

УДК 621.45.01

ОПЫТ ДОВОДКИ ПУСКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВСУ

© 2015 А. Ю. Чечулин

ОАО УАП «Гидравлика», г. Уфа

Описан рабочий процесс камеры сгорания испарительного типа, применяющейся на большинстве типов современных вспомогательных силовых установок (ВСУ), имеющей при установившейся режимной работе высокоэффективный рабочий процесс с высокой полнотой сгорания, низким уровнем выбросов СО и NO_x и малое давление впрыска топлива. Однако пусковые характеристики камеры сгорания испарительного типа требуют совершенствования. Рассматриваются пути совершенствования пусковых характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя (ГТД) с камерой сгорания испарительного типа путём оптимизации количества, месторасположения пусковых форсунок центробежного типа, корректировки закона топливоподачи. При этом приводятся сравнительные расчётно-экспериментальные данные по изменению полноты сгорания топлива, парциальности работы турбины, полей температуры газа перед турбиной. Моделирование процесса запуска осуществляется по разработанной нелинейной динамической модели запуска, в которой полнота сгорания топлива представлена в виде произведения двух составляющих: известного критерия форсирования K_f и составляющей, аппроксимированной в зависимости от теплового состояния испарительной трубки камеры. Проверка запуска двигателя с мероприятиями по доработке камеры сгорания на высотном-климатическом стенде ЦИАМ показала необходимость корректировки характеристики топливоподачи для высотных условий $H \geq 4000$ м. Показана возможность снижения максимальной локальной температуры газа перед турбиной на 50-60°C, расширения диапазона надёжного запуска двигателя по подаче топлива в 1,5-2 раза за счёт проводимых мероприятий.

Пусковые форсунки, температура газа перед турбиной, полнота сгорания топлива, моделирование запуска.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-202-210

Абсолютное большинство существующих в настоящее время отечественных ВСУ (ТА6А, ТА8, ТА12) имеют камеру сгорания испарительного типа [1], в конструкции которой предусматриваются Г-образные испарительные трубки, внутрь которых поступает топливо, подаваемое струйными форсунками. В рабочем состоянии испарительные трубки имеют достаточно высокую температуру, поэтому топливовоздушная смесь ($\alpha = 0,2-0,3$), проходя внутри них и смешиваясь с небольшим количеством воздуха, предварительно подогревается и испаряется, далее поступает во фронтную часть камеры сгорания. Предварительная гомогенизация смеси в испарительных трубках обеспечивает высокоэффективный рабочий процесс камеры сгорания с высокой полнотой сгорания, низким уровнем выбросов СО и NO_x и малое давление впрыска топлива при работе на установившихся режимах. Однако процесс запуска в работу камеры сгорания такого типа сопряжён

с рядом трудностей, связанных с необходимостью разогрева испарительных трубок. Особенно сильно это сказывается в условиях запуска двигателя при низких отрицательных температурах окружающего воздуха, когда для ускорения момента вступления в работу камеры сгорания приходится обогащать подачу топлива в блок пусковых форсунок, что, в свою очередь, вызывает рост давления топлива перед форсункой и увеличение длины факела горящего топлива за ней и, как следствие, догорания топлива на турбине [2-5]. Разогрев испарительных трубок осуществляется с помощью парциально установленного коллектора пусковых центробежных форсунок (рис.1). Парциальность коллектора пусковых форсунок обусловлена малой абсолютной величиной расхода топлива в первоначальный момент времени и сравнительно большой величиной выходного отверстия форсунки из-за возможности засорения.

