

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ЗА СЧЁТ ПРИМЕНЕНИЯ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА

© 2020

- А. С. Колесников** преподаватель кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru
- Т. В. Грасько** кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
grasko83@mail.ru
- В. В. Разносчиков** кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,
г. Москва;
raznoschikov@mail.ru

Статья посвящена повышению эффективности силовой установки беспилотного летательного аппарата за счёт применения криогенного топлива. Обосновано, что создание силовой установки основывается на комплексном подходе к системе «Летательный Аппарат – Силовая Установка – Топливо» и обеспечивает существенное достижение показателей совершенства по критериям высокого уровня (часовой (километровый) расход топлива, дальность, продолжительность полёта и т.д.) Анализ энергетических свойств некоторых видов авиационных топлив показал, что газовые топлива по своим свойствам в основном превосходят жидкие, кроме одного – низкой плотности, что требует большого объёма топливных баков. В качестве прототипа выбран беспилотный летательный аппарат Ту-143 «Рейс», оснащённый одноконтурным турбореактивным двигателем ТР3-117. Решена оптимизационная задача исследования, заключающаяся в определении пригодности двигателя, предназначенного для эксплуатации на керосине, к эксплуатации на пропане по основным параметрам рабочего процесса при условии сохранения возможных условий полёта. Полученные высотно-скоростные характеристики свидетельствуют о том, что перевод двигателей с керосина на криогенный пропан возможен без изменения его конструкции с модернизацией камеры сгорания и отдельных элементов топливной автоматики.

Криогенное топливо; пропан; беспилотный летательный аппарат

Цитирование: Колесников А.С., Грасько Т.В., Разносчиков В.В. Повышение эффективности силовой установки беспилотного летательного аппарата за счёт применения криогенного топлива // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 7-17.
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-7-17

Введение

Анализ развития современного авиадвигателестроения показывает, что возможности повышения топливной экономичности газотурбинных двигателей (ГТД) как тепловых машин вышли на технический предел. Повышение коэффициента полезного действия основных элементов, компрессора, газовой турбины, увеличение полноты сгорания топлива и т.п. на 2 – 3% является сложной технической проблемой [1; 2]. В условиях конкурентной борьбы с зарубежными разработчиками авиатехники в гражданской сфере и существенного усиления боевой эффективности авиатехники в военной сфере требуется поиск кардинальных, с позиции науки, фундаментальных технических решений.

Сейчас важно выполнять разработку авиадвигателей в системном подходе. Решение научно-технических задач в составе химмотологической системы «Летательный

Аппарат – Силовая Установка – Топливо» (ЛА-СУ-Т) обеспечит существенное достижение показателей совершенства по критериям высокого уровня (часовой (километровый) расход топлива, дальность полёта и т.д.) [3; 4]. Одним из путей повышения эффективности системы «ЛА-СУ-Т» является переход на альтернативное топливо. В разрезе понятия «альтернативное топливо» уместно добавить тот факт, что эти топлива могут быть не только известными веществами (водород, метан, пропан и т.п.), но и создаваемыми (синтезированными для специальных задач). В настоящее время активно ведутся работы по созданию альтернативных синтетических жидких и твёрдых топлив [5 – 12].

Анализируя возможные пути использования криогенного топлива, становится ясно, что авиадвигателестроители обязаны использовать в схеме двигателя все его энергетические возможности. В этом случае как минимум топливная эффективность системы ЛА-СУ-Т будет на уровне не достижимом на традиционном авиационном керосине [13 – 15].

Постановка задачи

В настоящее время наиболее широкое распространение в качестве топлива для турбореактивных двигателей (ТРД) получили авиационные керосины различных марок (в России ТС-1 и РТ, за рубежом JetA-1 и др.). Авиационный керосин имеет широкий фракционный состав с температурой кипения компонентов от 120 до 280°C и большое количество примесей (смолы, сернистые соединения, оксиды металлов и др.).

Процесс горения в таком случае состоит из большого числа элементарных реакций. Поэтому даже с учётом высокой полноты сгорания топлива в основной камере сгорания ($\eta_r = 0,97 \dots 0,98$) выбросы сажи, оксидов азота, несгоревших углеводородов, дыма могут быть значительными.

