

Торба Ю. И.<sup>1</sup>, Павленко Д. В.<sup>1,2</sup>, Ткач Д. В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А. Г. Ивченко. Украина, г. Запорожье

<sup>2</sup> Национальный университет «Запорожская политехника». Украина, г. Запорожье

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ФАКЕЛЬНЫХ ВОСПЛАМЕНИТЕЛЕЙ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД

*Исследование посвящено задаче повышения эффективности и надежности работы факельных воспламенителей камер сгорания газотурбинных двигателей. Учитывая, что основным путем повышения эффективности работы факельного воспламенителя является увеличение количества одновременно воспламеняемой топливно-воздушной смеси, исследовано влияние увеличения расхода воздуха через воспламенитель и пульсирующей подачи пускового топлива. Целью исследования являлась оценка влияния перепада давления топлива на пусковой форсунке, а также его пульсацию и увеличение расхода воздуха через воспламенитель на эффективность работы воспламенителя турбореактивного двухконтурного двигателя. Для ее достижения были решены задачи, связанные с экспериментальным исследованием влияния на температуру факела пламени воспламенителя, в широком диапазоне изменения температуры воздуха и топлива, расхода воздуха, давления топлива и режима работы форсунки. Экспериментальные исследования проведены в широком диапазоне температур и давления воздуха, что позволило имитировать работу воспламенителя на земле и в условиях полета летательного аппарата. Впервые установлены зависимости температуры факела воспламенителя от перепада давления топлива и температуры воздуха на входе воспламенителей, имеющих различный расход воздуха. Также установлены зависимости температуры факела от исследуемых параметров в случае применения импульсной подачи пускового топлива. Показано комплексное влияние увеличения расхода воздуха и применения импульсатора топливона эффективность работы факельного воспламенителя. Сделан вывод о неоднозначности влияния указанных факторов при различных температурах окружающего воздуха и давления. Показано, что для разработки рекомендаций по повышению эффективности работы воспламенителей в широком диапазоне эксплуатационных условий необходимо проведение комплекса исследований по оптимизации геометрических параметров воспламенителя, а также скважности подачи импульсов топлива в зависимости от окружающих условий. [dx.doi.org/10.29010/89.10]*

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; факельный воспламенитель; горение; температура; воздух; топливо; пульсация; расход.

### 1. Введение

Эффективность запуска газотурбинных двигателей самолетов транспортной и гражданской авиации во всем диапазоне их эксплуатационных параметров является одним из факторов, определяющих их надежность и безопасность полета в целом. Учитывая, что эксплуатация авиационных двигателей выполняется в широком диапазоне температур и давления окружающей среды, а также необходимость обеспечения возможности их перезапуска в высотных условиях, к конструкции системы запуска современных ГТД предъявляются достаточно противоречивые требования. Так, они должны обеспечивать возможность надежного запуска в диапазоне температур окружающего воздуха и топлива от -30°C

до +50°C как на земле, так и на крейсерской высоте полета летательного аппарата. При этом, необходимо учитывать не только изменение температур, но и давления окружающей среды. Также на конструкцию системы запуска двигателей самолетов гражданской авиации накладывается ряд ограничений, связанных с уменьшением эмиссии вредных веществ в окружающую среду и необходимости применения для розжига камеры сгорания топлива, которое используется для работы двигателей на марше.

Несмотря на накопленный ведущими мировыми производителями газотурбинных двигателей многолетний опыт проектирования, окончательно проблема обеспечения надежности запуска ГТД не решена. При эксплуатации как пассажирских, так и транспортных самолетов имеют место случаи вне-

запной остановки двигателей и необходимость их перезапуска в воздухе. При этом, существующие конструкции системы запуска не всегда обеспечивают возможность перезапуска ГТД, что приводит к необходимости смены высоты полета и, как следствие, снижению уровня его безопасности.

## 2. Анализ исследований в области повышения эффективности розжига камер сгорания ГТД

Проблему расширения диапазона устойчивого розжига камер сгорания ГТД пытаются решить все ведущие мировые конструкторские бюро, проектирующие газотурбинные двигатели, с момента начала их проектирования. Основными направлениями в конструировании ГТД с надёжным запуском являются увеличение энергии электрической свечи [1], применение двузонных камер сгорания [2, 3], а также использование факельных воспламенителей [4] и систем зажигания при помощи плазмотрона [5, 6, 7]. С точки зрения противоречивости требований, предъявляемых к камерам сгорания, применение факельных воспламенителей для их розжига является наиболее рациональным путем активно развиваемым в конструкциях ГТД государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А. Г. Ивченко [9].

В работе [9] отмечается, что основными преимуществами применения факельного воспламенения как обычных, так и малоэмиссионных камер сгорания ГТД являются высокая тепловая мощность, высокий ресурс работы свечи зажигания и воспламенителя, низкая потребляемая мощность, простота конструкции, возможность применения однотипных воспламенителей в различных конструкциях ГТД и другие. С другой стороны, к их конструкции предъявляются весьма противоречивые требования. Так, принимая во внимание, что факельные воспламенители являются компактными камерами сгорания, они имеют простую конструкцию без каких-либо подвижных элементов. С другой стороны, их высокая тепловая мощность и надежность работы должна быть обеспечена как на земле при запуске ГТД, так и в воздухе при его перезапуске. Таким образом воспламенители должны работать при температуре воздуха и топлива от  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  и давлении от 0,05 МПа до 0,1 МПа.

Учитывая сложность и многообразие процессов, протекающих в факельных воспламенителях, их проектирование и доводка является сложной инженерной задачей требующей для своего решения наличия специальных испытательных стендов, позволяющих реализовывать исследования в широком диапазоне температур воздуха и топлива, а также атмосферного давления [10, 11]. Одним из путей сокращения сроков доводки и снижение энергетиче-

ских затрат является применение методов натурального и численного моделирования [12, 13, 14].

Вопросам моделирования процесса горения топливной смеси в камерах сгорания ГТД посвящено достаточно большое количество исследований [15–20]. Большая часть из них посвящена исследованию процессов смесеобразования, инициализации горения, непосредственно горения и оптимизации конструкции элементов основной камеры сгорания ГТД. Однако, для повышения комплекса характеристик КС в современных ГТД находят широкое применение факельные воспламенители, состоящие из электрической свечи и источника вспомогательного топлива, заключенных в общий корпус. В таких устройствах топливовоздушная смесь, создаваемая в результате смешения распыленного топлива с поступающим воздухом, воспламеняется искрой электрической свечи. Образовавшийся факел горящих капель, в свою очередь, воспламеняет распыленное в камере сгорания основное топливо [22]. Известно, что характерным недостатком воспламенителей такого типа являются неудовлетворительные пусковые характеристики, усугубляющиеся в высотных условиях запуска двигателя из-за разрежения атмосферы и возникающем при этом переобогащении топливовоздушной смеси в воспламенителе. Низкая надежность воспламенения топлива при разных условиях запуска связана с тем, что состав топливовоздушной смеси зависит не только от конструктивных параметров воспламенителя (угол наклона оси распылителя, конус расплавленного топлива), но и от меняющихся неконструктивных параметров (например, температура и скорость циркуляционного воздуха, температура корпуса воспламенителя и т.д.). Так, при запуске горячего двигателя часть мелкораспыленного топлива, попадающая на горячую стенку корпуса воспламенителя, имеющую значительную массу, испаряется и участвует в процессе смесеобразования, изменяя концентрацию топливовоздушной смеси в сторону обогащения и, тем самым, ухудшая запуск двигателя [23]. Несмотря на сложность процесса организации устойчивого горения в факельных воспламенителях камер сгорания ГТД во всем диапазоне режимов работы ГТД, исследования, посвященные оптимизации их конструкции и условий работы, весьма ограничены.

