

УДК 629.7.083

Ю. А. УЛИТЕНКО, А. В. ЕЛАНСКИЙ, И. Ф. КРАВЧЕНКО

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье

ВЛИЯНИЕ ВПРЫСКА ВОДЫ НА ВХОДЕ В ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

В данной статье кратко рассмотрено влияние впрыска воды на входе в двигатель на характеристики прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Рассмотрена возможность расширения диапазона эксплуатации прямооточного воздушно-реактивного двигателя классической схемы до скоростей полета, равным числу Маха 5. Проведен анализ существующих разработок. Изложены и обоснованы результаты расчетов по влиянию впрыска воды на входе в прямооточный воздушно-реактивный двигатель на параметры рабочего тела по тракту двигателя и его тяговые характеристики. Применение полученных результатов позволит повысить термодинамическую эффективность и расширить диапазон эксплуатации прямооточных воздушно-реактивных двигателей при использовании материалов, освоенных в производстве авиационных газотурбинных двигателей, а также сократить сроки создания конкурентоспособных двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов за счет целенаправленного поиска их рационального термодинамического и конструктивно-геометрического облика.

Ключевые слова: летательный аппарат, беспилотный летательный аппарат, транспортно-космическая система, прямооточный воздушно-реактивный двигатель, рабочее тело, силовая установка, впрыск воды, характеристики двигателя, тяга.

Введение

Постановка проблемы и анализ публикаций.

К. Э. Циолковский допускал два параллельных направления развития транспортных космических систем (ТКС), одно из которых было ориентировано на ракеты, другое – на космические самолеты с воздушно-реактивным двигателем (ВРД) [1]. Однако до настоящего времени так и не создано, с точки зрения технических возможностей и коммерческой выгоды, эффективных многоразовых транспортных космических систем с ВРД в качестве первой разгонной ступени [2].

В освоении ключевых технологий, которые позволят создать в ближней перспективе многоразовую ТКС со сверхзвуковым самолетом-разгонщиком и вариантом космической ступени в виде орбитального самолета, наиболее преуспели Соединенные Штаты Америки (США).

В 2010 году США произвели запуск в космос полностью возвращаемого крылатого орбитального самолета X-37 (22.04.2010 г.), который спустя 244 суток совершил успешную посадку (03.12.2010 г.), рис. 1. В том же году были проведены летные испытания гиперзвукового летательного аппарата X-51 (полет состоялся 26.06.2010 г. на высоте $H_{П} = 20$ км со скоростью $M_{П} = 5$), рис. 2.

В Российской Федерации выполняются аналогичные работы по развитию данного направления – проекты «МАКС» и «Молот» (рис. 3) [2].



Рис. 1. Многоразовый беспилотный орбитальный самолет X-37B

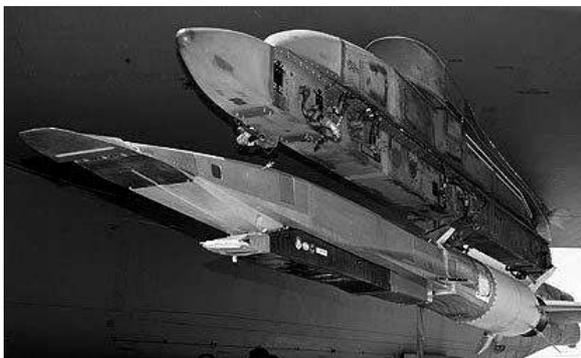


Рис. 2. Крылатая ракета больших сверхзвуковых скоростей X-51

Уровень авиационных технологий в Украине также позволяет разрабатывать прототипы ТКС [3].

Однако для этого необходимо четкое определение состава силовой установки [4], которая понадобится в будущем, причем ставить задачу необходимо сейчас, так как ее разработка это длительный процесс [5, 6].