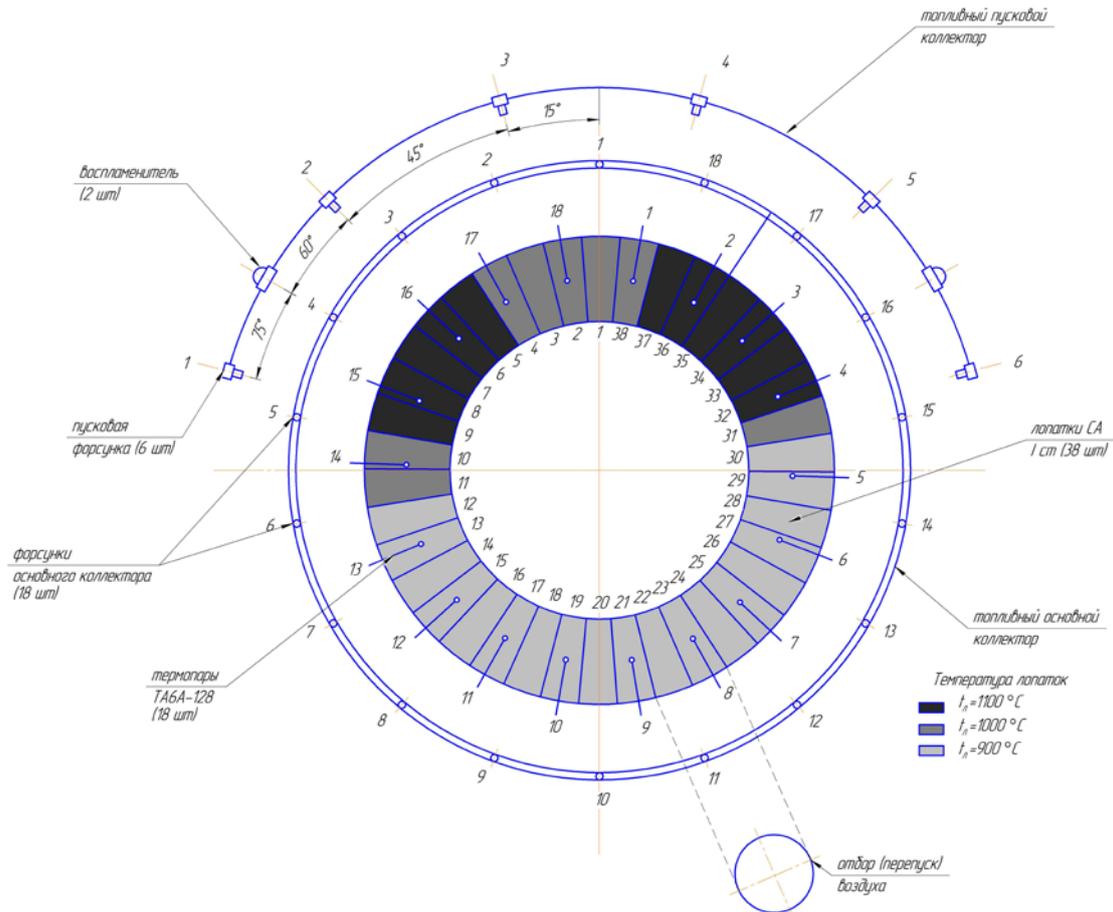


Рис.1. Схема фронтального устройства камеры сгорания испарительного типа с указанием расположения одноточечных термопар замера, лопаток соплового аппарата, патрубка отбора воздуха

На рис. 2 показаны круговые развёртки температурного поля газов на выходе из камеры сгорания двигателя для «холодного» и «горячего» (температура испарительных трубок перед «горячим» запуском 180-220°C) запуска двигателя в характерный момент запуска двигателя ТА6А при частоте вращения ротора = 45 % в момент отключения стартера. Из рис.2 следует, что в этот момент температуры по термопарам, расположенным в верхней части камеры сгорания (напротив пусковых воспламенителей), при «холодном» и «горячем» запусках составляют значения одного уровня 1100-1200 °С (при уровне расчётной среднemasсовой температуры на максимальном режиме 850 °С), но, если в нижней части камеры сгорания температура при «холодном» запуске остаётся ниже 150 °С, то при «горячем» запуске – выше 400°C. Причём уровень максимальных локальных темпе-

ратур при холодном запуске сопоставим с уровнем максимальных локальных температур при «горячем» запуске.

При этом неравномерность температурного поля газов перед турбиной, определённая по соотношению:

$$\theta = (T_{\Gamma \max}^* - T_{\Gamma \min}^*) / \sum_{i=1}^{18} T_{\Gamma i}^* / 18, \quad (1)$$

где $T_{\Gamma \max}^*$, $T_{\Gamma \min}^*$ – соответственно максимальная и минимальная температура по показаниям термопар; $\sum_{i=1}^{18} T_{\Gamma i}^* / 18$ – средняя величина показаний термопар, – при «холодном» запуске существенно выше, чем при «горячем» запуске, особенно на начальном участке ($n=10\%$), где первоначальная разница составляет до 50 %. С ростом частоты вращения эта разница уменьшается.