Таким образом, учитывая высокую эффективность применения воспламенителей КС в конструкциях ГТД, а также ограниченное количество исследований в этой области, оптимизация их конструкции и условий работы в настоящее время является актуальной задачей. При этом одним из дискуссионных вопросов является повышение эффективности и диапазона работы факельного воспламенителя за счет подвода большего объема воздуха или импульсной подачи пускового топлива [8].

Принимая во внимание, что на ГП «Ивченко-Прогресс» накоплен большой опыт проектирования и доводки воспламенителей ГТД и сложность моделирования процесса горения топливо-воздушной смеси, наиболее рациональным путем повышения эффективности их работы является совершенствование факельного воспламенителя наиболее удачной конструкции. Учитывая, что тепловая мощность воспламенителя и надежность поджога топливовоздушной смеси в широком диапазоне эксплуатационных условий ГТД являются основными критериями оптимизации его конструкции, были рассмотрены параметры, оказывающие на них непосредственное влияние. Известно, что повышение тепловой мощности таких устройств можно добиться увеличением объема топливовоздушной смеси, а надежности ее поджога — регулированием стехиометрического состава. Конструктивно этого можно добиться путем увеличения расхода воздуха через воспламенитель и регулированием перепада давления топлива на пусковой форсунке. Также эффективным и простым инструментом регулирования состава топливовоздушной смеси может являться пульсирующая подача топлива [24].

Целью настоящего исследования являлась оценка влияния перепада давления топлива на пусковой форсунке, а также его пульсации и увеличение расхода воздуха через воспламенитель на эффективность работы воспламенителя турбореактивного двухконтурного двигателя. Для ее достижения были решены задачи, связанные с экспериментальным исследованием влияния на температуру факела пламени воспламенителя, в широком диапазоне изменения температуры воздуха и топлива, расхода воздуха, давления топлива и режима работы форсунки.

### 3. Материалы и методы исследования

Экспериментальное исследование горения выполнялось на установке для испытания факельных

Рис. 1. Общий вид факельного воспламенителя турбореактивного двухконтурного двигателя конструкции ГП «Ивченко-Прогресс» [9]



воспламенителей ГТД [25]. Исследовали воспламенители турбореактивного двухконтурного двигателя (рис. 1) двух модификаций: исходный вариант, применяемый в конструкции серийных ГТД, и вариант с увеличенным расходом воздуха. Увеличение расхода воздуха через воспламенитель достигалось путем увеличения площади воздухоподводящего отверстия в корпусе воспламенителя, что позволило обеспечить максимальную площадь его проходного сечения  $2,0 \text{ см}^2$ .

Давление пускового топлива составляло  $0,25 \text{ МПа}$ . Расход топлива —  $0,1 \text{ л/мин}$ . В качестве пускового топлива применяли авиационный керосин ТО-I. Система подачи пускового топлива включала электромагнитный клапан, подача электропитания к нему осуществлялась, либо через импульсатор питания, обеспечивающий шестьдесят включений в секунду, либо без него. Испытания воспламенителя проводили при условиях, соответствующих наземным и высоте полета летательного аппарата  $6 \text{ км}$ . При этом температура воздуха на входе в воспламенитель ( $t_2, \text{ }^\circ\text{C}$ ) изменялась от  $-30^\circ\text{C}$  до  $+30^\circ\text{C}$ . При моделировании условий работы двигателя на земле испытания также проводили при температуре  $+60^\circ\text{C}$ . Проведение исследований в условиях значительных отрицательных температур топлива и воздуха (порядка  $-30...-40^\circ\text{C}$ ) и пониженного атмосферного давления, соответствующих нижней эксплуатационной границе высотного запуска двигателя без подогрева, осложнялось образованием льда и обмерзанием воздухопроводов. В связи с этим

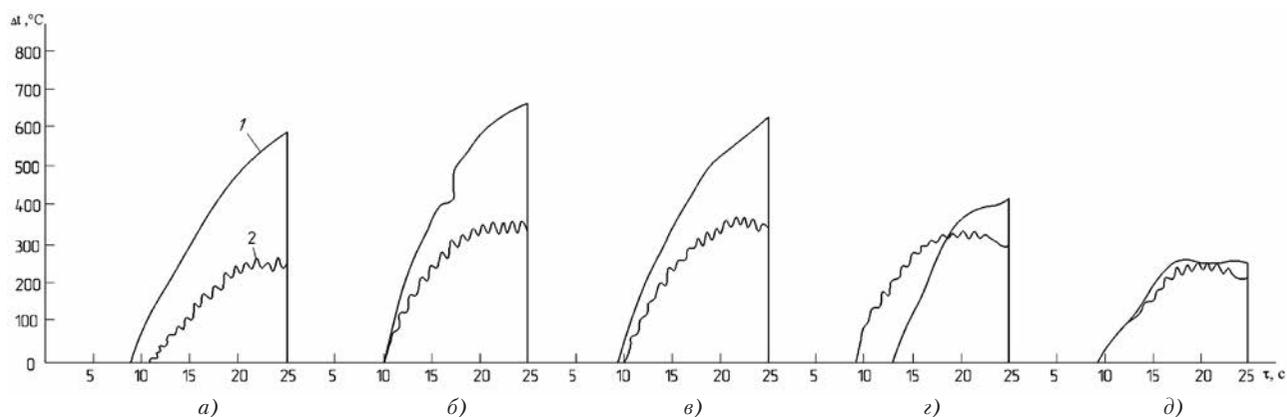


Рис. 2. Зависимость температуры на термопарах гребенки от времени горения для различных значений перепада давлений пускового топлива: а)  $0,1 \text{ МПа}$ ; б)  $0,2 \text{ МПа}$ ; в)  $0,3 \text{ МПа}$ ; г)  $0,4 \text{ МПа}$ ; д)  $0,5 \text{ МПа}$ . 1 — термопара № 1; 2 — термопара № 2 (исходный вариант конструкции воспламенителя, без пульсации топлива,  $H = 0 \text{ км}$ ,  $P_{\text{топ}} = 0,1 \text{ МПа}$ )

исследования в условиях высотного запуска в данной работе проведены при температуре воздуха в диапазоне  $-25...+25^{\circ}\text{C}$ .

Влияние пульсации пускового топлива на температуру факела пламени определяли включением импульсатора питания после каждого запуска воспламенителя. Сравнение выполняли с работой воспламенителя без импульсатора топлива при том же значении перепада максимального значения ( $\Delta P_{\text{max}}$ ) и давления пускового топлива ( $\Delta P_{\text{п.т.}}$ ).