Выбросы вредных веществ от двигателей являются фактором загрязнения окружающей среды и поэтому нормируются Международной организацией гражданской авиации ИКАО. Также на поверхности газоздушного тракта образуется нагар, что приводит к сокращению ресурса двигателя. Для двигателей ЛА военного назначения дымность выходящих газов приводит к увеличению тепловой заметности.

Решить эту проблему возможно путём применения топлив с более однородным фракционным составом, более низкой температурой кипения компонентов. Этому условию соответствуют газообразные топлива – метан, пропан, бутан и их смеси [16].

В табл. 1 приведены энергетические свойства некоторых видов топлив [17].

Таблица 1. Энергетические свойства некоторых видов топлив

Топливо	Содержание		$T_{\text{кип}}$, К	ρ_{293} , кг/м ³	ρ_{89} , кг/м ³	H_u , МДж/кг	h_u , МДж/м ³	L_0
	С, %	Н, %						
ТС-1 ГОСТ 10227-2013	0,86	0,14	423 ÷ 523	775	–	42,9	33247,5	14,7
РТ ГОСТ 10227-2013	0,86	0,14	408 ÷ 553	775	–	43,1	33402,5	14,7
Метан ГОСТ Р 52087-2003	0,75	0,25	–111,5	0,717	415	49,9	35,8/ 20708,5	17,2
Пропан технический ГОСТ Р 52087-2003	0,81	0,19	–231,1	1,93	725	46,4	89,5/ 33640,0	15,7

В табл. 1 обозначено: С – относительная массовая доля углерода; Н – относительная массовая доля водорода; $T_{\text{кип}}$ – температура кипения; ρ_{293} – плотность при

$T = 293 \text{ К}$, $p = 0,1 \text{ МПа}$; ρ_{89} – плотность при $T = 89 \text{ К}$, $p = 0,1 \text{ МПа}$; H_u – низшая удельная теплота сгорания; h_u – энергоёмкость топлива; L_0 – стехиометрический коэффициент.

Из анализа данных табл. 1 можно сделать вывод, что газовые топлива по своим свойствам в основном превосходят жидкие, кроме одного – низкой плотности, что требует большого объёма топливных баков, а для летательного аппарата это неприемлемо.

Выходом может служить хранение газового топлива на борту ЛА в криогенном состоянии. Из табл. 1 видно, что при температуре 89 К плотность пропана оказывается сравнимой с керосином (меньше на $\sim 6,5\%$), а большей удельной теплоты сгорания энергоёмкость топлива оказывается несколько выше (на $\sim 1,1\%$).

Важно отметить, что хранение на борту ЛА криогенного топлива повлечёт за собой усложнение топливной системы, увеличение её габаритных размеров и массы. Но, например, на беспилотном ЛА, при отсутствии экипажа и систем обеспечения его деятельности, это не критично.

Наличие на борту ЛА криогенного топлива кроме указанных недостатков имеет и положительные стороны. Так, энергия топлива, до его сжигания, может быть использована для работы вспомогательных систем и агрегатов, а его высокий хладоресурс может быть реализован в термодинамическом цикле для охлаждения узлов двигателя и ЛА.

Выбор и обоснование криогенного топлива можно сделать только в результате комплексного анализа системы «ЛА-СУ-Т». Это длительный и трудоёмкий процесс, поскольку потребуются создание нового ЛА и новой СУ. Для снижения затрат проверку и отработку новых идей можно осуществлять на базе уже существующих технических решений и изделий в несколько этапов, постепенно приближаясь к окончательному облику.

Наиболее сложным элементом системы «ЛА-СУ-Т» является ГТД. По этой причине возникает необходимость оценки пригодности существующих ГТД для применения газового топлива. Безусловно, для работы на газообразном топливе потребуются замена штатных камер сгорания и изменение топливной аппаратуры. Для того, чтобы выяснить потребуется ли изменение или доработка остальных элементов ГТД, необходимо провести исследования в несколько этапов.

Первый этап – параметрические исследования тягово-экономических характеристик двигателя на штатном и криогенном топливе.

Второй этап – решение оптимизационной задачи для рассматриваемого ГТД с целью определения оптимальных параметров рабочего процесса.

В качестве прототипа выбран беспилотный ЛА – Ту-143 «Рейс», оснащённый одноконтурным ТРД ТР3-117 (рис. 1).

