, по прямым измерениям:

– полного давления газа $P_{Г0}^*$ в расчете располагаемой степени расширения газа в СТ (π_T^*);

– измеренной температуры газа $T_{Г0}^*$ в расчете температуры газа на входе СТ (T_T^*).

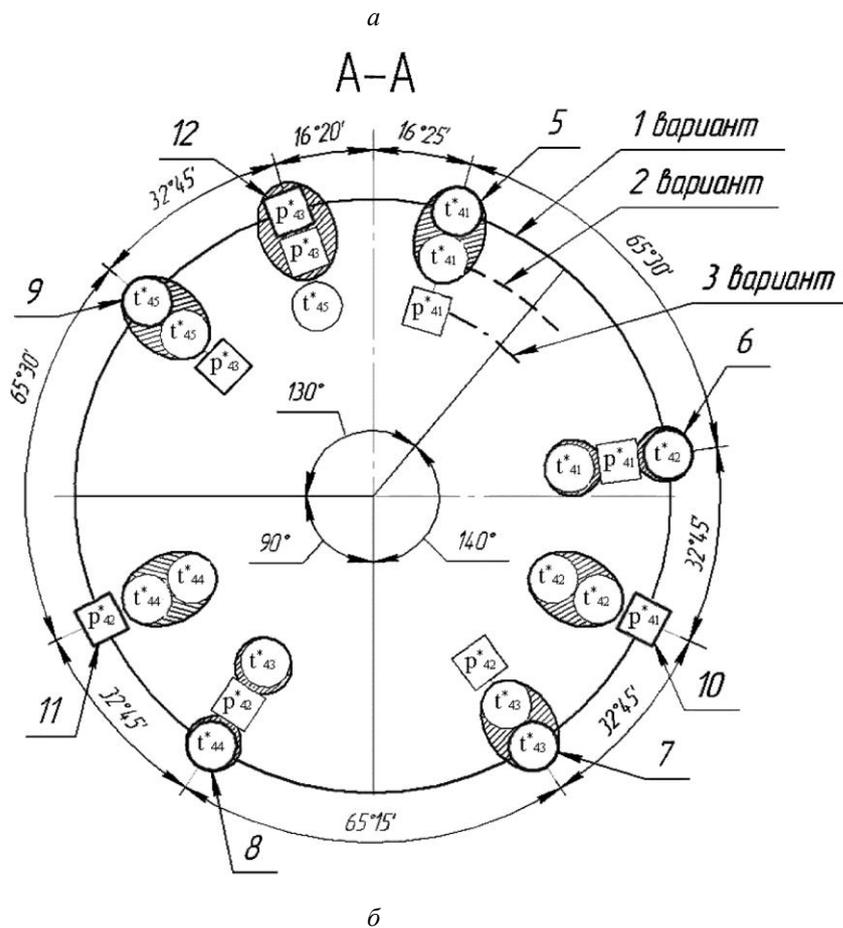