В процессе испытания контролировали разницу температуры факела пламени ( $\Delta t_{\text{ф}}$ ,  $^{\circ}\text{C}$ ) как среднее значение разницы температур между холодными и горячими концами на гребенке хромель-алюмелевых термопар, установленных за срезом выходного патрубка. Значения температуры факела определяли по термограммам на 15-й и 20-й секунде работы воспламенителя (рис. 2).

В табл. 1 приведены условия испытаний и режимы испытаний воспламенителя.

Таблица 1

**Режимы испытаний воспламенителя исходной конструкции**

№ п/п	Характер подачи топлива	$t_2, ^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{п.т.}}, ^{\circ}\text{C}$	$\Delta P_{\text{max}}, \text{кПа}$	$\Delta P_{\text{п.т.}}, \text{МПа}$				
					0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
$H = 6 \text{ км}, P_{\text{тбк}} = 0,05 \text{ МПа}$									
1	без пульсации	$-15...-19$	$-28...-30$	4,6	+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
2	без пульсации	$+24$	$+24...+30$		+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
$H = 0 \text{ км}, P_{\text{тбк}} = 0,1 \text{ МПа}$									
3	без пульсации	$-22$	$-30...-36$	10	+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
4	без пульсации	$+60$	$+50...+60$		+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
5	без пульсации	$+24$	$+40...+50$	+	+	+	+	+	
	с пульсацией			+	+	+	+	+	

Таблица 2

**Режимы испытаний воспламенителя с увеличенным расходом воздуха**

№ п/п	Характер подачи топлива	$t_2, ^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{п.т.}}, ^{\circ}\text{C}$	$\Delta P_{\text{max}}, \text{кПа}$	$\Delta P_{\text{п.т.}}, \text{МПа}$				
					0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
$H = 6 \text{ км}, P_{\text{тбк}} = 0,05 \text{ МПа}$									
1	без пульсации	$-14$	$-20...-24$	4,6	+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
2	без пульсации	$+25$	$+28...+30$		+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
$H = 0 \text{ км}, P_{\text{тбк}} = 0,1 \text{ МПа}$									
3	без пульсации	$-20...21$	$-20$	10	+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
4	без пульсации	$+56...+61$	$+50...+66$		+	+	+	+	+
	с пульсацией				+	+	+	+	+
5	без пульсации	$+26$	$+30...+32$	+	+	+	+	+	
	с пульсацией			+	+	+	+	+	

Примечание:  $H$  – высота;  $P_{\text{тбк}}$  – давление в термобарокамере, соответствующее заданной высоте;  $t_{\text{п.т.}}, ^{\circ}\text{C}$  – температура пускового топлива; «+» – воспламенитель устойчиво выдает факел пламени.

4. Результаты исследования и их анализ

Результаты исследования показали (табл. 1), что для всех сочетаний атмосферных условий и характера подачи топлива рассмотренные варианты конструкции факельного воспламенителя устойчиво выдают факел пламени. Однако, его температура, характеризующая эффективность работы, различается. Учитывая, что без применения устройств подогрева топлива температура воздуха на входе в воспламенитель и температура топлива связаны тесной корреляционной связью ( $R > 0,9$ ) температуру факела пламени связывали с температурой окружающего воздуха.

Анализ изолиний температуры факела пламени серийного факельного воспламенителя ГТД в зависимости от перепада давления пускового топлива и температуры воздуха на входе в воспламенитель показывает, что она зависит как от расхода воздуха так и от пульсаций топлива. Так, при атмосферном давлении,

соответствующем работе воспламенителя на земле (рис. 3, рис. 4), температура факела увеличивается по мере увеличения температуры воздуха независимо от его расхода (рис. 3, а, рис. 4, а). При этом увеличение расхода воздуха приводит к снижению температуры факела в диапазоне низких и нормальных температур воздуха ( $-10...+30^{\circ}\text{C}$ ), что снижает эффективность работы воспламенителя при данных условиях.

Несмотря на то, что для обеих конструкций воспламенителей пульсация топлива приводит к увеличению температуры факела в широком диапазоне перепада давления топлива (рис. 3, б, рис. 4, б) ее влияние на диапазон эффективной работы по температуре воздуха аналогичен влиянию увеличения расхода воздуха.

Аналогичное влияние исследуемых факторов на температуру факела наблюдается для условий, соответствующих запуску ГТД на высоте 6 км (рис. 5, и рис. 6).

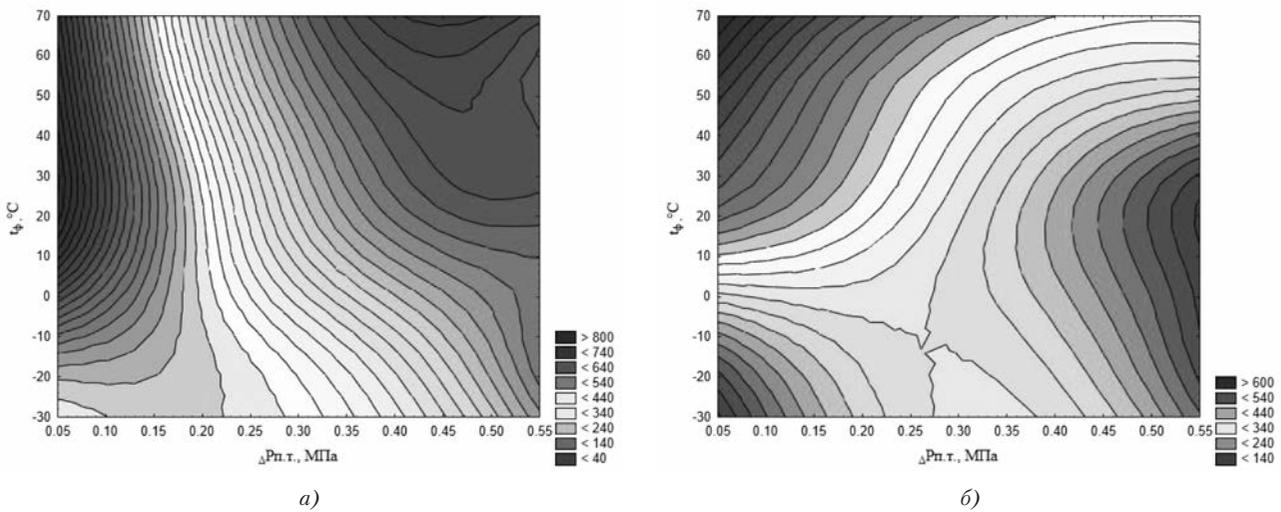


Рис. 3. Изолинии температуры факела пламени серийного факельного воспламенителя ГТД при  $H = 0$  км: а) без импульсации подачи топлива; б) с импульсацией подачи топлива