Для параметрических исследований характеристик ГТД с различными типами топлив была создана математическая модель первого уровня сложности [18].

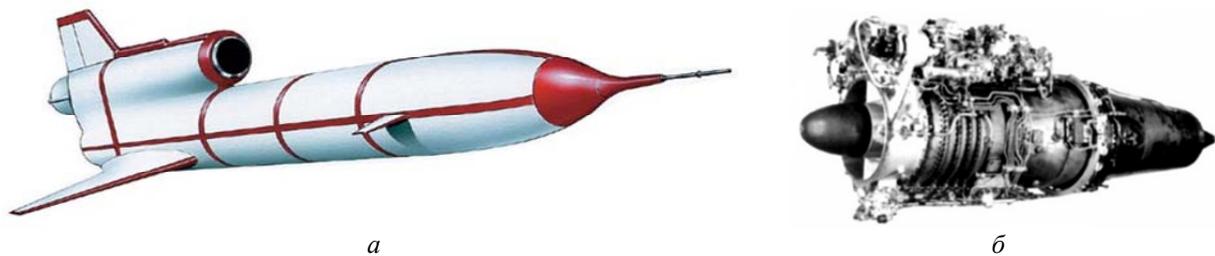


Рис. 1. Ту-143 «Рейс» (а) и ТРД ТР3-117 (б)

Решение задачи и её анализ

Расчёт выполняется в последовательности, соответствующей протеканию физических процессов в газоздушном тракте двигателя. Параметры рабочего тела определяются поэтапно от сечения к сечению, начиная от входа в воздухозаборник (сечение *в-в*) и заканчивая срезом реактивного сопла (сечение *с-с*) рис. 2.

На расчётном (стендовом) режиме проводится термогазодинамический расчёт и определяются геометрические параметры двигателя и характеристики элементов.

В качестве исходных данных для расчёта принимаются: расход воздуха через двигатель $G_g = 9,1$ кг/с; значение степени повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = 9,6$; КПД компрессора $\eta_{\text{мех}} = 0,86$; температура газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^* = 1260$ К; коэффициенты восстановления полного давления во входном канале $\sigma_{\text{вх}} = 0,95$; в камере сгорания $\sigma_{\text{кс}} = 0,98$; в сопле $\sigma_c = 0,99$; величины отборов мощности $\nu_{\text{отб}} = 0,01$ и воздуха $g_{\text{т}} = 0,07$; $g_{\text{отб}} = 0,01$ от двигателя при нулевых высоте и скорости полёта (стендовые условия). Режим работы ГТД задаётся значением относительной частоты вращения ротора.

Последовательность действий при моделировании нерасчётного режима работы аналогична расчётному. В качестве неизвестных системы уравнений, представленной ниже, приняты относительные значения π_k^* , $T_{\text{г}}^*$ и $\pi_{\text{т}}^*$:

$$\begin{cases} f_1(x) = 1 - \frac{N_k}{N_{\text{т}} \eta_{\text{мех}} (1 - \nu_{\text{отб}})}, \\ f_2(x) = 1 - \frac{G_{\text{кр}}}{G_{\text{в}} (1 + g_{\text{т}}) (1 - g_{\text{отб}})}, \\ f_3(x) = 1 - \frac{G_{\text{к}}}{G_{\text{т}} (1 + g_{\text{т}}) (1 - g_{\text{отб}})}, \end{cases}$$

где $f(x)$ – невязки; N_k – потребная мощность компрессора; $N_{\text{т}}$ – располагаемая мощность турбины; G_g – расход воздуха на входе в двигатель; $G_{\text{кр}}$ – расход воздуха через критическое сечение сопла; $G_{\text{к}}$ – расход воздуха на выходе из компрессора; $G_{\text{т}}$ – расход воздуха на выходе из турбины; $\eta_{\text{мех}}$ – механический КПД ротора; $\nu_{\text{отб}}$ – относительный отбор мощности от ротора; $g_{\text{т}}$ – относительный отбор воздуха на охлаждение турбины; $g_{\text{отб}}$ – относительный отбор воздуха на нужды ЛА.

Схема расходных и механических связей элементов ТРД приведена на рис. 2.