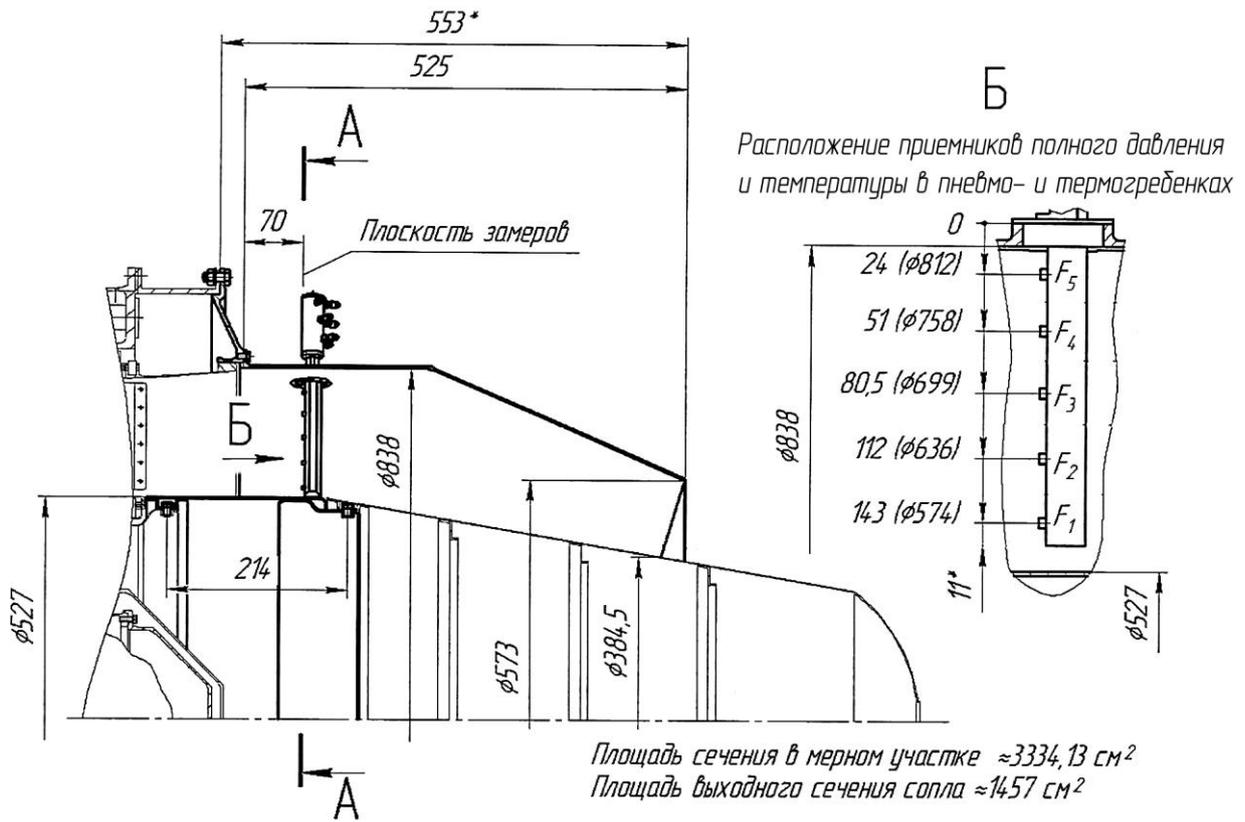
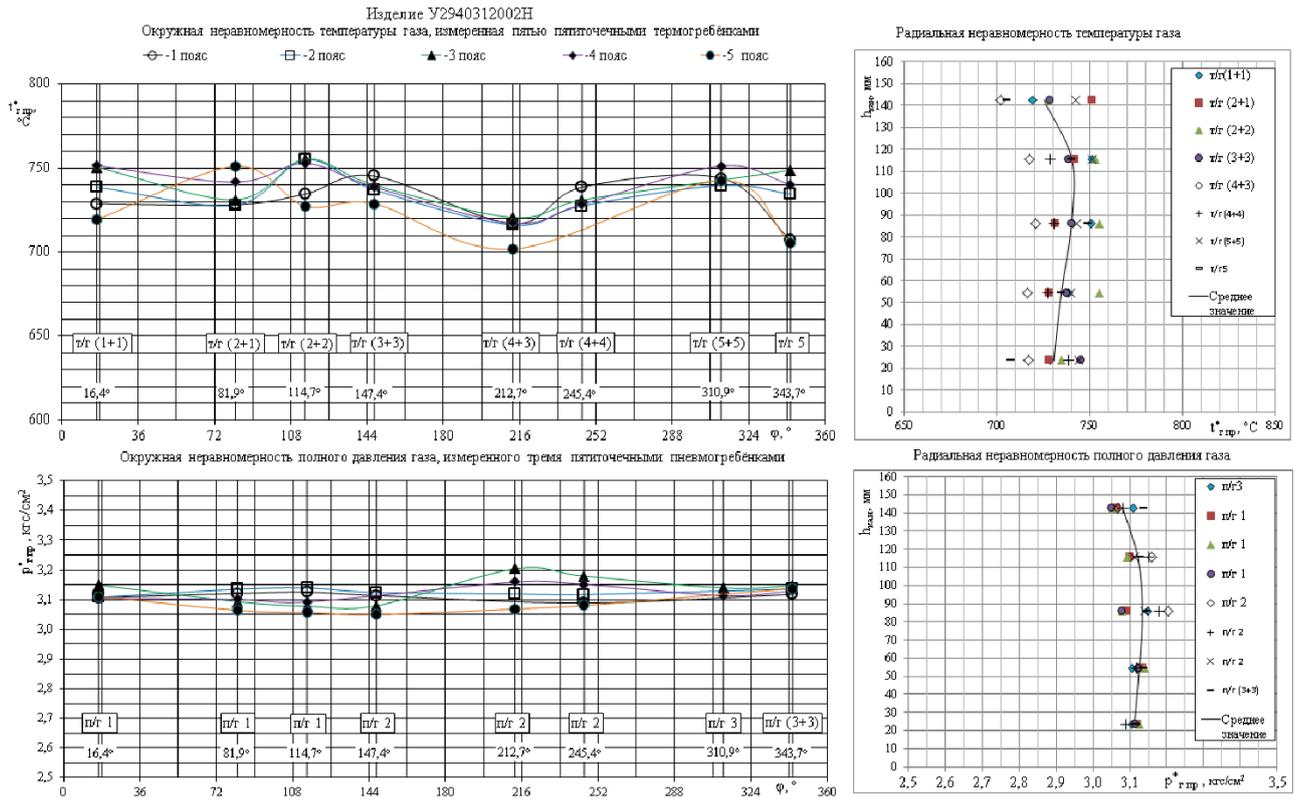
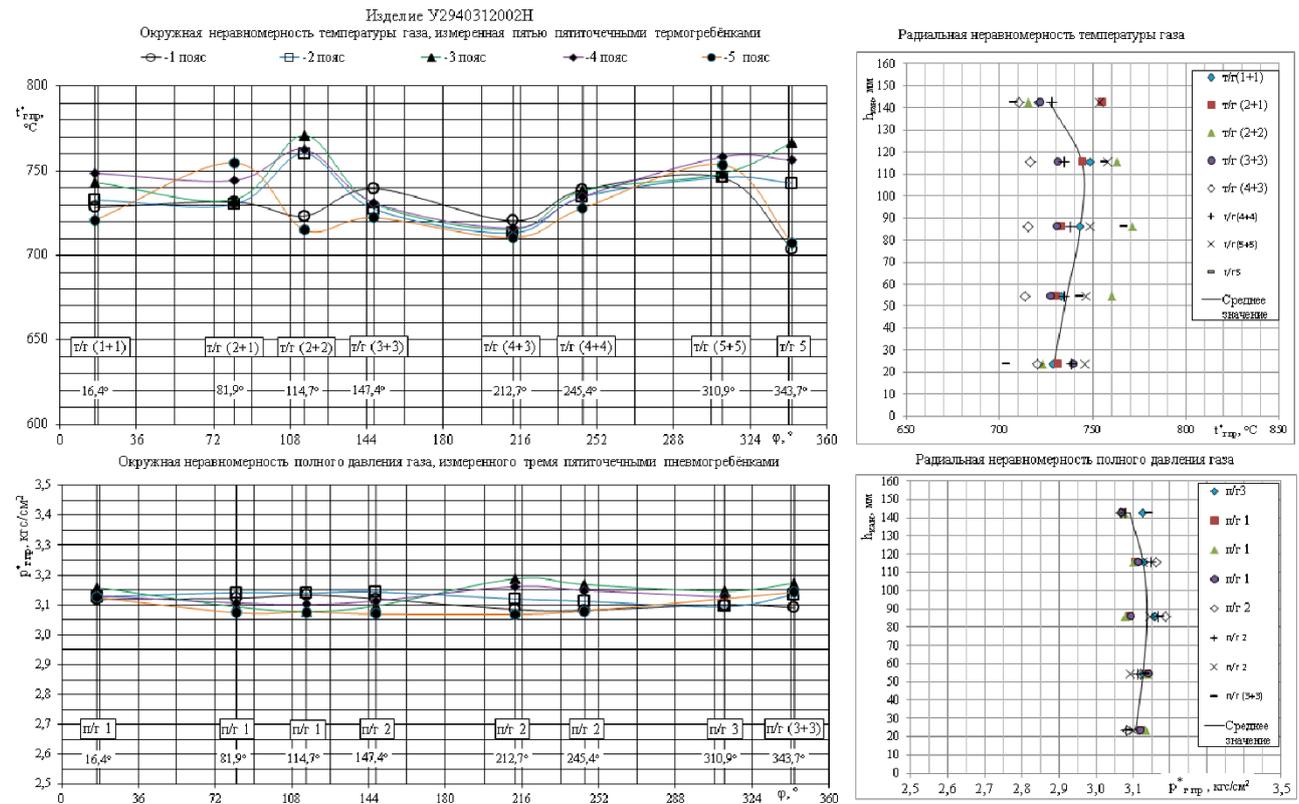