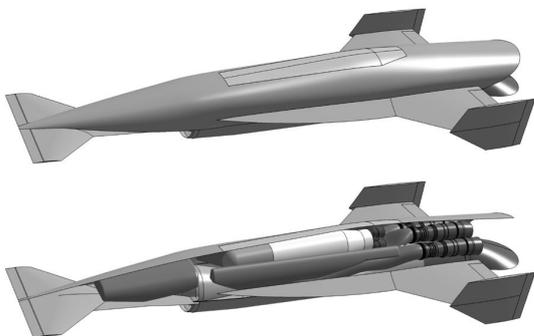


Рис. 3. Беспилотный гиперзвуковой самолет-разгонщик проекта «Молот»

На примере проекта «Молот» рассмотрим проблемы, возникающие во время создания силовой установки (СУ). Отличительными требованиями к самолету-разгонщику ТКС являются самолетные взлет и посадка с существующих аэродромов и необходимость совершения полета при числах Маха, меньших Маха запуска ПВРД $M_{II} < 1,8...2,0$. Это определяет тип и состав комбинированной силовой установки самолета-разгонщика, имеющей в своем составе прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) и турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) [2, 4].

На рис. 4 изображены области горизонтального установившегося полета самолета-разгонщика проекта «Молот» для средних масс по участкам траектории при использовании ТРДДФ и ПВРД.

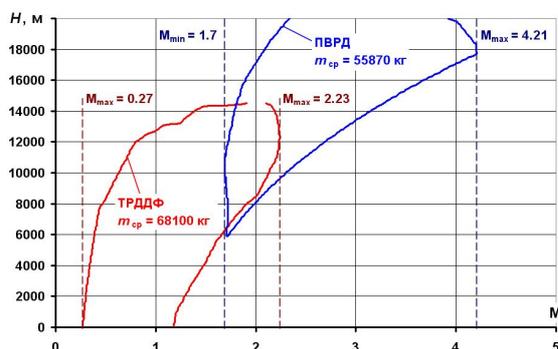


Рис. 4. Области горизонтального установившегося полета самолета-разгонщика проекта «Молот» для средних масс по участкам траектории

Рис. 4 иллюстрирует необходимость обеспечения потребных тяг ПВРД в широком диапазоне чисел Маха.

Проанализировав рис. 4 был сделан вывод, что диапазон эксплуатации ПВРД самолета-разгонщика «Молот» формирует два ограничения (рис. 5):

- ограничение по скоростному напору ($q \sim 11800 \text{ кгс/м}^2$);
- ограничение по температуре заторможенного потока на входе в ПВРД ($t_{3 \text{ max}}^* \sim 700 \text{ }^\circ\text{C}$).

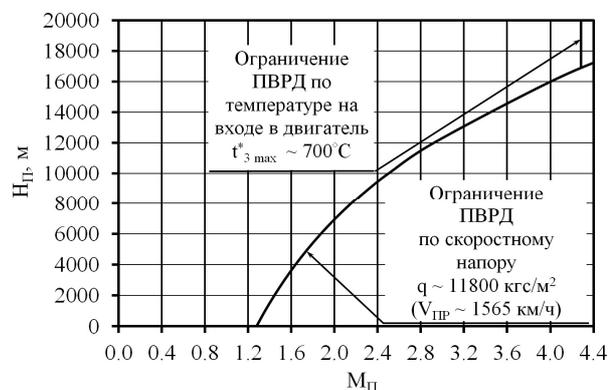


Рис. 5. Ограничения диапазона эксплуатации самолета-разгонщика проекта «Молот»

Температура заторможенного потока T_{3}^* на входе в двигатель растет при увеличении скорости полёта M_{II} :

$$T_0^* = T_1^* = T_2^* = T_3^* = T_0 \cdot \left(1 + \frac{k+1}{2} \cdot M_{II}^2\right), \quad (1)$$

где T_0 – статическая температура атмосферного воздуха при заданных условиях полета, К;

k – коэффициент адиабаты.

При температуре рабочего тела $t_{3 \text{ max}}^* \geq 700 \text{ }^\circ\text{C}$ уже нерационально использовать его для охлаждения элементов конструкции камеры сгорания и реактивного сопла, изготовленных из материалов, освоенных в производстве ГТД.

Поэтому именно материалы конструкции двигателя определяют ограничение по максимально допустимой температуре заторможенного потока на входе в двигатель $T_{3 \text{ max}}^*$ и следовательно по высоте и скорости полета.

Таким образом, ограничение по скоростному напору определяет непосредственно конструкция летательного аппарата (ЛА). Поэтому без конструктивных изменений ЛА расширение диапазона эксплуатации осуществить невозможно. Что касается ограничения диапазона эксплуатации по температуре заторможенного потока на входе в двигатель, то его можно расширить путем охлаждения рабочего тела до необходимой температуры.