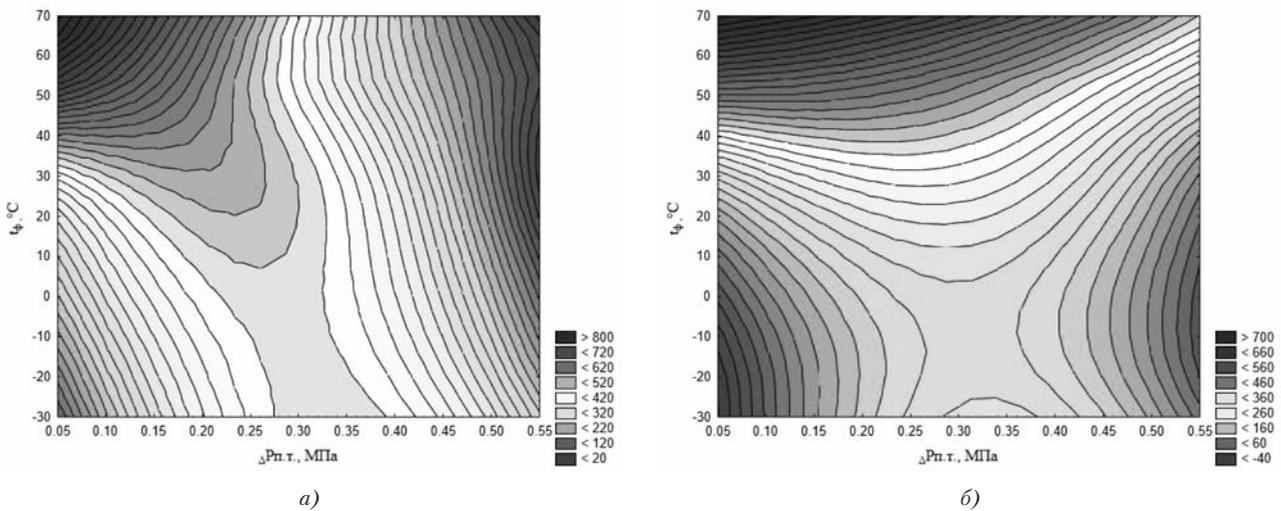


Рис. 4. Изолинии температуры факела пламени факельного воспламенителя ГТД с увеличенным расходом воздуха при  $H = 0$  км: а) без импульсации подачи топлива; б) с импульсацией подачи топлива

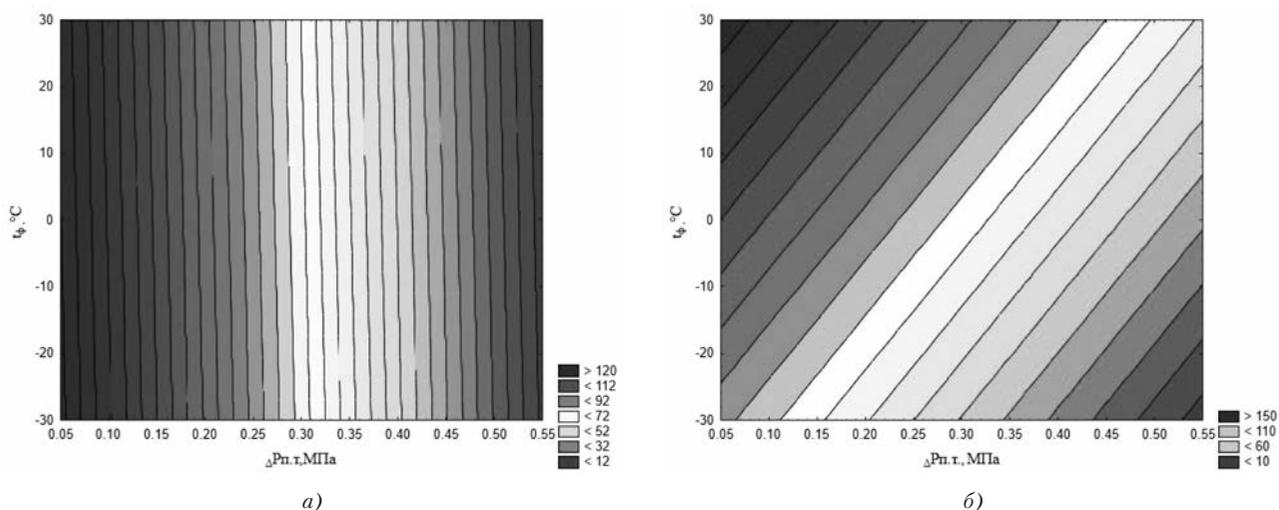


Рис. 5. Изолинии температуры факела пламени серийного факельного воспламенителя ГТД при  $H = 6$  км: а) без импульсации подачи топлива; б) с импульсацией подачи топлива

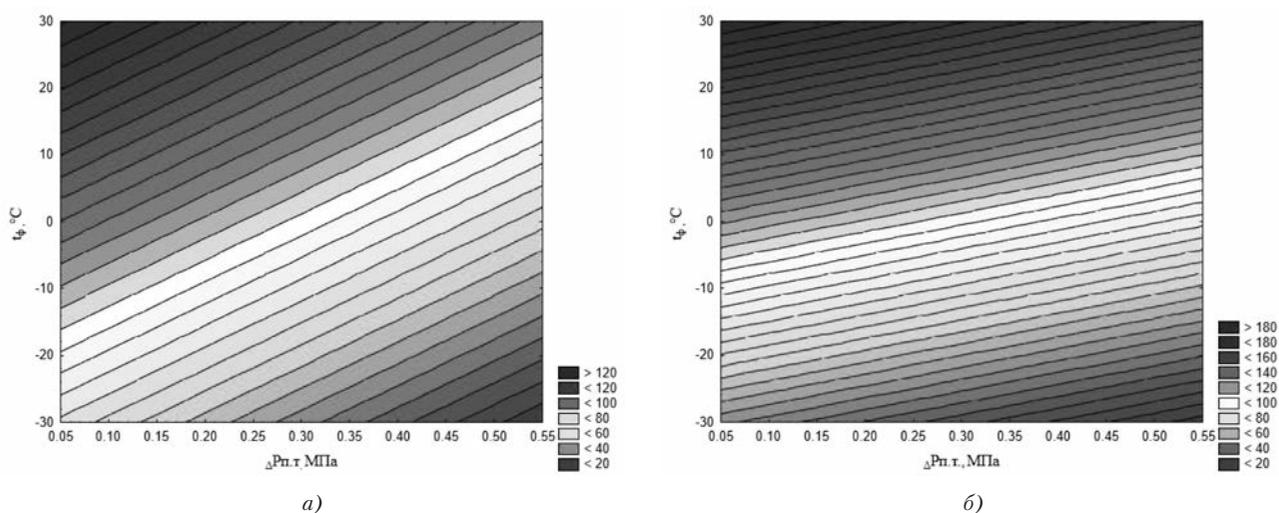


Рис. 6. Изолинии температуры факела пламени факельного воспламенителя ГТД с увеличенным расходом воздуха при  $H = 6$  км: а) без импульсации подачи топлива; б) с импульсацией подачи топлива

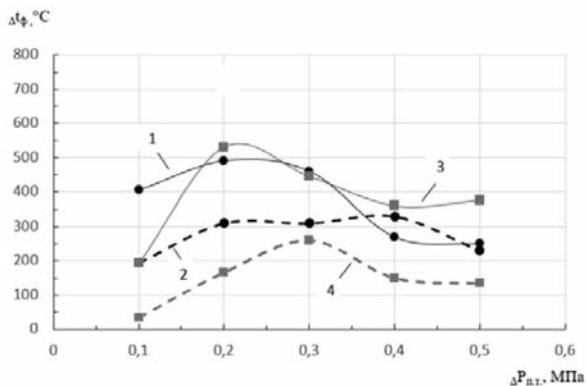
Анализ характера изменения средних температур факела воспламенителя в диапазоне времени подачи пускового топлива 15...20 с для исследованных температур окружающего воздуха показывает (рис. 7, рис. 8), что температура факела пламени неоднозначно зависит от исследованных параметров.