Рис. 1. Схема проточной части препарированного ТМСУ в трех вариантах расположения приемников полного давления и температуры на трех парных запусках в КПИ и испытательном стенде:
а – вид по высоте канала мерного участка; б – вид в окружном направлении



а



б

Рис. 2. Температура и полное давление газа в мерном участке ТСМУ на трех запусках с тремя вариантами установки гребенок на режиме $n_{1пр} = 90\%$:
а – стенд КПИ; б – испытательный стенд

Измеренные в ТСМУ давления газа P_{ji}^* и температуры газа T_{ji}^* , (где $j(m=5)$ – номер измерения в окружном направлении, $i(n=5)$ – номер равноплощадного кольцевого канала мерного участка), обрабатываются с вычислением средних значений параметра в каж-

дом кольцевом канале $P_{icp}^* = \frac{\sum_{j=1}^m P_j}{m}$ с последующим определением среднего значения полного давления $P_{Г0}^*$ и температуры $T_{Г0}^*$ по сумме средних значений параметров всех кольцевых каналов мерного участка. Параметры с грубыми ошибками измерений отбраковываются сопоставлением значений каждого измеренного параметра с его средним значением в мерном участке.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНОЕ ОБОСНОВАНИЕ АЛГОРИТМА

С целью уточнения и обоснования алгоритма расчета мощности без измерения тяги проведен комплекс экспериментально-расчетных исследований полей полных давлений P_{ji}^* и температур газа T_{ji}^* с одновременно устанавливаемыми в мерном участке пяти термогребенок и трех пневмогребенок (схема «5 + 3») (рис. 1, б). Обоснованные варианты сочетаний расположения приемников P_{ji}^* и T_{ji}^* , позволили измерить на трех запусках полное давление газа при восьми положениях приемников в окружном направлении с дублированием в одном из них, и температур газа с дублированием измерений в семи положениях приемников.

Результаты обработки и анализа давлений и температур газа, полученных при испытаниях ГГ с ТСМУ на испытательном стенде и стенде КПИ на трех парных запусках с тремя вариантами расположения пневмогребенок и термогребенок позволили [2]:

– определить поля полных давлений и температур газа (пример двух из 12 полей температур и давлений представлен на рис. 2);

– рассчитать интегральные по площади мерного участка значения полного давления $P_{Г0}^*$ и температуры газа $T_{Г0}^*$;

– получить стабильную в окружном направлении и по высоте канала эпюру полного давления газа в мерном участке с отклонением среднего значения в пределах от 0,03 до 0,05 кгс/см² (от 1 до 1,5 %). Показать более высокий на 5–6 % уровень полного давления $P_{Г0}^*$, относительно обработанного по базовой методике на номинальном режиме $N_{СТ}$;

– оценить отклонения среднего значения температур газа в окружном направлении, составившие порядка ± 20 °С, при среднем значении $T_{Г0}^*$ в мерном участке выше обработанного по базовой методике на 50–60 °С.

Совместно с анализом полей давлений и температур газа выполнена оценка отличий параметров, измеренных на стенде КПИ от параметров на испытательном стенде. Значимых отличий в измерениях не выявлено, результаты обработки параметров рабочего процесса на обоих стендах являются идентичными.

Анализ полей давлений и температур в мерном участке по схеме «5 + 3» (рис. 1, б) выявил отсутствие корреляции между неравномерностью давлений и температур. В связи с этим приоритетным условием формирования штатной фиксированной схемы с пятью пневмо- и термогребенками (схема «5 + 5») была выбрана установка пневмогребенок P_{41} , P_{42} , P_{43} (рис. 3) в местах с наибольшей неравномерностью температуры. Это позволяет частично снизить влияние повышенной неравномерности на оценку среднего значения температуры газа $T_{Г0}^*$ при неизменной оценке среднего значения $P_{Г0}^*$ во всех угловых положениях. На основании результатов выполненных исследований схема «5 + 5» обоснована и согласована с ОКБ им. А. Люлька.