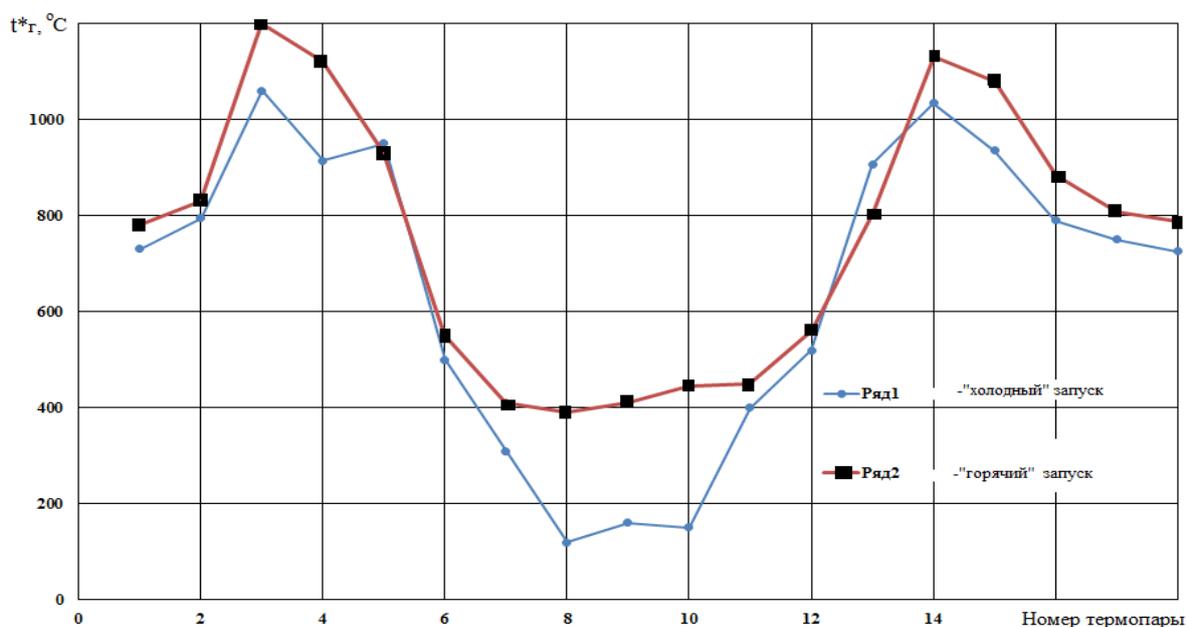


Рис.2. Развёртка температурного поля при запуске холодного и горячего двигателя в момент достижения ротором частоты вращения 45%