При моделировании рабочего процесса ТРД ТР3-117 приняты следующие основные допущения:

- исходя из условий применения ЛА, моделировался только максимальный режим работы двигателя;
- высота полёта изменяется от 0 до 1000 м, максимальная скорость 850...700 км/ч;
- топливом являются керосин ТС-1 и пропан, топливная система обеспечивает подачу пропана в газообразном состоянии;
- полнота сгорания для керосина $\eta_{\text{г}} = 0,98$ и для пропана $\eta_{\text{г}} = 0,99$;
- максимальная температура газа перед турбиной 1320 К;
- хладоресурс топлива в термодинамическом цикле ГТД не реализуется.

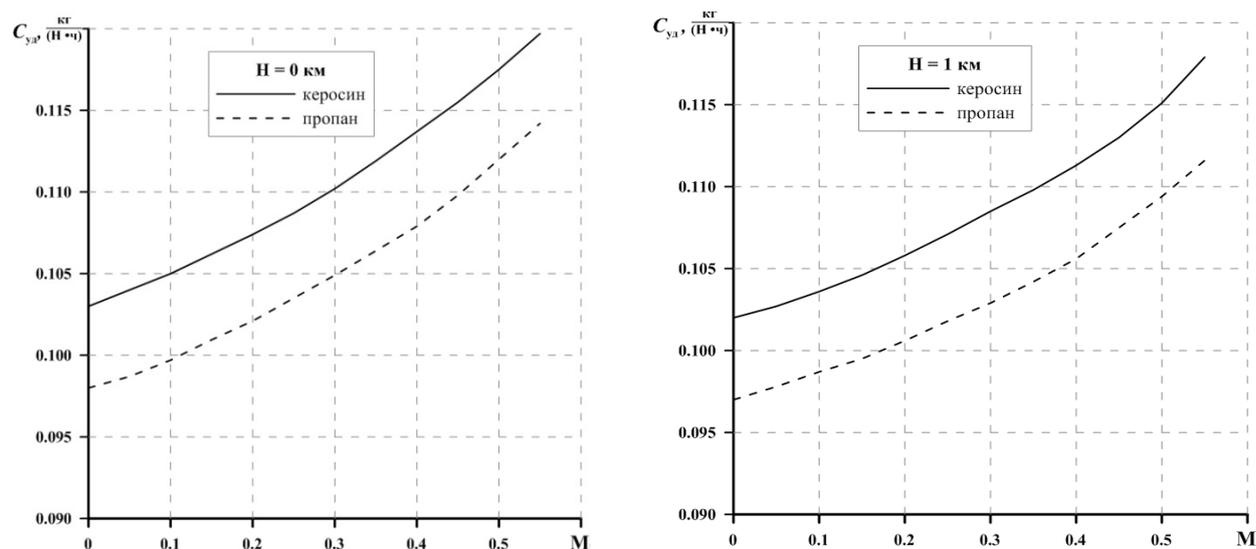


Рис. 4. Высотно-скоростные характеристики ТРД, удельный расход топлива C_{yd}

При оценке традиционных схем удельный расход топлива ГТД, работающих на авиационном керосине, имеет строгую обратную пропорциональность по отношению к теплотворной способности топлива. Таким образом, при увеличении теплоты сгорания топлива на 7,5% удельный расход снизится на эту же величину.

Но при переходе на топлива, долевая составляющая водорода в которых больше, чем в керосине (согласно табл. 1), снижение удельного расхода топлива не имеет строгую обратную пропорциональность по отношению к теплотворной способности топлива.

По представленным на рис. 4 зависимостям можно установить, что C_{yd} снижается в среднем на 5,8 – 6,1% в зависимости от высоты полёта, причём наибольшее снижение C_{yd} приходится на большие высоты. Объясняется это тем, что продукты сгорания пропана имеют более высокую работоспособность (газовую постоянную и теплоёмкость при постоянном давлении), что приводит к снижению степени понижения давления газа в турбине, повышению перепада давлений на сопле и возрастанию скорости истечения газа из сопла и, как следствие, незначительному увеличению тяги двигателя (рис. 3).