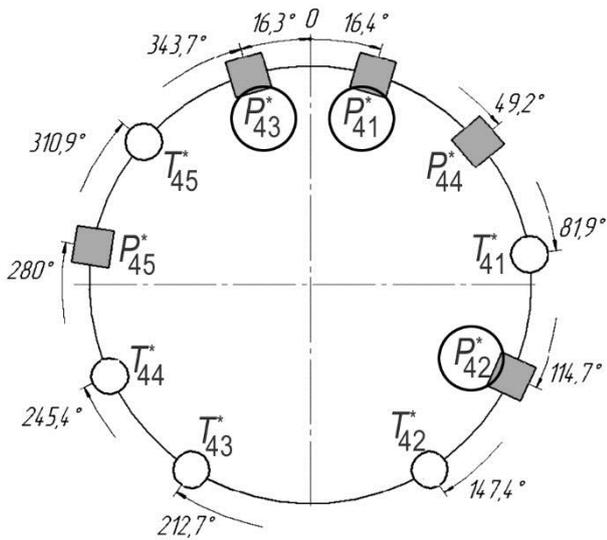


Рис. 3. Схема расположения приемников полного давления и температуры газа по схеме «5 + 5»

Обработка окружной и радиальной эпюр температур и давлений по схеме «5 + 5» выполнена по параметрам испытаний трех газогенераторов на испытательном стенде

на трех режимах работы $n_{1пр} = 88, 90, 92 \%$. На рис. 4 приведены окружная и радиальная неравномерность температур $T_{Г0}^*$ и давлений $P_{Г0}^*$ на режиме $n_{1пр} = 90 \%$, из которого следует:

– разброс давлений газа укладывается в пределах от $\pm 0,02$ до $\pm 0,05 \text{ кг/см}^2$; радиальная эпюра давлений по высоте канала практически вертикальная с границами $\pm 0,05 \text{ кг/см}^2$;

– разброс температур газа в окружном направлении по 2, 3, 4 поясам в пределах 20° ; при этом внутренний (1 пояс) и наружный (5 пояс) отслаиваются от среднего значения на $30\text{--}40^\circ$. Количественная оценка влияния отслаивающихся температур относительно среднего уровня по 25 измерениям составила от $0,27 \%$ до $0,55 \%$ на трех испытанных газогенераторах и значимого влияния на оценку среднего значения $T_{Г0}^*$ не показала.