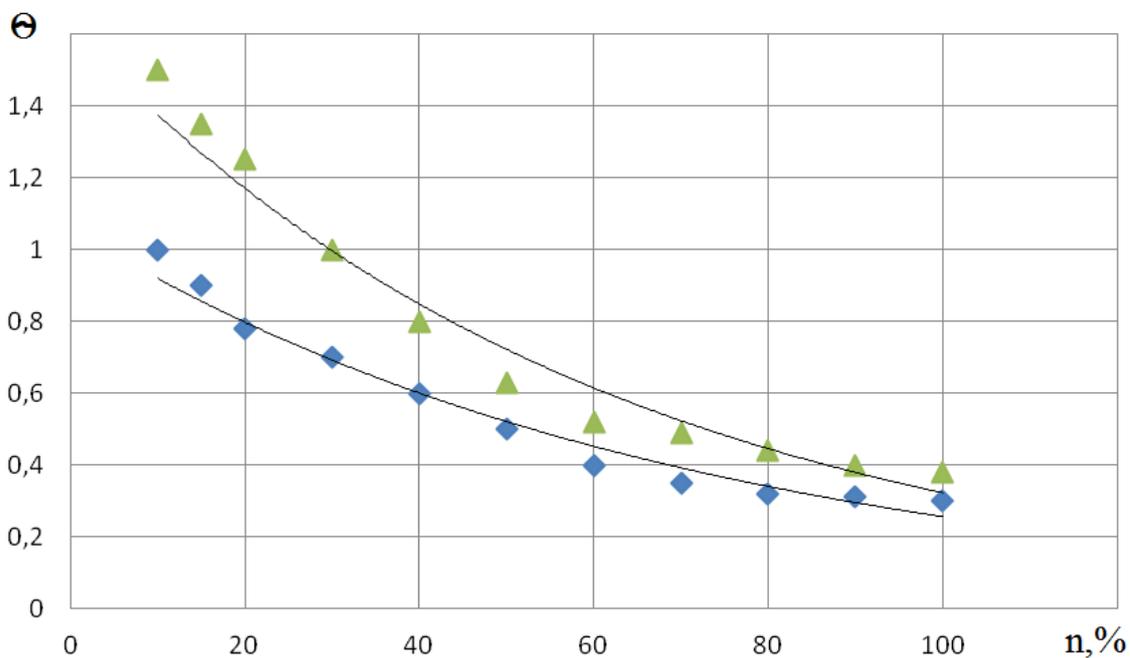


Рис.3. Изменение неравномерности температурного поля газов перед турбиной при «холодном» и «горячем» запуске:

▲ - «холодный» запуск; ◆ - «горячий» запуск

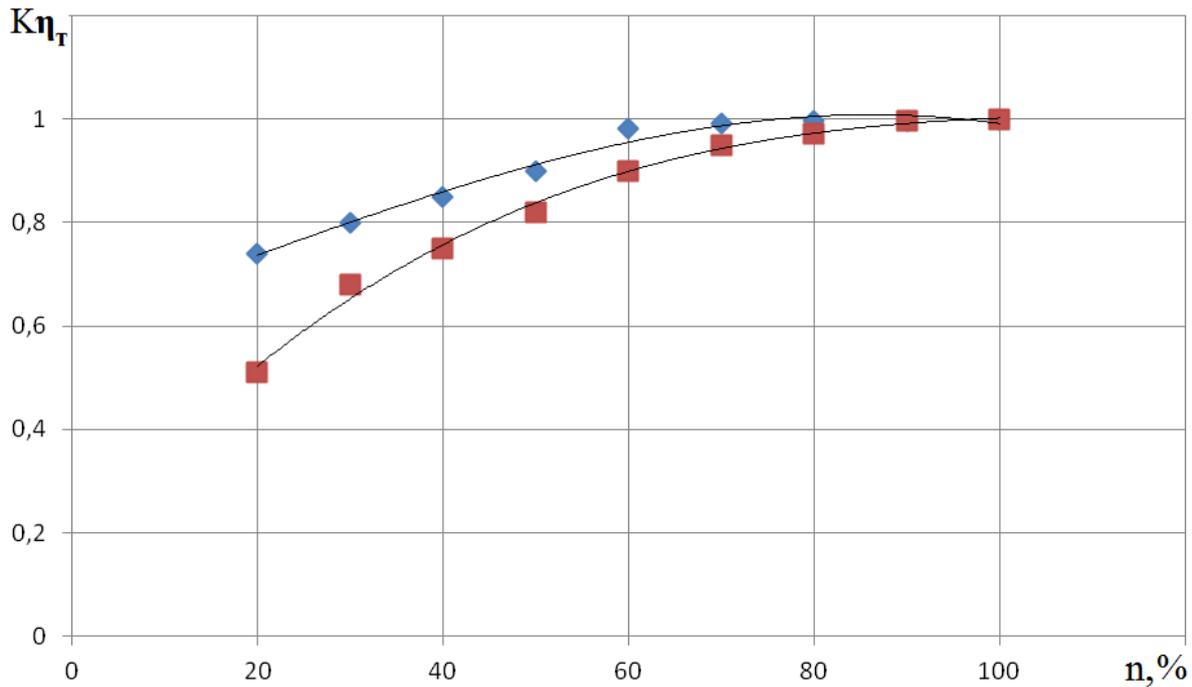


Рис. 4. Изменение коэффициента парциальности турбины по частоте вращения при «холодном» и «горячем» запуске:

■ - «холодный» запуск; ◆ - «горячий» запуск

На рис. 3 и 4 приведено сравнение протекания, соответственно параметра неравномерности окружной температуры и коэффициента, характеризующего потери КПД турбины [5] из-за наличия парциальности, при «холодном» и «горячем» запусках по частоте вращения ротора двигателя.

На рис. 5 приведены поля температур газов перед турбиной при отлаженных запусках трёх различных экземпляров двигателей ТА6А в момент достижения максимальной величины локальной температуры. Из анализа следует, что в зависимости от условий стендовых испытаний, характеристик узлов двигателя, настроек автоматики и других факторов разброс величины максимальной локальной температуры газов, определённый по выборке 65 изделий, составляет по С.К.О.