Более высокая теплоёмкость продуктов сгорания (при горении пропана) при постоянном давлении приводит к увеличению количества теплоты, подведённой к единице массы воздушно-газового потока. Рост количества теплоты Q более интенсивный, чем рост удельной тяги P_{yd} , тогда как у двигателей, работающих на керосине, Q и P_{yd} остаются постоянными. Этот эффект остаётся неизменным при разных режимах работы и программах управления силовой установкой.

Таким образом, проведённое параметрическое исследование свидетельствует о том, что серийный двигатель будет обладать лучшими экономическими характеристиками при работе на пропане по сравнению с керосином. Для определения оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД при работе на криогенном топливе необходимо решение оптимизационной задачи.

Основная задача оптимизационных исследований заключалась в определении пригодности двигателя, предназначенного для эксплуатации на керосине, к эксплуата-

ции на пропане по основным параметрам рабочего процесса при условии сохранения возможных условий полёта.

Оптимизационные исследования проводились с помощью программного комплекса IOSO NS [19, 20] и разработанной математической модели.

Критерий оптимизации – удельный расход топлива. Направление поиска – минимизация. Условия работы двигателя $H = 1$ км, $M = 0,5$, режим работы двигателя – «максимальный».

Вектор варьируемых переменных:

– степень повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = 2 \dots 10$;

– температура газа перед турбиной $T_g^* = 1100 \dots 1500$ К.

Ограничение – тяга двигателя при $H = 0$; $M = 0 - P \geq 6400$ Н.

По результатам оптимизации получены следующие значения параметров для двигателя, работающего на пропане: $T_g^* = 1250$ К и $\pi_k^* = 8,7$. Исходный двигатель (прототип) в тех же условиях: $T_g^* = 1263$ К и $\pi_k^* = 9,1$. Относительное изменение для температуры газа и степени повышения полного давления составляет 1,0 и 4,3% соответственно.

Результаты оптимизации объясняются тем, что продукты сгорания пропана имеют более высокие значения газовой постоянной и удельной теплоёмкости при постоянном давлении и для обеспечения заданной тяги к рабочему телу требуется подвести меньшее количество энергии.

На рис. 5 показана высотно-скоростная характеристика двигателя на пропане с исходными и оптимальными параметрами рабочего процесса.

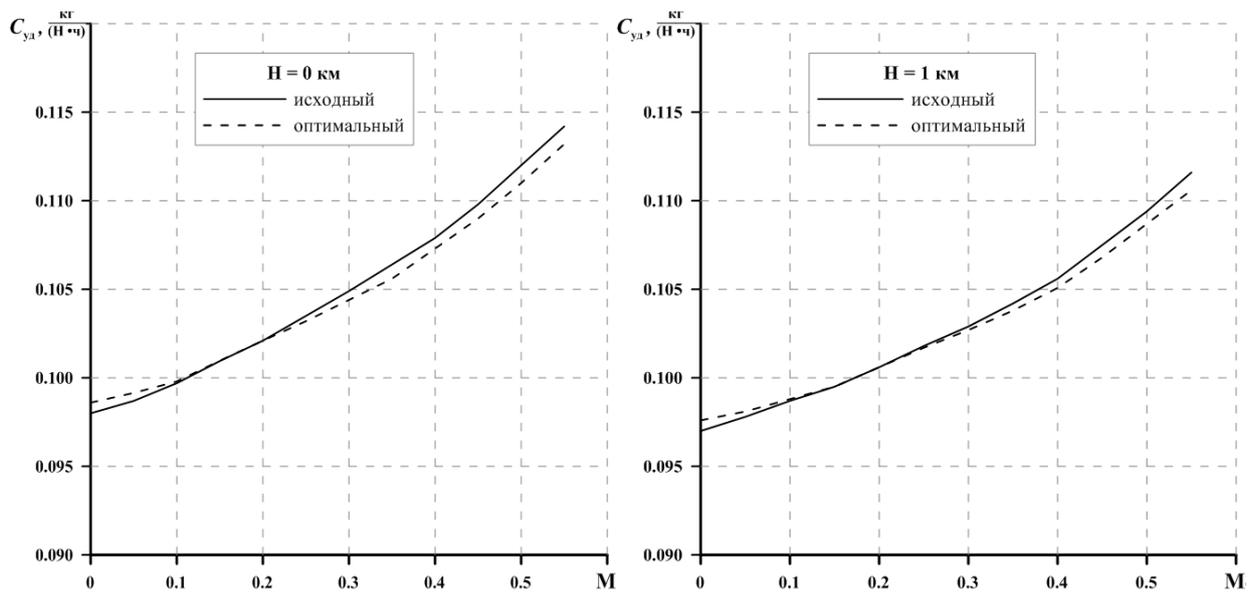


Рис. 5. Высотно-скоростные характеристики ТРД с применением в качестве топлива пропана