В работах [7, 8] изложены результаты исследований по возможности расширения диапазона эксплуатации ВРД (и ПВРД в частности) путем впрыска воды на входе в двигатель.

Целью данной работы является исследование влияния впрыска воды на входе в двигатель на характеристики ПВРД.

Следует отметить тот факт, что при обилии работ по влиянию впрыска воды в проточную часть ГТД [9 – 12] в открытой печати не встречается информации о впрыске воды на входе в ПВРД для расширения его диапазона эксплуатации.

Постановка задачи

К основным задачам исследования можно отнести:

- решение задачи увеличения скоростных характеристик ПВРД при помощи впрыска воды [8, 13];
- исследование влияния впрыска воды на изменение параметров рабочего тела по тракту двигателя;
- исследование влияния впрыска воды на изменение тяговых характеристик ПВРД.

Работа ПВРД рассматривается в диапазоне скоростей 2 – 5 Махов и высот 15 – 40 км.

Эксплуатация ПВРД не должна требовать создания специальной инфраструктуры на аэродромах, а обеспечиваться существующей базой, что расширяет географию применения ЛА с их применением.

Для решения поставленных задач использованы научные методы и теории: рабочих процессов ВРД, системного анализа, математического моделирования, вычислительной математики и систем автоматического проектирования.

Основной материал

На рис. 6 представлена расчетная схема исследуемого ПВРД.

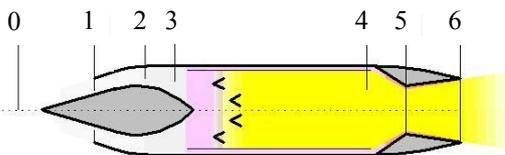


Рис. 6. Расчетная схема ПВРД:

- 0 – атмосферные условия; 1 – вход в воздухозаборник; 2 – выход из воздухозаборника и вход в диффузор; 3 – выход из диффузора и вход в камеру сгорания; 4 – выход из камеры сгорания и вход в реактивное сопло; 5 – критическое сечение реактивного сопла; 6 – выход (срез) реактивного сопла

В работе [2] представлены аэродинамические характеристики самолета-разгонщика проекта «Молот».

При сохранении значения тяговооруженности \bar{R} самолета-разгонщика проекта «Молот» [2] опре-

делена взлетная масса $G_{взл}$ ЛА при использовании ТРДДФ разработки ГП «Ивченко-Прогресс»:

$$G_{взл} = \frac{R_{взл}}{\bar{R}} \cdot z_{дв}, \quad (2)$$

где $R_{взл}$ – взлетная тяга одного ТРДДФ разработки ГП «Ивченко-Прогресс», Н;

$z_{дв}$ – количество двигателей на ЛА, шт..

Известно, что лобовое сопротивление X_a должно быть уравновешено силой тяги R силовой установки [14]:

$$R = X_a = C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_{\text{эд}}, \quad (3)$$

где C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления ЛА;

ρ – плотность воздуха, кг/м³;

V – скорость полета, м/с;

$S_{\text{кр}}$ – площадь крыла, м².

Из (3) определена площадь крыла $S_{\text{кр}}$.

При известных значениях площади крыла $S_{\text{кр}}$, аэродинамического качества K , коэффициента подъемной силы C_{ya} [2] и массы ЛА по мере выработки топлива G были определены (путем решения системы уравнений (3) и (5)) значения потребных тяг ПВРД для исследуемых точек.

$$G = Y_a = C_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_{\text{кр}} \cdot (4)$$

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}} = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{G}{R}. \quad (5)$$

Для проведения исследований разработана математическая модель (ММ) ПВРД. Ввиду отсутствия в работе [2] информации о расчетной точке ПВРД и его геометрических характеристиках (указан внешний диаметр ПВРД – 3 м), в качестве расчетной точки принята точка $H_{\text{п}} = 8460$ м; $M_{\text{п}} = 2,23$.

Данная точка выбрана расчетной по следующим причинам (рис. 4):

- большее по отношению с высотными точками значение приведенного расхода воздуха (позволяет определить геометрические размеры ПВРД);
- в данной точке происходит отключение ТРДДФ, т.е. значение тяги ПВРД должно полностью обеспечить потребности ЛА для осуществления полета.