84 °С. Из анализа статистики запуска серийных двигателей следует, что максимальный уровень локальных температур газа перед турбиной может достигать 1250-1300 °С. Указанный характер протекания процесса розжига камеры сгорания вызывает неравномерный нагрев соплового аппарата турбины (рис.1) и, как следствие, приводит на отдельных экземплярах двигателей к преждевременному разрушению соплового аппарата и турбины в целом. На рис.1 показано, что наиболее высокую температуру имеют лопатки соплового аппарата первой ступени, расположенные напротив воспламенителей (выделены более тёмным тоном), это слева – лопатки № 5-9, справа – лопатки № 31-37 (номера лопаток приведены внутри кольца СА-I).

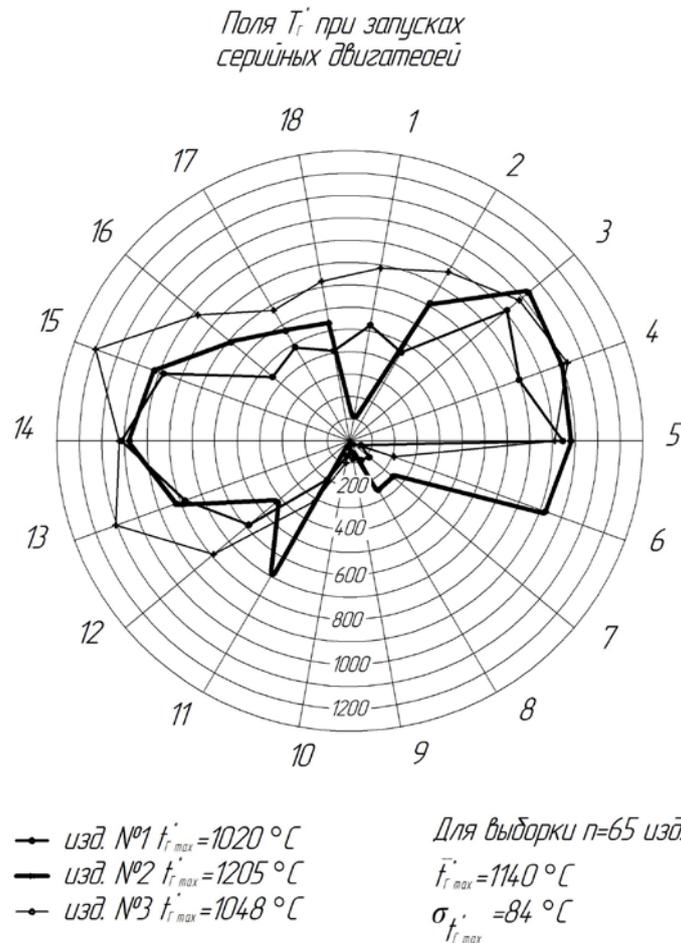


Рис.5 Поля температуры газов перед турбиной при запуске трёх различных экземпляров двигателей ТАБА в момент достижения максимальных величин локальных температур T_g^*

С целью устранения отмеченных недостатков была предложена конструкция камеры сгорания с двумя дополнительными форсунками, расположенными в нижней части окружности фронтального устройства (рис. 6).

Предложенное мероприятие было проверено в условиях стенда предприятия путём проведения сравнительных запусков на пусковом коллекторе при подкрутке ротора стартером. Сравнение процессов показало, что установившаяся частота вращения ротора при запуске на опытном коллекторе увеличивается на 5-6 %. Также при стендовых испытаниях в условиях $T_n = +15^\circ\text{C}$ [9] проведены сравнительные запуски двигателя в состоянии «холодный» при единой регулировке отлаженной топливной автоматики. Из представленных на рис. 7 материалов следует, что

введение двух дополнительных форсунок в пусковой топливный коллектор позволяет ускорять розжиг основного коллектора и уже на начальном этапе запуска на 15-30 % более эффективно по сравнению со штатной компоновкой «включать» в работу турбину, что следует из более высоких значений ускорения ротора. Раннее включение турбины в работу позволяет также при отключении стартера иметь достаточно хороший уровень ускорений ротора, что в целом повышает надёжность запуска, а также снизить уровень максимальной локальной температуры газа перед турбиной на 50-60 °С при обеспечении заданного времени запуска двигателя, что было подтверждено моделированием процесса запуска с применением разработанной поэлементной нелинейной динамической модели запуска. Рассчитано

увеличение эффективности горения топлива на участке запуска – 20-45% при использовании опытного пускового коллектора. Расчёт проводился по нелинейной динамической математической модели запуска двигателя ТА6А [9,10], в которой полнота сгорания топлива описана соотношением

$$\eta_z = f(K_v) \cdot f(T_{исп}), \quad (2)$$

где K_v – критерий форсирования [8]; $f(T_{исп})$ – функция, учитывающая тепловое состояние испарительных трубок камеры сгорания.