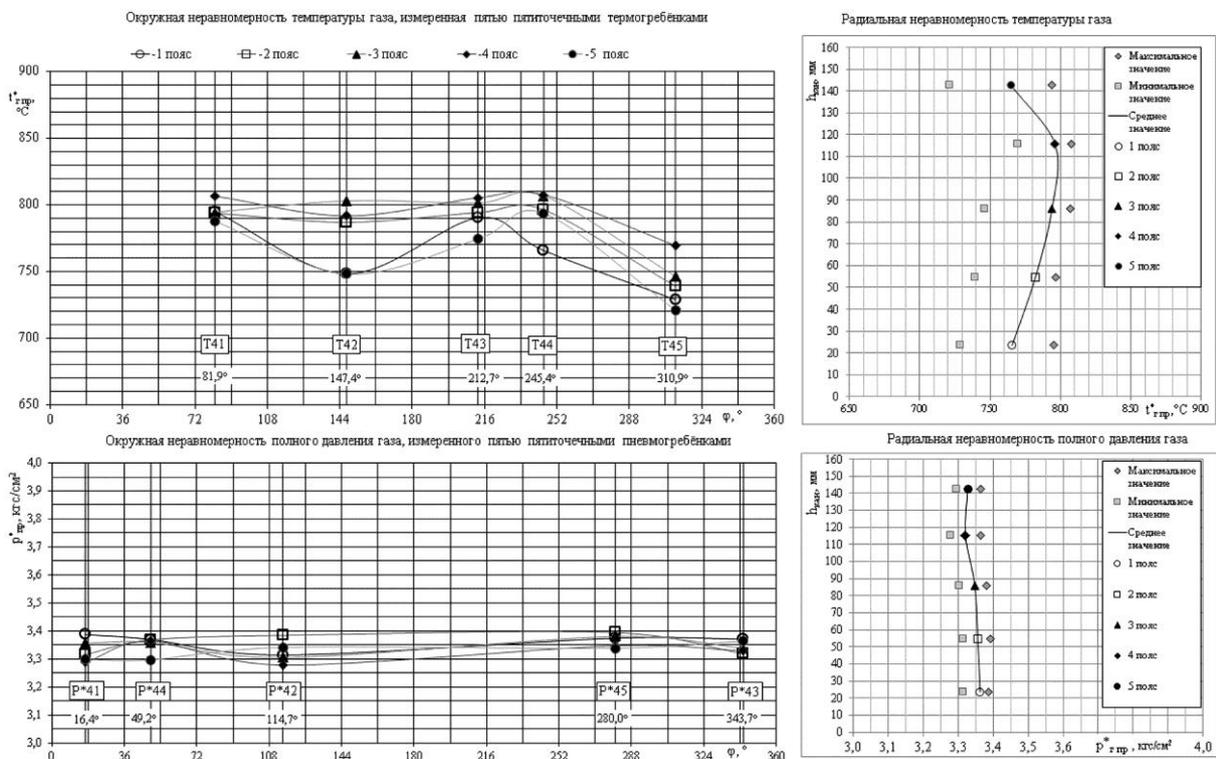


Рис. 4. Температура и полное давление газа измеренное по схеме «5+5» в мерном участке ТСМУ на режиме $n_{1пр} = 90\%$ на испытательном стенде

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ АЛГОРИТМА РАСЧЕТА МОЩНОСТИ

С фиксированным препарированием мерного участка были проведены стендовые испытания трех ГГ с обобщением результатов исследования полей давлений и температур двух этапов испытаний, позволивших:

– обосновать ввод измеренного в ТСМУ полного давления газа $P_{Г0}^*$ напрямую в расчет располагаемой степени расширения газа в силовой турбине:

$$\pi_{СТ}^* = \frac{P_{Г0}^*}{\sigma_{МУ}} \cdot \frac{\sigma_2 \cdot \pi(\lambda_{ВЫХ}) \cdot \sigma_3}{P_B}, \quad (7)$$

где $\sigma_{МУ} = 0,997$, потери полного давления между сечениями «4» и МУ;

– учесть неравномерность температурного поля газа в мерном участке ТСМУ через коэффициент температурного поля газа

$$K_{ТПГ} = \frac{T_{Г0увз}^*}{T_{Г0}^*}, \text{ корректирующий измеренную}$$

температуру $T_{Г0}^*$ в термодинамически увязанную с параметрами рабочего процесса и измеренной тягой ГГ по обращенной, относительно температуры газа из (4), формуле:

$$T_{Г0увз}^* = \frac{4,905 \cdot (R_{пер} \cdot K_V)^2}{\frac{k_{Г}}{k_{Г}+1} R_{Г} (\lambda_c \cdot \varphi_c \cdot G_{Г})^2}, \quad (8)$$

в которой $\lambda_c = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left[1 - \pi(\lambda_c)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$ опреде-

ляется напрямую через газодинамическую функцию $\pi(\lambda_c) = \frac{P_B \cdot \sigma_{МУ}}{P_{Г0}^* \cdot \sigma_1}$ по измеренному

в ТСМУ полному давлению газа $P_{Г0}^*$.

На рис. 5 представлена зависимость коэффициента $K_{ТПГ}$ в функции измеренной в ТСМУ температуры газа $T_{Г0}^*$. Зависимость получена по результатам обработки параметров трех ГГ в диапазоне приведенных частот вращения от 94 % до 82 %, и охватывает диапазон мощностей силовой турбины от 18 до 11 МВт. Разброс коэффициента $K_{ТПГ}$ укладывается в 0,8 % во всем диапазоне измеренной в ТСМУ $T_{Г0}^*$ всех трех испытанных газогенераторов. Зависимость $K_{ТПГ} = f(T_{Г0}^*)$ аппроксимирована полиномом 2 степени и вводится в уточненный алгоритм методики, трансформируя измеренную в ТСМУ температуру газа $T_{Г0}^*$ в температуру газа на входе в силовую турбину:

$$T_{СТ}^* = K_{ТПГ} \cdot T_{Г0}^* \quad (9)$$

в расчет мощности двигателя (1).