Потребная площадь на входе в двигатель S_3 рассчитывается из условия, чтобы приведенная скорость рабочего тела на входе в двигатель находилась в диапазоне $\lambda = 0,25 \dots 0,30$ [13]. Такие значения приведенной скорости гарантируют устойчивую работу двигателя.

На рис. 7 отображена область проведения исследования по влиянию впрыска воды на характеристики ПВРД.

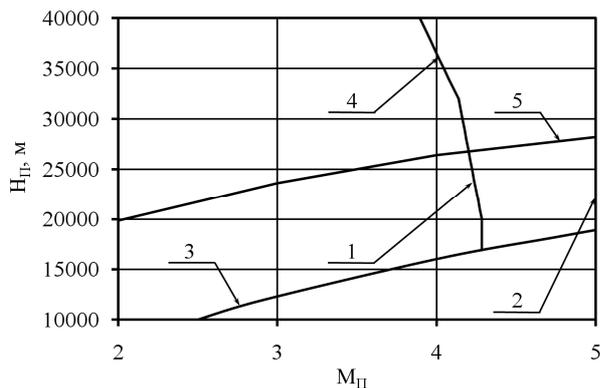


Рис. 7. Область проведения исследования по влиянию впрыска воды на прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) при установившемся горизонтальном полёте ЛА:

- 1 – диапазон эксплуатации ПВРД без впрыска воды;
- 2 – диапазон эксплуатации ПВРД с впрыском воды;
- 3 – ограничение по скоростному напору $q \sim 11800 \text{ кг/м}^2$ ($V_{ПР} \sim 1565 \text{ км/ч}$);
- 4 – ограничение ПВРД по температуре на входе в двигатель $t^*_{3 \text{ max}} \sim 700^\circ\text{C}$;
- 5 – ограничение по $c_{y \text{ max}}$.

Из рис. 7 видно, что расширить диапазон эксплуатации ЛА с установившимся горизонтальным полётом до $H_{П} = 40000 \text{ м}$ без изменения конструктивного облика ЛА невозможно, так как увеличению высоты полета препятствует ограничение по $c_{y \text{ max}}$. Данное ограничение можно объяснить уменьшением скоростного напора с ростом высоты, что при неизменном значении площади крыла $S_{кр}$ и максимальном значении коэффициента подъёмной силы $c_{y \text{ max}}$ не позволяет осуществить установившийся горизонтальный полет ЛА с заданной массой (4).

На рис. 8-12 представлены зависимости изменения отношения параметров ПВРД с впрыском воды к параметрам ПВРД без впрыска.