Соотношение (2) идентифицировано по результатам испытаний [7,8,9].

При этом при определении располагаемой работы турбины в уравнении баланса мощностей ротора двигателя [8] фактически полученный из термодинамического расчёта КПД турбины уменьшался пропорционально коэффициенту парциальности $K_{\eta T}$.

Расчёт по нелинейной динамической математической модели запуска двигателя показал увеличение полноты сгорания на 50-70% с одновременным снижением парциальности работы турбины (увеличение $K_{\eta T}$ на 10-20 %) на указанном участке запуска (20-45 %) при применении опытного пускового коллектора.

Одновременно экспериментальное сравнение пусковых характеристик двигателей со штатной и опытной конструкцией пускового топливного коллектора на двух экземплярах двигателя ТА6А в наземных условиях при температуре окружающего воздуха +15-20 °С показало расширение диапазона надёжного запуска двигателя с опытным коллектором по сравнению с двигателем штатной компоновки по допустимой подаче топлива в указанных условиях на 50-60 %.

На стенде ТБК ЦИАМ проверены пусковые характеристики двигателя с опытным коллектором пускового топлива [9,10]. Проверка пусковых характеристик в условиях $H = 0-4$ км при различных температурах воздуха на входе в двигатель показала, что диапазон надёжного запуска двигателя с мероприятиями по пусковому коллектору увеличивается на 20-25 % по сравнению со штатной компоновкой. При этом для обеспечения надёжного запуска в условиях $H \leq 4$ км $T_n = +35$ °С была скорректирована характеристика автомата запуска топливного насоса-регулятора для обеспечения минимально достаточной величины расхода топлива в первоначальной точке запуска с точки зрения обеспечения качественного распыла топлива пусковым топливным коллектором при увеличении общего числа форсунок.

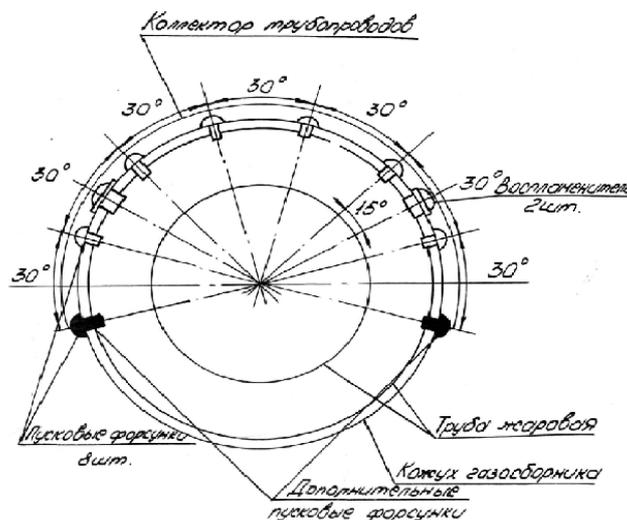


Рис.6. Схема установки двух дополнительных пусковых форсунок во фронте камеры сгорания