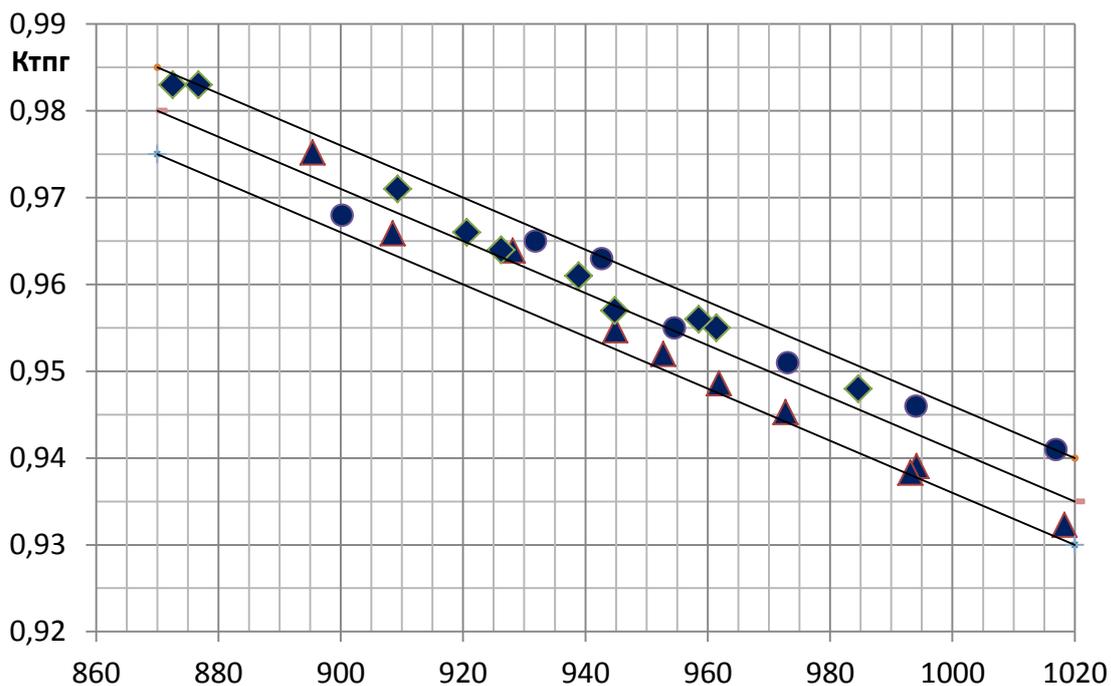


Рис. 5. Зависимость $K_{ТПГ}$ по измеренной в ТСМУ температуре газа $T_{Г0}^*$

Предложенное уточнение алгоритма базовой методики, сохраняя ее основополагающий принцип, обеспечивает эквивалентную замену тяги в расчете мощности двигателя АЛ-31СТ измеренными в ТСМУ полным давлением $P_{Г0}^*$ и температурой газа $T_{Г0}^*$.

По базовой методике и разработанному уточненному алгоритму выполнены поверочные расчеты мощности силовой турбины $N_{СТ}$, температуры газа на входе в турбину $T_{ГСТ}^*$ и располагаемой степени расширения $\pi_{СТ}^*$ при одинаковом для обоих вариантах расчета расходе газа в СТ. Получена сходимость расчета мощности по уточненному алгоритму с мощностью по базовой методике в пределах $\pm 0,5\%$. Результаты расчета по двум алгоритмам параметров, определяющих мощность СТ на режиме $N_{СТ} = 18$ МВт, дали следующие значимые отличия:

- в расчете по уточненному алгоритму располагаемая степень расширения газа $\pi_{СТ}^*$, определенная напрямую по измеренному в ТСМУ полному давлению газа $P_{Г0}^*$, выше $\pi_{СТ}^*$ по базовой методике на 5–6 %;

- температура газа на входе СТ на 25–30 °С ниже, чем в расчете по базовой методике – с таким уровнем увязывается температура газа с более высоким $\pi_{СТ}^*$ при одинаковой для обоих вариантов расчета тяги газогенератора.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенного комплекса расчетно-экспериментальных исследований разработан и обоснован алгоритм расчета мощности двигателя АЛ-31СТ, обеспечивающий:

- эквивалентную замену тяги в расчете располагаемой степени расширения газа $\pi_{СТ}^*$ на измеренное в ТСМУ полное давление газа $P_{Г0}^*$;

- коррекцию измеренной температуры $T_{Г0}^*$ в термодинамически увязанную $T_{Г0увз}^*$ с параметрами рабочего процесса на входе СТ и тягой, через коэффициент неравномерности температурного поля газа $K_{ТПГ}$;

- сходимость расчета мощности с мощностью, рассчитанной по базовой методике

в пределах $\pm 0,5\%$, удовлетворяющей требованиям ТЗ на методику расчета мощности СТ без измерения тяги газогенератора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Методика** определения и приведения параметров к стандартным условиям 29.01ПМ2.4 (2-я ред.) / НТЦ им. А. Люльки НПО «Сатурн». М., 2014. 14 с. [*Methods for determining and bringing parameters to standard conditions 29.01PM2.4* (2nd ed.), (in Russian), Lyulka Scientific and Technical Center of the NPO "Saturn". Moscow, 2014.]