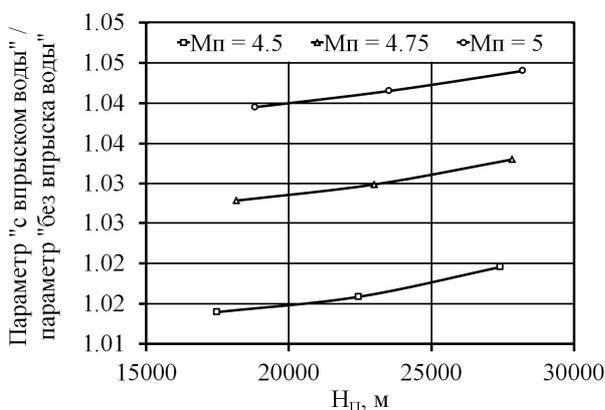


Рис. 8. Зависимость изменения приведенного расхода воздуха $G_{1 \text{ пр}}$

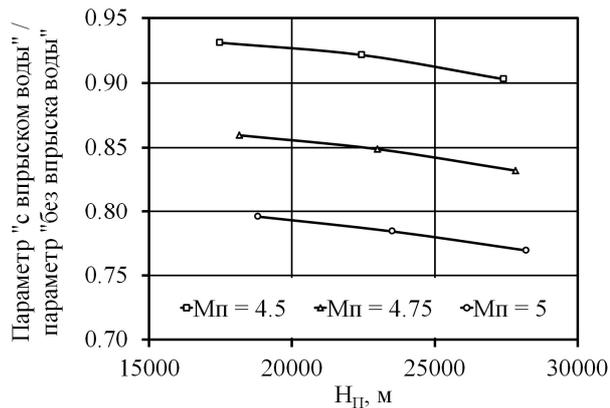


Рис. 9. Зависимость изменения температуры заторможенного потока T^*_2

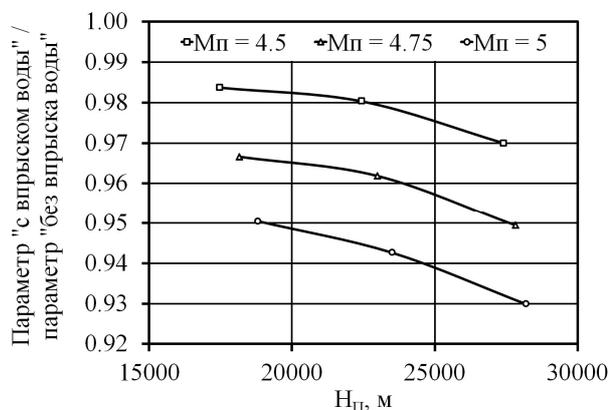


Рис. 10. Зависимость изменения температуры заторможенного потока T^*_4

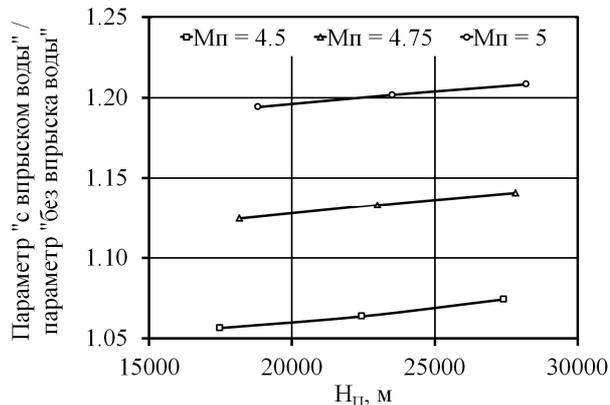


Рис. 11. Зависимость изменения отношения температур заторможенного потока T^*_4 / T^*_3

Расчеты проводились при условии обеспечения потребной тяги для заданных условий полета ЛА. Т.е. для заданных условий полета ЛА тяга ПВРД без впрыска воды равна тяге ПВРД с впрыском воды.

Температура воды впрыскиваемой на входе в ПВРД составляет $t = 20^\circ\text{C}$.

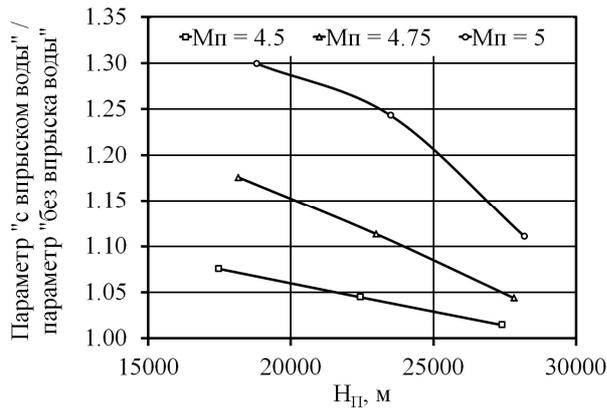


Рис. 12. Зависимость изменения удельного расхода топлива $C_{уд}$

Рис. 8 демонстрирует, что при применении впрыска воды увеличивается приведенный расход воздуха на входе в двигатель. Прирост расхода объясняется ростом плотности с понижением температуры рабочего тела.

На рис. 12 видно, что применение впрыска воды приводит к увеличению удельного расхода топлива. Это объясняется ростом степени повышения температуры рабочего тела T^*_4 / T^*_3 (рис. 11) в связи с низкой температурой заторможенного потока на входе в камеру сгорания (КС) T^*_3 .

В то же время из рис. 10 видно, что при применении впрыска воды абсолютное значение температуры заторможенного потока на выходе из КС T^*_4 ниже. Это говорит о том, что КС работает в более «легких» условиях, чем в случае отсутствия впрыска воды.