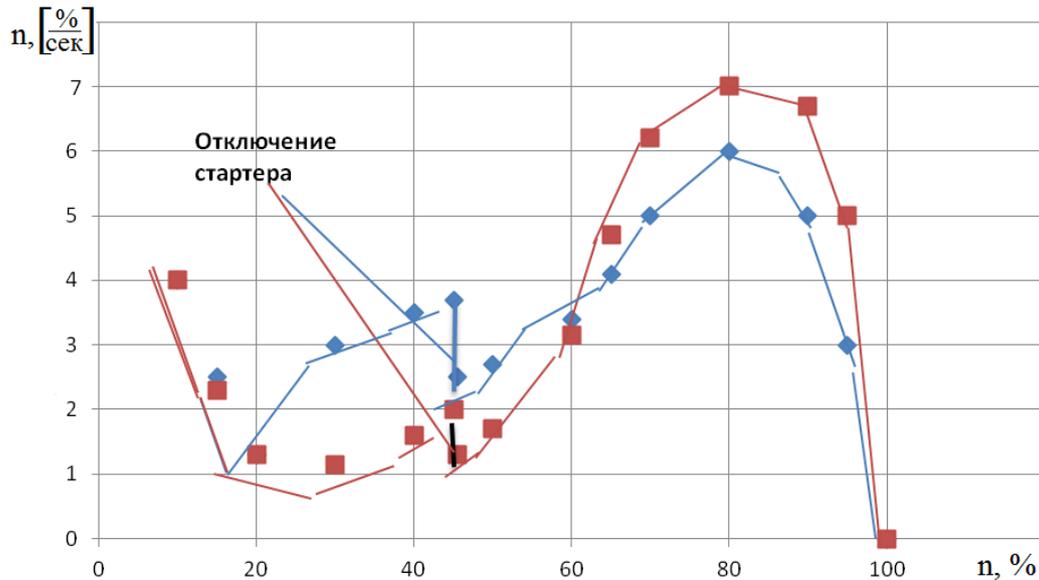


Рис.7 Сравнение графиков протекания ускорения ротора по частоте вращения для штатной и опытной компоновки при «холодном» запуске:

■ -штатная компоновка; ◆ -опытная компоновка

Выводы

Проведённые расчётно-экспериментальные исследования позволили уточнить описание нелинейной динамической математической модели запуска двигателя с камерой сгорания испарительного типа в момент её розжига и разработать мероприятия по улучшению пусковых характеристик двигателя:

1) повысить диапазон надёжного запуска на 20-25 %;

2) уменьшить величину максимальной локальной температуры газа перед турбиной при запуске на 50-60 °С;

3) улучшить полноту сгорания топлива на 50-70 %, парциальность работы турбины на 10-20 % в начальный момент запуска двигателя ($n = 15-30 \%$).

Библиографический список

1. Федоров Е.П. Исследование кольцевой испарительной камеры сгорания применительно к малоразмерным газотурбинным двигателям // Сб. статей «Вертолетные газотурбинные двигатели». М.: Машиностроение, 1966. С. 36-71.

2. Ланский А.М., Лукачёв С.В., Матвеев С.Г. Вынужденное зажигание топливно-воздушной смеси в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (нацио-

нального исследовательского университета). 2010. № 1 (21). С. 145-154.

3. Ланский А.М., Лукачёв С.В., Матвеев С.Г. Влияние подвода вспомогательного воздуха к корню топливного факела на качество подготовки топливно-воздушной смеси и запуск камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник СамГУПС. 2012. № 4. С. 77-81.

4. Виленский Г.Я. Экспериментальные исследования пусковых характеристик двигателей ТА-6А в термобарокаме-

ре предприятия ЦИАМ. Технический отчёт ЦИАМ. 1974. № 7442. 37 с.

5. Дейч М.Е., Трояновский Б.М. Исследования и расчёты ступеней осевых турбин М.: Машиностроение, 1964. 628 с.

6. Дорошенко В.Е. О процессе горения в камере ГТД // Труды ЦИАМ. 1959. № 354. 26 с.

7. Фатиков В.С., Чечулин А.Ю. К вопросу описания работы камеры сгорания испарительного типа в математической модели ГТД на режимах запуска // Сборник отраслевой НТК по малоразмерным ГТД. М.: ЦИАМ, 1989. № 4. С. 57-63.

8. Черкасов Б.А., Фатиков В.С., Чечулин А.Ю. Расчётно-экспериментальная методика определения характеристик ка-

меры сгорания на режимах запуска и разгона // Межвузовский сборник научных статей «Испытания АД». Уфа, 1986. № 14. С.133-138.

9. Мирошник Д.Л., Лысенко В.И., Чечулин А.Ю. Заключение ЦИАМ по первому этапу испытаний изделия ТАБА №ОП-5 на высотно-климатическом стенде У-7М. М.: ЦИАМ. 1984. № 847. С. 12.

10. Ланский А.М., Лукачѳ С.В. Исследование характеристик запуска камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2011. № 163. С. 221-223.

Информация об авторе

Чечулин Анатолий Юрьевич, кандидат технических наук, главный конструктор КБ авиационных ВСУ, ОАО

«УАП «Гидравлика», г. Уфа. E-mail: Antt2008@yandex.ru Область научных интересов: пусковые характеристики ГТД.