Так, при температуре воздуха в диапазоне 25...25°C и  $H = 0$  км (рис. 6, а и рис. 6, б) наиболее эффективное горение в рабочем диапазоне перепадов давления топлива, наблюдается для воспламенителя с увеличенным расхода воздуха без применения импульсатора топлива. При повышенной температуре воздуха (+60°C) увеличение расхода воздуха в комплексе с применением импульсатора топлива приводит к увеличению температуры факела пламени (рис. 7, в).

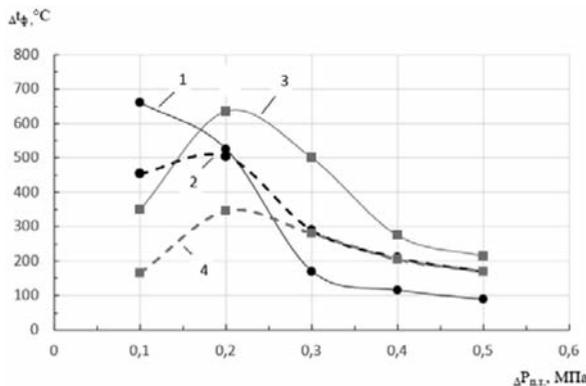
При давлении, соответствующем 6 км влияние исследуемых факторов несколько изменяется. Так при

температуре -25°C наиболее эффективным является воспламенитель с уменьшенным расходом воздуха, работающий без импульсатора топлива (рис. 9, а). При температуре +25°C максимальная температура факела в рабочем диапазоне перепада давления топлива обеспечивается в воспламенителе, обладающим увеличенным расходом воздуха при пульсации подачи топлива (рис. 9, б).

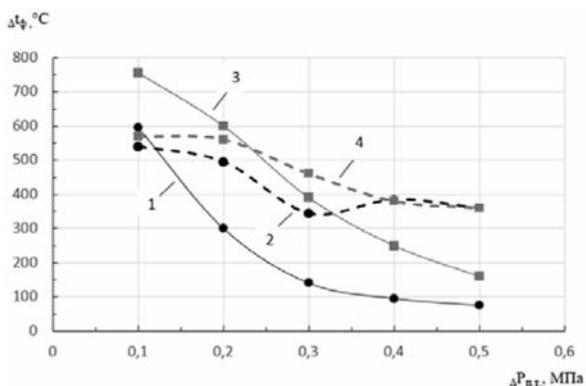
Обобщенные характеристики двух вариантов воспламенителей в виде зависимостей изменения температуры факела пламени от температуры воздуха на входе в воспламенитель при перепаде давления топлива 0,35 МПа для наземных условий показывают (рис. 9), что включение импульсатора существенно повышает уровень температур факела исходного варианта воспламенителя в диапазоне температуры воздуха на входе  $t_2 = +20...+60^\circ\text{C}$ . Однако, эти же результаты можно получить увеличением расхода воздуха через воспламенитель.



а)

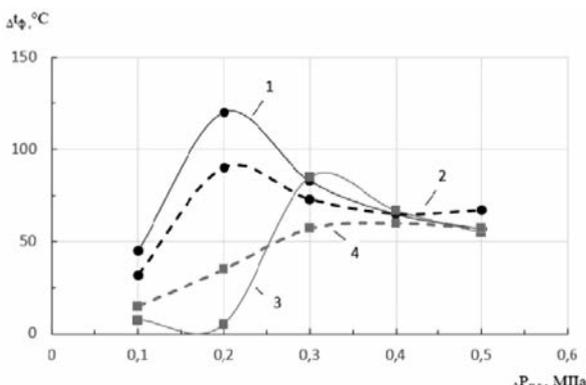


б)

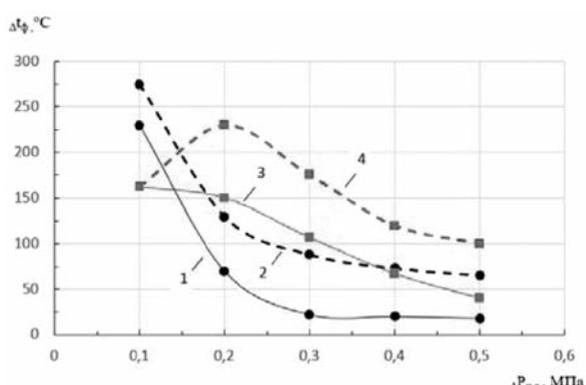


в)

**Рис. 7.** Зависимости температуры факела от давления пускового топлива в воспламенителе для высотного режима запуска ( $H = 0$  км): а)  $t_2 = -25^\circ\text{C}$ ; б)  $t_2 = +25^\circ\text{C}$ ; в)  $t_2 = +60^\circ\text{C}$ .  
 1 – исходная конструкция, без пульсации топлива;  
 2 – исходная конструкция, с пульсацией топлива;  
 3 – конструкция с увеличенным расходом воздуха, без пульсации топлива;  
 4 – конструкция с увеличенным расходом воздуха, с пульсацией топлива



а)



б)

**Рис. 8.** Зависимости температуры факела от давления пускового топлива в воспламенителе для высотного режима запуска ( $H = 6$  км): а)  $t_2 = -25^\circ\text{C}$ ; б)  $t_2 = +25^\circ\text{C}$ . 1 – исходная конструкция, без пульсации топлива; 2 – исходная конструкция, с пульсацией топлива; 3 – конструкция с увеличенным расходом воздуха, без пульсации топлива; 4 – конструкция с увеличенным расходом воздуха, с пульсацией топлива

В то же время анализ циклограммы запуска, отражающей изменение температуры факела пламени от времени подачи пускового топлива, показывает наличие «провала» характеристик начиная с 14...20 с, что может свидетельствовать о срывных явлениях внутри воспламенителя. Это указывает на то, что увеличение диаметра отверстия, подводящего воздух, не является лучшим способом для увеличения расхода воздуха через него.