Выводы

Проведенный авторами комплекс научно-исследовательских работ по вопросу впрыска воды на входе в ПВРД позволяет сделать следующие выводы:

1. Впрыск воды позволит решить задачу расширения диапазона эксплуатации ПВРД при применении материалов, освоенных в производстве авиационных ГТД.
2. Скрытая теплота испарения воды требует дополнительного расхода топлива, и поэтому $C_{уд}$ ухудшается.
3. Впрыск воды обеспечивает работу ПВРД в менее термонапряженных условиях.
4. Применение системы впрыска воды приведет к усложнению конструкции воздухозаборника и системы автоматического управления.
5. Расходуемая мощность на нагнетание воды для впрыска не имеет отношения к характеристикам двигателя, так как жидкая вода – вещество несжимаемое и, следовательно, потребность в указанной мощности невелика. Несмотря на это, вес материально-технического обеспечения и вес необходимой

воды для снижения температуры на входе в ПВРД отрицательно сказывается на дальности и продолжительности полета ЛА.

6. Для предотвращения проблемы эрозии необходимо применять для впрыска дистиллированную воду.

Полученные результаты показывают имеющийся потенциал в применении впрыска воды на входе в ПВРД.

Литература

1. Балашов, В. В. Космическая транспортная система К. Э. Циолковского – взгляд спустя столетие [Электронный ресурс] / В. В. Балашов, Т. Н. Желнина. – Режим доступа: <http://readings.gmik.ru/lecture/2005-KOSMICHE-SKAYA-TRANSPORTNA-YA-SISTEMA-K-E-TSIOLKOVSKOGO-VZGLYAD-SPUSTYA-STOLETIE> – 2005 г.
2. Макеич, Г. С. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбопрямоточной силовой установкой [Электронный ресурс] / Г. С. Макеич, М. Ю. Тюкаев, Я. Н. Чибисов. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075> – 2012 г.
3. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы [Текст] / Д. С. Калинин, А. В. Аксёненко, А. Э. Кашианов [и др.] // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2012. – № 4(91). – С. 27–33.
4. Улитенко, Ю. А. Проблемы выбора схемы силовой установки для первой ступени транспортно-космической системы [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2013. – № 8 (105). – С. 25–30.
5. Разработка концепции создания силовой установки на базе ТРДД АИ-222-25Ф для полетов со скоростями 0...6 М на высотах до 25...40 км. [Текст] : отчет о НИР Т/о № 53/2012 / В. М. Меркулов [и др.]. – Запорожье, ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко». – 2012. – 10 с.
6. Определение облика прямоточного воздушно-реактивного двигателя для транспортно-космической системы [Текст] : отчет о НИР, Т/о № 127/2016 / И. И. Карпачев [и др.]. – Запорожье, ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко». – 2016. – 13 с.
7. Улитенко, Ю. А. Модернизация турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания путем впрыска воды в проточную часть воздухозаборника [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Вестник двигателестроения*. – 2014. – № 2. – С. 122–129.
8. Улитенко, Ю. А. Расширение диапазона эксплуатации прямоточных воздушно-реактивных двигателей путем впрыска воды на входе в двигатель [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Системи озброєння і військова*

техника : зб.наук.пр. ХУВС. – Вип. 2(46). – X., 2016. – С. 158-163.

9. Малахов, А. В. Исследование методами численного моделирования форсирования судового газотурбинного двигателя впрыском воды [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.08.05 / А. В. Малахов. – Николаев, 1994. – 18 с.

10. Скворцов, А. В. Повышение параметров газотурбинных установок путём впрыска воды в проточную часть и оптимизации рабочего процесса в компрессоре [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.04.12 / Скворцов Александр Всеволодович. – С.-Петербург : 2010. – 173 с.

11. Динь Тьен Зунг. Влияние впрыска воды в компрессор на характеристики газотурбинных энергетических установок [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : спец. 01.04.14 / Динь Тьен Зунг – М., 2013. – 23 с.

12. Хамза Насир Хамид Хамза. Оптимизация впрыска воды в тракт проточной части газотурбинной установки, работающей в условиях Ирака [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.14.14 / Хамза Насир Хамид Хамза. – Николаев, 2015. – 152 с.

13. Шляхтенко, С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1975. – 567 с.

14. Беспилотные летательные аппараты. Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик [Текст] / В. М. Ильюшко, М. М. Митрахович, А. В. Самков [и др.]. – К. : Изд. дом Аванпост-прим, 2009. – 301 с.