2. **Верификация** методик 29.01ПМ2.4 и МРЭОМ по результатам экспериментальных исследований газогенераторов двигателей 2940412014Н, 29-02Н и 29-12002Н на стендах 7Б и КПИ: техническая справка 29ДС-45 / ОКБ «Мотор». Уфа, 2019. 74 с. [*Verification of methods 29.01PM2.4 and MREOM based on the results of experimental studies of gas generators of engines 2940412014N, 29-02N and 29-12002N at stands 7B and KPI: technical information 29DS-45*, (in Russian), Experimental Design Bureau "Motor". Ufa, 2019.]

3. **Отработка** алгоритма и верификация методик 29.01ПМ2.4 и МРЭОМ по результатам испытаний трех газогенераторов: технический отчет 29ДО-12 / ОКБ «Мотор». Уфа, 2020. 96 с. [*Development of the algorithm and verification of the 29.01PM2.4 and MREOM methods based on the test results of three gas generators: technical report 29DO-12*, (in Russian), Experimental Design Bureau "Motor". Ufa, 2020.]

ОБ АВТОРАХ

ГРЕБЕНЮК Геннадий Петрович, вед. инж.-констр. отдела «Перспективные разработки» ОКБ «Мотор». Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1970). Канд. техн. наук (УАИ, 1983). Иссл. в обл. расчета, диагностики, испытаний и доводки ГТД и КС.

ЕГОРУШКОВ Михаил Юрьевич, гл. констр. ОКБ «Мотор». Дипл. инж.-мех. (УАИ, 2002). Иссл. в обл. проектирования, доводки и испытаний ГТД и энергоустановок.

РАХМАТУЛЛИН Валерий Ренатович, нач. сектора «Термодинамические расчеты» ОКБ «Мотор». Дипл. инж.-констр. (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. расчета и оптимиз. парам. рабоч. процесса, диагностики, испытаний и доводки ГТД.

METADATA

Title: Development and rationale calculated and experimental validation of AL-31ST gas turbine engine sizing algorithm without thrust measurement.

Authors: G. P. Grebenyuk¹, M. Yu. Egorushkov², V. R. Rahmatullin³

Affiliation:

PAO «UEC – UMPO» DB «Motor»

Email: ¹grebenukgennadij8@gmail.com, ²egorushcov@rambler.ru, ³Valera-ra-2014@yandex.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 2 (92), pp. 32-40, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The AL-31ST engine sizing algorithm is suggested in this article. The engine sizing is in accordance with full gas pressure $P_{г0}^*$ and temperature $T_{г0}^*$ measured in the measuring part of the instrumented technological nozzle

(TSMU) without thrust measurement of the gas generator (GG). The experimental tests have been taken on study of the fields of gas pressure and temperature in the TSMU measuring part with validation of direct inclusion of full pressure P_{g0av}^* into the ST power calculation algorithm measured in TSMU. Unevenness of the measured gas temperature is taken into account by its correction with the coefficient K_{tpg} in thermodynamically correlated $T_{g\ cor}^*$ with the parameters of the operation process and GG thrust. The suggested revision of the basic algorithm has provided an equivalent change of thrust in engine sizing measured in TSMU with gas parameters.

Key words: gas turbine engine; engine sizing algorithm; unevenness of temperature field.

About authors:

GREBENYUK, Gennadiy Petrovich, principal design engineer of department "Advanced development". Dipl. engineer mechanic (UAI, 1970). Cand. Of Tech. Sci. (UAI, 1983).

EGORUSHKOV, Mihail Yuryevich, Dipl. Mechanic engineer (USATU, 1996).

RAHMATULIN, Valeriy Renatovich, group chief of department "Advanced development". Dipl. designer engineer (USATU, 2007).