### 5. Выводы и перспективы дальнейших исследований

Сравнительная оценка работы факельных воспламенителей конструкции ГП «Ивченко-Прогресс» исходного варианта, варианта с импульсатором давления топлива и воспламенителя с увеличенной площадью воздухоподводящего отверстия производилась по величине средней температуры факела воспламенителя, позволила сделать следующие выводы:

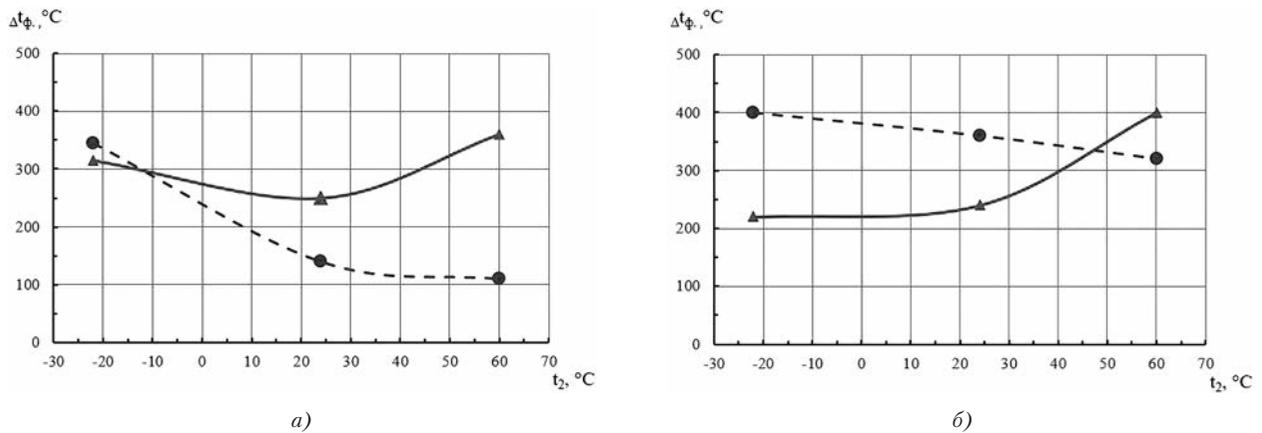


Рис. 9. Зависимости изменения температуры факела от температуры воздуха на входе в воспламенитель: а) исходный вариант конструкции при; б) вариант конструкции с увеличенным расходом воздуха. —●— без импульсатора топлива, —▲— с импульсатором топлива ( $H = 0$  км,  $\Delta P_{пт.} = 0,35$  МПа)

1. При отрицательных температурах топлива и воздуха ( $t_{пт.} = -28...-36^{\circ}\text{C}$ ,  $t_{возд} = -15...-22^{\circ}\text{C}$ ) на земле и высоте 6 км применение импульсатора давления топлива не улучшает работу исходного варианта воспламенителя независимо от давления топлива. Увеличение расхода воздуха через воспламенитель также не улучшает работу исходного варианта воспламенителя.

2. При положительных температурах топлива и воздуха ( $t_{пт.} = +24...+32^{\circ}\text{C}$ ,  $t_{возд} = +24...+25^{\circ}\text{C}$ ) на земле и высоте 6 км применение импульсатора давления топлива повышает температуру факела на  $50...100^{\circ}\text{C}$  при давлении пускового топлива в диапазоне  $0,3...0,5$  МПа. Увеличение расхода воздуха через воспламенитель повышает температуру факела на  $50...160^{\circ}\text{C}$  при давлении пускового топлива  $0,2...0,4$  МПа.

3. При высоких положительных температурах топлива и воздуха ( $t_{пт.} = +50...+65^{\circ}\text{C}$ ,  $t_{возд} = +55...+60^{\circ}\text{C}$ ) на земле применение импульсатора давления топлива повышает температуру факела на  $200...290^{\circ}\text{C}$  при давлении пускового топлива  $0,2...0,5$  МПа. Увеличение расхода воздуха через воспламенитель повышает температуру факела на  $150...300^{\circ}\text{C}$  при давлениях пускового топлива  $0,1...0,4$  МПа.

Таким образом, результаты исследования показали, что как увеличение расхода воздуха через воспламенитель, так и применение импульсатора топлива могут оказывать существенное влияние на эффективность его работы. В связи с тем, что установлена неоднозначность влияния указанных факторов при различных температурах окружающего воздуха и давлении, для разработки рекомендаций по повышению эффективности работы воспламенителей в широком диапазоне эксплуатационных условий необходимо проведение комплекса исследований по оптимизации геометрических параметров воспламенителя, а также скважности подачи

импульсов топлива в зависимости от окружающих условий. Также учитывая, что влияние отрицательных температур топлива и воздуха, соответствующих нижней эксплуатационной границе запуска двигателя без подогрева в настоящей работе не были исследованы, перспективным является проведение дальнейших исследований в области значительных отрицательных температур.

### Литература

- [1] Pat. 4983886 United States, Int.Cl.5 H05B 41/36. High-energy ignition generator especially for a gas-turbine / Patrick Balland, Rueil Malmaison, assignee Labo Industrie, Nanterre Cedex, France. – No. 408557; filed 18.09.1989; date of patent 08.01.1991, 7 p., drawings.
- [2] Bulysova L. A. Study of Sequential Two-Stage Combustion in a Low-Emission Gas Turbine Combustion Chamber / L. A. Bulysova, A. L. Berne, V. D. Vasil'ev, M. N. Gutnik, M. M. Gutnik // Thermal Engineering. – 2018. – V. 65, Issue 11. – pp. 806–817.
- [3] Dostiyarov A. M. Results of investigation of the GTE combustion chamber with a two-stage burner / A. M. Dostiyarov; D. R. Umyshev; G. S. Katranov // Revista ESPACIOS. – 2018. – Vol. 39 (Number 24) 15 p. <https://www.revistaespacios.com/a18v39n24/a18v39n24p33.pdf>.
- [4] Сухов А. В. Газофакельное воспламенительное устройство / А. В. Сухов, Б. П. Лавров, И. В. Гавриленко, А. В. Сергеев // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». – 2010. – № 3. – С. 70–76.
- [5] Mikhailov V. V. Application of a plasma ignition system to ignite kerosene-air mixture in the GTE afterburner in a wide range of its startup conditions / V. V. Mikhailov, V. V. Lebedev, A. N. Mukhin // Russian Aeronautics (Iz VUZ). – 2010. – Vol. 53, Issue 3. – pp. 349–352.
- [6] Gizatullin F. A. On the analysis of electric arc process stability in plasma systems of ignition with allowance