EXPERIENCE OF OPERATIONAL DEVELOPMENT OF STARTING CHARACTERISTICS OF THE APU COMBUSTION CHAMBER

© 2015 A. Yu. Chechulin

OJSC «UAE «Gidravlika», Ufa, Russian Federation

The working process of a combustion chamber of the evaporative type used on most types of modern APUs is described in the paper. The combustion chamber discussed is characterized by a highly efficient working process with high combustion, low emissions of CO and NO_x and low fuel-injection pressure in steady-state operation. However, the starting characteristics of the evaporative combustion chamber need to be improved. Ways of improving the starting characteristics of the auxiliary GTE with an evaporative type combustion chamber by optimizing the number and location of starting centrifugal injectors, the adjustment of the fuel feed law are discussed. Comparative computational and experimental data on the variations in combustion efficiency, partial operation of the turbine, gas temperature fields at the turbine inlet are given. Modeling of the startup process is performed by the developed nonlinear dynamic model of starting in which the combustion efficiency is represented as the product of two components: a known criterion of forcing K_v and a component approximated according to the thermal condition of the chamber evaporating pipe. Checking the engine starting with the activities for developing the combustion chamber at the high altitude-climatic test bench at the Central Institute of Aviation Motors has shown the necessity of adjusting the characteristics of fuel supply for high-altitude conditions $N \geq 4000\text{m}$. It is shown that the maximum local gas temperature at the turbine inlet can be reduced by 50-60 °C and the range of reliable engine starting by fuel supply can be increased by the factor of 1.5-2.

Combustion chamber of the evaporative type, gas temperature at the turbine inlet, starting fuel injectors, combustion efficiency, modeling of startup.

References

1. Feodorov E.P. Issledovaniye koltsevoy isparitel'noy kamery sgoraniya primenitel'no k malorazmernym gazoturbinnym dvigatelyam. *Collection of Papers «Helicopter gas turbine engines»*. Moscow: Machinostroenie Publ., 1966. P. 36-71. (In Russ.)
2. Lansky A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. Compulsory ignition of fuel-air mixture in small-sized gas turbine engine combustion chambers. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 1 (21). P. 145-154. (In Russ.)
3. Lansky A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. Nitrogen inlet and its influence on fuel spray performance. *Vestnik SamGUPS*. No. 4. P. 145-154 (In Russ.)
4. Vilensky G.Ya. Experimental researches of starting characteristics engines TA-6A in the enterprise thermal pressure chamber CIAM. CIAM. 1974. No.7442. 37 p.
5. Deitch M.E., Troyanovskiy B.M. *Issledovaniya i raschety stupeney osevykh turbin* [Research and calculations stages of axial turbines]. Moscow: Machinostroenie Publ., 1964. 628 p.
6. Doroshenko V.E. The process of combustion in the chamber GTE. *Trudy CIAM*. 1959. No. 354. 26 p. (In Russ.)
7. Fatikov V.S., Chechulin A.Yu. On the question of describing the operation of the combustion chamber of evaporative type in a mathematical model of GTE on startup modes. *Collection of papers of Applied Research Scientific Conference on small-dimensioned gas turbine engines*. M.: CIAM, 1989. P. 67-73. (In Russ.)
8. Cherkasov B.A., Fatikov V.S., Chechulin A.YU. Design and experimental technique for determining the characteristics of the combustion chamber at the start-up and ramp mode. *Interuniversity collection of scientific papers «Testing aircraft engines»*. No. 14. Ufa, 1986. P. 133-138. (In Russ.)
9. Miroschnik D.L., Chechulin A.Yu., Lysenko V.I. The conclusion CIAM of the first test stage of products TA6A №OP-5 at high-altitude climate stand U-7M. M.: CIAM. 1984. No. 847. 12 p.
10. Lansky A.M., Lukachev S.V. Research of descriptions of start of combustion of little size gtd chambers. *Scientific herald of the Moscow State University of civil aviation*. 2011. No. 163. P. 221-223. (In Russ.)

About the author

Chechulin Anatolii Yurievich, Candidate of Science (Engineering), Chief Project Designer on aircraft APUs, OJSC «UAE «Gidravlika», Ufa, Russian Federation.

E-mail: Antt2008@yandex.ru. Area of Research: starting characteristics of gas turbine engines.