Результат моделирования показал, что при малых числах M полёта удельный расход топлива исходного двигателя на 0,56% меньше чем у оптимального. Это объясняется более высокой степенью подогрева рабочего тела в камере сгорания вследствие более высокой температуры газа. С увеличением числа M полёта степень подогрева ра-

бочего тела в камере сгорания у исходного двигателя будет снижаться по сравнению с оптимальным, так как он имеет более высокую расчётную степень повышения полного давления в компрессоре, что приведёт к увеличению удельного расхода топлива на 0,76 – 0,81% по сравнению с оптимальным.

Таким образом, результаты оптимизационных исследований показывают, что удельный расход топлива изменяется незначительно (менее 1%). Это позволяет сделать вывод о том, что параметры рабочего процесса серийного ГТД будут находиться вблизи оптимальных значений при эксплуатации на пропане. Поэтому для отдельных этапов исследования системы «ЛА-СУ-Т» можно использовать серийные двигатели с минимально необходимыми изменениями.

Исходя из сказанного выше, можно сделать вывод, что перевод ГТД с керосина на криогенный пропан возможен без изменения его конструкции, однако потребуются модернизация фронтального устройства камеры сгорания и отдельных элементов топливной автоматики.

Важно отметить, что при использовании уникальных возможностей криогенного топлива в термодинамическом цикле двигателя необходимо проведение дополнительных исследований с целью определения облика вновь разрабатываемых образцов ГТД.

Направлением дальнейших исследований в данной предметной области с целью определения его тактико-технических характеристик в зависимости от решаемых задач, служит ЛА как составная часть химмотологической системы «ЛА-СУ-Т».

Вывод

Таким образом, в результате проведённых исследований можно сделать вывод о том, что применение криогенного пропана без учёта его эксергетических свойств обеспечивает снижение удельного расхода топлива C_{y0} на 5,8 – 6,1% в силовой установке беспилотного летательного аппарата и приемлемый запас топлива на борту, что позволяет проводить дальнейшие исследования в области эффективности такой схемы «ЛА-СУ-Т». Для проведения исследований возможно использование серийных двигателей с доработкой камер сгорания и топливной автоматики, что значительно сокращает сроки и трудоёмкость исследований. Но следует отметить, что реализация эксергетических свойств криогенного пропана в термодинамическом цикле ГТД позволила бы улучшить не только экономические, но и объёмно-массовые характеристики силовой установки, что могло бы привести к кардинальным изменениям свойств и эффективности системы «ЛА-СУ-Т».

Библиографический список

1. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов. М.: Машиностроение, 1988. 175 с.
2. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолёта и двигателя. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
3. Андреев В.А., Борисов В.Б., Климов В.Т., Малышев В.В., Орлов В.Н. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. М.: Московский рабочий, 2001. 244 с.
4. Архаров А.М., Кунис И.Д. Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 252 с.
5. Разносчиков В.В., Демская И.А. Математическая модель расчёта теплофизических свойств синтетического жидкого топлива // Труды МАИ. 2012. № 50. <http://trudymai.ru/published.php?ID=28611>

6. Демская И.А., Разносчиков В.В. Методика определения новых составов альтернативных топлив // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 5. С. 72-80.

7. Разносчиков В.В., Демская И.А. Методика формирования оптимального состава АСКТ // Транспорт на альтернативном топливе. 2011. № 5 (23). С. 16-19.

8. Разносчиков В.В., Загумённых В.В., Демская И.А. Теплогидравлическая оптимизация авиационной криогенной топливной системы, использующей переохлаждённый пропан // Транспорт на альтернативном топливе. 2014. № 4 (40). С. 26-36.

9. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft // Journal of Physics: Conference Series. 2019. V. 1147, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056

10. Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Оценка эффективности твёрдых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей // Журнал прикладной химии. 2019. Т. 92, № 3. С. 322-342. DOI: 10.1134/S0044461819030071

11. Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С., Зюзин И.Н., Жолудев А.Ф., Кислов М.Б. Перспективы использования диэтилбензола в качестве диспергатора топлив для ракетно-прямоточных двигателей // Известия Академии наук. Серия химическая. 2019. № 10. С. 1848-1855.

12. Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S., Yanovskiy L.S. High-enthalpy organic components as dispersants of solid fuel ducted rockets // Proceedings of the 23rd Seminar on New Trends in Research of Energetic Materials (April, 1-3, 2020, Czech Republic, Pardubice). P. 156-163.

13. Разносчиков В.В. Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2008. № 4. С. 28-32.

14. Антонов А.В. Системный анализ. М.: Высшая школа, 2004. 454 с.

15. Разносчиков В.В., Яновский Л.С., Загумённых В.В. Химмотологический анализ и методика проектирования авиационных криогенных топливных систем самолётов // В кн.: «Международная энциклопедия CALS-технологий. Авиационно-космическое машиностроение». М.: НИЦ АСК, 2015. С. 471-475.

16. Резников М.Е. Авиационные топлива и смазочные материалы (авиационная химология): учебное пособие. М.: Военное издательство министерства обороны России, 2003. 234 с.

17. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А., Шевченко И.В., Верхоломов В.К., Суриков Е.В. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М.: МАТИ – РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2001. 443 с.

18. Бутов А.М., Козарев Л.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: учебное пособие. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н. Е. Жуковского, 1993. 143 с.

19. Егоров И.Н., Крети́нин Г.В., Лещенко И.А., Купцов С.В. Стохастическая оптимизация авиационных ГТД с использованием математических моделей на основе искусственных нейронных сетей // Вестник Академии наук авиации и воздухоплавания. 2002. № 1. С. 44-48.

20. Егоров И.Н., Тюленев В.П., Павленко В.Ф. Методы непрямо́й статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНТИ № 2622-В89, 1989.

IMPROVING THE EFFICIENCY OF THE POWERPLANT OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE THROUGH THE USE OF CRYOGENIC FUEL

© 2020

A. S. Kolesnikov Lecturer of the Department of Aircraft Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru

T. V. Grasko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft
Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
grasko83@mail.ru

V. V. Raznoschikov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
raznoschikov@mail.ru

The article is devoted to increasing the efficiency of the power plant of an unmanned aerial vehicle through the use of cryogenic fuel. It has been substantiated that the creation of a power plant is based on an integrated approach to the “Aircraft – Power Plant – Fuel” system and ensures a significant achievement of perfection indicators according to high-level criteria (fuel consumption per hour (kilometer), range, flight duration, etc.) Analysis of energetic properties of some types of aviation fuels showed that gas fuels in their properties are generally superior to liquid ones, except for one thing— low density, which requires a large volume of fuel tanks. An unmanned aerial vehicle Tu-143 “Reis” (Flight) equipped with a pure turbojet engine TR3-117 was chosen as a prototype. The optimization problem of the study was solved. The task was to determine if an engine intended to run on kerosene could operate on propane according to the main parameters of the working process, provided that possible flight conditions were maintained. The obtained altitude and speed characteristics indicate that the conversion of engines from kerosene to cryogenic propane is possible without changing their design by modernizing the combustion chamber and individual elements of the automatic fuel metering system.

Cryogenic fuel; propane; unmanned aerial vehicle

Citation: Kolesnikov A.S., Grasko T.V., Raznoschikov V.V. Improving the efficiency of the powerplant of an unmanned aerial vehicle through the use of cryogenic fuel. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-7-17

References

1. Nechaev Yu.N., Kobel'kov V.N., Polev A.S. *Aviatsionnye turboreaktivnye dvigateli s izmenyaemym rabochim protsessom dlya mnogorezhimnykh samoletov* [Variable-cycle aviation turbojets for multi-mode aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 175 p.
2. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Soglasovanie kharakteristik samoleta i dvigatelya* [Engine/airframe interface]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 204 p.
3. Andreev V.A., Borisov V.B., Klimov V.T., Malyshev V.V., Orlov V.N. *Vnimanie: gazy. Kriogennoe toplivo dlya aviatsii* [Attention: gases. Cryogenic fuel for aviation]. Moscow: Moskovskiy Rabochiy Publ., 2001. 244 p.
4. Arkharov A.M., Kunis I.D. *Kriogennye zapravochnye sistemy startovykh raketno-kosmicheskikh kompleksov* [Cryogenic refueling systems of launch rocket and space complexes]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2006. 252 p.
5. Raznoschikov V.V., Demskaya I.A. Mathematical model of calculation thermo-physical properties of synthetic liquid fuel. *Trudi MAI*. 2012. No. 50. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28611>