References

1. Balashov, V. V., Zhelnina, T. N. Kosmicheskaja transportnaja sistema K. Je. Ciolkovskogo – vzglyad spustja stoletie [Space transportation system K. E. Tsiolkovsky – view a century later]. Gosudarstvennyj muzej istorii kosmonavtiki im. K. J. Ciolkovskogo. Nauchnye chtenija pamjati K. J. Ciolkovskogo. Sekcija «Problemy raketnoj i kosmicheskoy tehniki», 2005. [The global pharmaceutical industry]. Available at: <http://readings.gmik.ru/lecture/2005-KOSMICHESK-AYA-TRANSPORTNAYA-SISTEMA-K-E-TSIOLKOVSKOGO---VZGLYAD-SPUSTYA-STOLETIE> (Accessed 2005).

2. Makeich, G. S., Tjukaev, M. J., Chibisov, J. N. Proekt «Molot» giperzvukovogo bespilotnogo samoletarazgonshhika s kombinirovannoj jekrannoj turboprjamochnoj silovoj ustanovkoj [Project «Hammer» hypersonic pilotless aircraft responsice combined display Turboremont power plant]. Trudy MAI, 2012, vol. 51. [The global pharmaceutical industry]. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075> (Accessed 2012).

3. Kalinichenko, D. S., Aksjonenko, A. V., Kasha-nov, A. J. Metodicheskij podhod k proektirovaniju transportno-kosmicheskoy sistemy [Methodical approach to the design of transport and space systems]. Aviatsiyno-kosmichna tekhnika i tekhnolohiya –Aviation and space technique and technology, 2012, vol. 4 (91), pp. 27-33.

4. Ulitenko, J. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. Problemy vybora shemy silovoj ustanovki dlja pervoj stupeni transportno-kosmicheskoy sistemy [Problems of selection of configuration for powerplant intended for space transportation system stage 1]. Aviatsiyno-kosmichna tekhnika i tekhnolohiya, 2013, vol. 8, pp. 25-30.

5. Merkulov, V. M. Razrabotka koncepcii sozdaniya silovoj ustanovki na baze TRDD AI-222-25F dlja poletov so skorostjami 0...6 M na vysotah do 25...40 km. [The development of the concept of power plants based on turbofan AI-222-25F for flights to the soon-, 0...6 M at heights of up to 25...40 km]. Zaporozhye, State enterprise "Zaporozhye machine-building design Bureau "Progress" named after academician A. G. Ivchenko" Publ., 2012. 10 p.

6. Karpachev, I. I. Opredelenie oblika prjamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelja dlja transportno-kosmicheskoy sistemy [Definition of the ramjet engine for transport and space systems]. Zaporozhye, State enterprise "Zaporozhye machine-building design Bureau "Progress" named after academician A. G. Ivchenko" Publ., 2016. 13 p.

7. Ulitenko, J. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. Modernizacija turboreaktivnogo dvuhkonturnogo dvigatelja s forsazhnoj kameroy sgoranija putem vpryska vody v protochnuju chast' vozduhozabornika [Modernization of the turbofan engine with afterburner combustion by water injection into air intake duct]. Vestnik dvigatelestroenija, 2014, no. 2, pp. 122-129.

8. Ulitenko, J. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. Rasshirenie diapazona jekspluatacii prjamotochnyh vozdušno-reaktivnyh dvigatelej putem vpryska vody na vhode v dvigatel' [The expansion of the range of operation of ramjet engines by water injection at the inlet to the engine]. Systemy ozbrojenija i viys'kova tekhnika – Weapons systems and military equipment, 2016, vol. 2 (46), pp. 158-163

9. Malahov A.V. Issledovanie metodami chislen-nogo modelirovanija forsirovanija sudovogo gazoturbinnogo dvigatelja vpryskom vody. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Study by numerical simulations the forcing of ship gas turbine engine water injection. Avtoref. PhD thesis]. Nizhny Novgorod, Volga state Academy of water transport Publ., 1994. 18 p.

10. Skvorcov A.V. Povyshenie parametrov gazoturbinnih ustanovok putjom vpryska vody v protochnuju chast' i optimizacii rabocheho processa v kompressore. Diss. kand. tekhn. nauk [Improving the parameters of gas turbines by water injection to the flow path and optimize the workflow in compressor. PhD thesis]. St. Petersburg, 2010. 173 p.