- for GTE combustion chamber parameters / F. A. Giza-tullin, R. M. Salikhov // Russian Aeronautics (Iz VUZ). – 2011. – Vol. 54, Issue 3. – pp. 318–321.
- [7] Starikovskiy A. Plasma-assisted ignition and combustion / A. Starikovskiy, N. Aleksandrov // Progress in Energy and Combustion Science. – 2013 – Vol. 39, Issue 1. – pp. 61–110.
- [8] Pat. 7377114 United States, Int.Cl.2006.1 F02C 7/22, F02C 7/26. Turbine engine pulsed fuel injection utilizing stagger injector operation / Kevin P. Pearce, assignee Advanced turbine systems LLC – No. 10/709877; filed 02.06.2004; date of patent 27.05.2008, 13 p., drawings.
- [9] Кравченко И. Ф. Концепция решения проблемы запуска камеры сгорания при создании и доводке ГТД с низким выбросом вредных веществ / И. Ф. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 7 (23). – С. 40–49.
- [10] Dolmatov, D. A., Khadzhiwand, M. (2014). Mathematic modeling of additionally stimulated heterogeneous mixture combustion. Aerospace Engineering and Technology, 8/115, 89–93.
- [11] Dolmatov, D. A. (2014). Emergence, development and waning of abnormal excited reactions in stoichiometric butane-air combustion. Aerospace Engineering and Technology, 7/114, 41–46.
- [12] Митрофанов В. А. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: математическое моделирование, методология расчета, концепция оптимального проектирования: Автореф. дисс... докт. техн. наук. – С.-Пб: СПГПУ, 2004. – 32 с.
- [13] Костюк В. Е. Анализ современных подходов к прогнозированию пусковых и срывных характеристик камер сгорания ГТД. I. Макромоделирование / В. Е. Костюк, И. Ф. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 4 (12). – С. 48–55.
- [14] Костюк В. Е. Анализ современных подходов к прогнозированию пусковых и срывных характеристик камер сгорания ГТД. II. Моделирование на микроуровне / В. Е. Костюк, И. Ф. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 7 (15). – С. 59–68.
- [15] Грасько, Т. В. Верификация разработанной расчетной модели основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя с результатами испытаний на основе численного моделирования [Текст] / Т. В. Грасько, С. А. Маяцкий // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2014. – № 10 (655). – С. 18–24.
- [16] Александров, Ю. Б. Исследование формирования температурных полей в камерах сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. Б. Александров, И. И. Вафин, Б. Г. Мингазов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – № 1. – С. 1–15.
- [17] Сербин, С. И. Совершенствование характеристик камеры сгорания газотурбинного двигателя с использованием методов трехмерного моделирования [Электронный ресурс] / С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко // Электронный вiсник НУК. – 2010. – № 1. – Режим доступа: <http://evn.nuos.edu.ua/article/view/24629/22106>. – 03.04.2019 г.
- [18] Орлов М. Ю. Расчётное исследование характеристик противоточной камеры сгорания малоразмерного ГТД с учетом влияния компрессора и турбины [Текст] / М. Ю. Орлов, С. С. Матвеев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2013. – Т. 15, № 6 (4). – С. 911–916.
- [19] Разработка методов расчета характеристик нестационарного рабочего процесса в низко-эмиссионных камерах сгорания ГТД [Текст] / С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко, А. В. Козловский и др. // Вiсник НТУ «ХПИ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – 2014. – № 11 (1054). – С. 90–94.
- [20] Сербин, С. И. Повышение устойчивости процессов горения в камере сгорания ГТД газодинамическим совершенствованием проточной части [Текст] / С. И. Сербин, А. В. Козловский // Вiсник НТУ «ХПИ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – 2016. – № 9 (1181). – С. 65–69.
- [21] Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1202 с.
- [22] Пат. 2083858 Российская Федерация, МПК F02C7/26. Воспламенитель камеры сгорания газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] / В. В. Владимиров, С. Ф. Летуновский; заявитель и патентообладатель Омск. моторостроит. констр. бюро. – № 93011293/06; заявл. 02.03.1993; опубл. 10.07.1997. – Режим доступа: <http://ru-patent.info/20/80-84/2083858.html>. – 03.04.2019 г.
- [23] Костюк В. Е. Расчёт поля температуры газа на выходе полноразмерной камеры сгорания ГТД и её одногорелочного сектора / В. Е. Костюк, Е. И. Кирилаш, А. В. Стасюк, В. В. Шеин, Д. В. Карзов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 8 (95). – С. 79–85.
- [24] Патент № 221421 С1 СССР, МПК F 02 С 7/26 Способ подачи топлива в пусковые воспламенители газотурбинных двигателей / Л. С. Коровкин, В. Е. Резник, Н. А. Маркушин, Л. Ф. Епейкин, Ю. В. Спивак, И. С. Денисов, П. С. Калашников Заяв. 965071/23, 12.04.1965 Опубл. 27.11.2005 Бюл. № 33.
- [25] Торба Ю. И. Экспериментальная установка и метод исследования работоспособности факельных воспламенителей в широких диапазонах имитируемых эксплуатационных характеристик / Ю. И. Торба // Вестник двигателестроения. – 2006. – № 4. – С. 56–60.

Torba Yu. I.<sup>1</sup>, Pavlenko D. V.<sup>1,2</sup>, Tkach D. V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Zaporozhye Machine-Building Design Bureau Progress State Enterprise named after Academician A. G. Ivchenko. Ukraine, Zaporizhzhia

<sup>2</sup> National University "Zaporizhzhia Polytechnic". Ukraine, Zaporizhzhia

## RESEARCH OF METHODS OF IMPROVING WORK EFFICIENCY TORCH IGNITERS OF COMBUSTION CHAMBERS OF GAS TURBINE ENGINES

*The study is devoted to the task of increasing the efficiency and reliability of the operation of flare igniters of the combustion chambers of gas turbine engines. The effect of increasing the airflow through the ignitor and the pulsating supply of starting fuel is studied. The tasks related to the experimental study of the effect of the igniter on the flame temperature in a wide range of changes in air and fuel temperature, airflow, fuel pressure, and nozzle operating mode are solved. Experimental studies were carried out in a wide range of temperatures and air pressures, which allowed us to simulate the operation of the ignitor on the ground and in-flight conditions of the aircraft. For the first time, the dependences of the temperature of the igniter flame on the differential pressure of the fuel and the air temperature at the inlet of igniters having different airflow rates are established. The dependences of the temperature on the studied parameters were also established in the case of applying a pulse supply of starting fuel. The complex effects of increasing airflow and the use of a fuel impulse on the efficiency of the flare igniter were shown. The influence of these factors is ambiguous at different ambient temperatures, and pressures are concluded. It is shown to develop recommendations for improving the efficiency of igniters in a wide range of operating conditions it is necessary to conduct a series of studies to optimize the geometrical parameters of the ignitor, as well as the duty cycle of the supply of fuel pulses depending on environmental conditions. [dx.doi.org/10.29010/89.10]*

*Keywords:* gas turbine engine; flare igniter; combustion; temperature; air; fuel; pulsation; flow rate.