6. Demskaya I.A., Raznoschikov V.V. Technique for determination new structures of the alternative fuels. *Aerospace MAI Journal*. 2012. V. 19, no. 5. P. 72-80. (In Russ.)
7. Raznoschikov V.V., Demskaya I.A. Technique of optimum structure aviation condensed fuel formation. *Alternative Fuel Transport*. 2011. No. 5 (23). P. 16-19. (In Russ.)
8. Raznoschikov V.V., Zagumennov V.V., Demskaya I.A. Thermohydraulic optimization of the aero-derivative cryogenic fuel supply system running on supercooled propane. *Alternative Fuel Transport*. 2014. No. 4 (40). P. 26-36. (In Russ.)
9. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. V. 1147, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
10. Yanovskii L.S., Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S. Evaluation of effectiveness of solid fuels based on high enthalpy dispersants for rocket ramjet engines. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 2019. V. 92, Iss. 3. P. 367-388. DOI: 10.1134/S1070427219030078
11. Yanovskii L.S., Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Averkov I.S., Zyuzin I.N., Zholudev A.F., Kislov M.B. Prospects for the use of diethynylbenzene as a fuel dispersant for rocket ramjet engines. *Russian Chemical Bulletin*. 2019. V. 68, Iss. 10. P. 1848-1855. DOI: 10.1007/s11172-019-2634-9
12. Lempert D.B., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S., Yanovskiy L.S. High-enthalpy organic components as dispersants of solid fuel ducted rockets. *Proceedings of the 23rd Seminar on New Trends in Research of Energetic Materials (April, 1-3, 2020, Czech Republic, Pardubice)*. P. 156-163.
13. Raznoschikov V.V. Systematic analysis of fuel consumption in aviation power plants. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2008. No. 4. P. 28-32. (In Russ.)
14. Antonov A.V. *Sistemnyy analiz* [System analysis]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2004. 454 p.
15. Raznoschikov V.V., Yanovskiy L.S., Zagumennov V.V. Khimmotologicheskii analiz i metodika proektirovaniya aviatsionnykh kriogennykh toplivnykh sistem samoletov. *V kn.: «Mezhdunarodnaya entsiklopediya CALS-tekhnologii. Aviatsionno-kosmicheskoe mashinostroenie»*. Moscow: NITs ASK Publ., 2015. P. 471-475. (In Russ.)
16. Reznikov M.E. *Aviatsionnye topliva i smazoshnye materialy (aviatsionnaya khimmotologiya): uchebnoe posobie* [Aviation fuels and lubricants (aviation chemmotology): tutorial]. Moscow: Voennoe Izdatel'stvo Ministerstva Oborony Rossii Publ., 2003. 234 p.
17. Dubovkin N.F., Yanovskiy L.S., Kharin A.A., Shevchenko I.V., Verkholomov V.K., Surikov E.V. *Topliva dlya vozdushno-reaktivnykh dvigateley* [Fuels for air-jet engines]. Moscow: MATI – Russian State Technological University Publ., 2005. 443 p.
18. Butov A.M., Kozarev L.A. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa aviatsionnykh dvigateley: uchebnoe posobie* [Mathematical modeling of working process of aircraft engines. Tutorial]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 1993. 143 p.
19. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptsov S.V. Stochastic optimization of aviation gas turbine engines using mathematical models based on artificial neural networks. *Vestnik Akademii Nauk Aviatsii i Vozdukhoplavaniya*. 2002. No. 1. P. 44-48. (In Russ.)
20. Egorov I.N., Tyulenev V.P., Pavlenko V.F. Methods of indirect statistical optimization based on self-organization and their use in the optimization tasks of aviation GTE. No. 2622-V89, 1989. (In Russ., unpublished)