11. Din' T'en Zung. Vlijanie vpryska vody v kompressor na harakteristiki gazoturbinnih jenergeticheskikh ustanovok. Avtoref. dys. kand. tekhn. nauk [The influence of water injection into the compressor characteristics in gas turbine power plants. Avtoref. PhD thesis]. Moscow, Moscow aviation Institute Publ., 2013. 23 p.

12. Hamza Nasir Hamid Hamza. Optimizacija vpryska vody v trakt protochnoj chasti gazoturbinnih ustanovki, robotajushhej v uslovijah Iraka. Diss. kand.

tekhn. nauk [Optimization of water injection into the tract of the flow part of gas-turbine installations operating under conditions of Iraq. PhD thesis]. Novocherkassk, 2015. 152 p.

13. Shljahenko, S. M. *Teoriya vozdushno-reaktivnykh dvigatelej* [Theory of jet engines]. Moscow, Mechanical Publ., 1975. 567 p.

14. Il'jushko, V. M., Mitrahovich, M. M., Samkov, A. V. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Metodiki priblizhennykh raschetov osnovnykh parametrov i harakteristik* [Unmanned aerial vehicles. Methods of approximate calculations of the main parameters and characteristics]. Kiev, Outpost-approx Publ., 2009. 301 p.

Поступила в редакцию 31.03.2016, рассмотрена на редколлегии 16.06.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВПЛИВ ВПОРСКУВАННЯ ВОДИ НА ВХОДІ У ПРЯМОТОЧНИЙ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИЙ ДВИГУН НА ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко

У даній статті коротко розглянутий вплив впорскування води на вході в двигун на характеристики прямомоточного повітряно-реактивного двигуна. Розглянута можливість розширення діапазону експлуатації прямомоточного повітряно-реактивних двигунів класичної схеми до швидкостей польоту, рівним числу Маха 5. Проведений аналіз існуючих розробок. Викладені та обґрунтовані результати розрахунків впливу впорскування води на вході в прямомоточний повітряно-реактивний двигун на параметри робочого тіла по тракту двигуна і його тягові характеристики. Застосування одержаних результатів дозволить підвищити термодинамічну ефективність і розширити діапазон експлуатації прямомоточних повітряно-реактивних двигунів при використанні матеріалів, освоєних у виробництві авіаційних газотурбінних двигунів, а також скоротити терміни створення конкурентоспроможних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного і конструктивно-геометричного вигляду.

Ключові слова: літальний апарат, безпілотний літальний апарат, транспортно-космічна система, прямомоточний повітряно-реактивний двигун, робоче тіло, силова установка, впорскування води, характеристики двигуна, тяга.

THE EFFECT OF WATER INJECTION AT THE INLET OF RAMJET ENGINE ON ITS CHARACTERISTICS

Yu. A. Ulitenko, A. V. Yelansky, I. F. Kravchenko

This article briefly examines the impact of water injection at the inlet to the engine on the characteristics of the ramjet engine. Possibility of extension of range of operation of ramjet engine classic design to flight speeds equal to Mach number 5. The analysis of existing developments. Stated and justified the results of calculations on the effect of water injection at the inlet of ramjet engine to the parameters of the working medium in the path of the engine and traction characteristics. The results of the project will improve thermodynamic efficiency and to extend the range of operation of ramjet engines in the application of materials utilized in the production of aircraft gas turbine engines, and to reduce terms of creation of competitive engines for high speed aircraft through a targeted search of their rational thermodynamic and structural-geometrical shape.

Key words: aircraft, unmanned aerial vehicle, space transportation system, ramjet engine, working medium, propulsion system, water injection, engine performance, thrust.

Улітенко Юрій Александрович – інженер-конструктор 1 категорії ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: y.ulitenko@gmail.com.

Єланський Александр Витальевич – канд. техн. наук, начальник бригади перспективних розробок ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

Кравченко Ігорь Федорович – д-р техн. наук, доцент, Директор-Генеральний конструктор ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: kravchenko@ivchenko-progress.com.

Ulitenko Yurii Aleksandrovich – first category designer, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: y.ulitenko@gmail.com.

Elanskii Aleksandr Vitalevich – Candidate of Technical Science, the head of the brigade advanced development, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

Kravchenko Igor Fedorovich – Doctor of Technical Science, Director-Designer General, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: kravchenko@ivchenko-progress.com.