### References

- [1] Pat. 4983886 United States, Int.Cl.5 H05B 41/36. High-energy ignition generator especially for a gas-turbine / Patrick Balland, Rueil Malmaison, assignee Labo Industrie, Nanterre Cedex, France. – No. 408557; filed 18.09.1989; date of patent 08.01.1991, 7 p., drawings.
- [2] Bulysova L. A. Study of Sequential Two-Stage Combustion in a Low-Emission Gas Turbine Combustion Chamber / L. A. Bulysova, A. L. Berne, V. D. Vasil'ev, M. N. Gutnik, M. M. Gutnik // Thermal Engineering. – 2018. – V. 65, Issue 11. – pp. 806–817.
- [3] Dostiyarov A. M. Results of investigation of the GTE combustion chamber with a two-stage burner / A. M. Dostiyarov; D. R. Umyshev; G. S. Katranov // Revista ESPACIOS. – 2018. – Vol. 39 (Number 24) 15 p. <https://www.revistaespacios.com/a18v39n24/a18v39n24p33.pdf>.
- [4] Sukhov A. V. Gazofakel'noe vosplamenitel'noe ustroystvo / A. V. Sukhov, B. P. Lavrov, I. V. Gavrilenko, A. V. Sergeev // Vestnik MGTU im. N. E. Bauman. Ser. "Mashinostroenie". – 2010. – № 3. – S. 70–76.
- [5] Mikhailov V. V. Application of a plasma ignition system to ignite kerosene-air mixture in the GTE afterburner in a wide range of its startup conditions / V. V. Mikhailov, V. V. Lebedev, A. N. Mukhin // Russian Aeronautics (Iz VUZ). – 2010. – Vol. 53, Issue 3. – pp. 349–352.
- [6] Gizatullin F. A. On the analysis of electric arc process stability in plasma systems of ignition with allowance for GTE combustion chamber parameters / F. A. Gizatullin, R. M. Salikhov // Russian Aeronautics (Iz VUZ). – 2011. – Vol. 54, Issue 3. – pp. 318–321.
- [7] Starikovskiy A. Plasma-assisted ignition and combustion / A. Starikovskiy, N. Aleksandrov // Progress in Energy and Combustion Science. – 2013 – Vol. 39, Issue 1. – rr. 61–110.
- [8] Pat. 7377114 United States, Int.Cl.2006.1 F02C 7/22, F02C 7/26. Turbine engine pulsed fuel injection utilizing stagger injector operation / Kevin P. Pearce, assignee Advanced turbine systems LLC – No. 10/709877; filed 02.06.2004; date of patent 27.05.2008, 13 p., drawings.
- [9] Kravchenko I. F. Kontsepsiya resheniya problemy zapuska kamery sgoraniya pri sozdanii i dovodke GTD s nizkim vybrosom vrednykh veshchestv / I. F. Kravchenko // Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya. – 2005. – № 7 (23). – S. 40–49.

- [10] Dolmatov, D. A., Khadzhivand, M. (2014). Mathematic modeling of additionally stimulated heterogeneous mixture combustion. *Aerospace Engineering and Technology*, 8/115, 89–93.
- [11] Dolmatov, D. A. (2014). Emergence, development and waning of abnormal excited reactions in stoichiometric butane-air combustion. *Aerospace Engineering and Technology*, 7/114, 41–46.
- [12] Mitrofanov V. A. Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigatelei: matematicheskoe modelirovanie, metodologiya rascheta, kontseptsiya optimal'nogo proektirovaniya: Avtoref. diss... dokt. tekhn. nauk. – S.-Pb: SPGPU, 2004. – 32 s.
- [13] Kostyuk V. E. Analiz sovremennykh podkhodov k prognozirovaniyu puskovykh i sryvnykh kharakteristik kamer sgoraniya GTD. I. Makromodelirovanie / V. E. Kostyuk, I. F. Kravchenko // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. – 2004. – № 4 (12). – S. 48–55.
- [14] Kostyuk V. E. Analiz sovremennykh podkhodov k prognozirovaniyu puskovykh i sryvnykh kharakteristik kamer sgoraniya GTD. II. Modelirovanie na mikrourovne / V. E. Kostyuk, I. F. Kravchenko // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. – 2004. – № 7 (15). – S. 59–68.
- [15] Gras'ko, T. V. Verifikatsiya razrabotannoi raschetnoi modeli osnovnoi kamery sgoraniya seriinogo gazoturbinnogo dvigatelya s rezul'tatami ispytaniy na osnove chislennogo modelirovaniya [Tekst] / T. V. Gras'ko, S. A. Mayatskii // *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*. – 2014. – № 10 (655). – S. 18–24.
- [16] Aleksandrov, Yu. B. Issledovanie formirovaniya temperaturnykh polei v kamerakh sgoraniya gazoturbinnnykh dvigatelei [Tekst] / Yu. B. Aleksandrov, I. I. Vafin, B. G. Mingazov // *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*. – 2018. – № 1. – S. 1–15.
- [17] Serbin, S. I. Sovershenstvovanie kharakteristik kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya s ispol'zovaniem metodov trekhmernogo modelirovaniya [Elektronnyi resurs] / S. I. Serbin, A. B. Mostipanenko // *Elektronnyi visnik NUK*. – 2010. – № 1. – Rezhim dostupa: <http://evn.nuos.edu.ua/article/view/24629/22106>. – 03.04.2019 r.
- [18] Orlov M. Yu. Raschetnoe issledovanie kharakteristik protivotochnoi kamery sgoraniya malorazmernogo GTD s uchetom vliyaniya kompressora i turbiny [Tekst] / M. Yu. Orlov, S. S. Matveev // *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*. – 2013. – T. 15, № 6 (4). – S. 911–916.
- [19] Razrabotka metodov rascheta kharakteristik nestatsionarnogo rabocheho protsessa v nizko-emissionnykh kamerakh sgoraniya GTD [Tekst] / S. I. Serbin, A. B. Mostipanenko, A. V. Kozlovskii i dr. // *Visnik NTU "KhPI"*. Ser.: Energetichni ta teplotekhnichni protsesi i ustatkuvannya. – 2014. – № 11 (1054). – S. 90–94.
- [20] Serbin, S. I. Povyshenie ustoichivosti protsessov goreniya v kamere sgoraniya GTD gazodinamicheskim sovershenstvovaniem protochnoi chasti [Tekst] / S. I. Serbin, A. V. Kozlovskii // *Visnik NTU "KhPI"*. Ser.: Energetichni ta teplotekhnichni protsesi i ustatkuvannya. – 2016. – № 9 (1181). – S. 65–69.
- [21] Inozemtsev, A. A. Gazoturbinnnye dvigateli [Tekst] / A. A. Inozemtsev, V. L. Sandratskii. – Perm': OAO "Aviadvigatel", 2006. – 1202 s.
- [22] Pat. 2083858 Rossiiskaya Federatsiya, MPK F02C7/26. Vosplamenitel' kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya [Elektronnyi resurs] / V. V. Vladimirov, S. F. Letunovskii ; zayavitel' i patentoobladatel' Omsk. motorostroito. konstr. byuro. – № 93011293/06 ; zayavl. 02.03.1993 ; opubl. 10.07.1997. – Rezhim dostupa: <http://ru-patent.info/20/80-84/2083858.html>. – 03.04.2019 g.
- [23] Kostyuk V. E. Raschet polya temperatury gaza na vykhode polnorazmernoii kamery sgoraniya GTD i ee odnogorelochnogo sektora / V. E. Kostyuk, E. I. Kirilash, A. V. Stasyuk, V. V. Shein, D. V. Karzov // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. – 2012. – № 8 (95) – S. 79–85.
- [24] Patent № 221421 S1 SSSR, MPK F 02 S 7/26 Sposob podachi topliva v puskovye vosplameniteli gazoturbinnnykh dvigatelei / L. S. Korovkin., V. E. Reznik, N. A. Markushin, L. F. Epeikin, Yu. V. Spivak, I. S. Denisov, P. S. Kalashnikov Zayav. 965071/23, 12.04.1965 Opubl. 27.11.2005 Byul. № 33.
- [25] Torba Yu. I. Eksperimental'naya ustanovka i metod issledovaniya rabotosposobnosti fakel'nykh vosplamenitelei v shirokikh diapazonakh imitiruemyykh ekspluatatsionnykh kharakteristik / Yu. I. Torba // *Vestnik dvigatelestroeniya*. – 2006. – № 4. – S. 56–60.