

УДК 629.7.083

Ю.А. Улитенко, А.В. Еланский, И.Ф. Кравченко

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье

## РАСШИРЕНИЕ ДИАПАЗОНА ЭКСПЛУАТАЦИИ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПУТЕМ ВПРЫСКА ВОДЫ НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ

В данной статье кратко рассмотрена возможность расширения диапазона эксплуатации прямооточных воздушно-реактивных двигателей для беспилотных летательных аппаратов при помощи впрыска воды на входе в двигатель. Изложены и обоснованы результаты расчетов по определению потребного расхода воды для охлаждения рабочего тела до необходимой температуры и по влиянию впрыска воды на параметры рабочего тела на входе в двигатель. Применение полученных результатов позволит расширить диапазон эксплуатации прямооточных воздушно-реактивных двигателей при применении 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, воздушно-реактивный двигатель, газотурбинный двигатель, прямооточный воздушно-реактивный двигатель, рабочее тело, силовая установка, впрыск воды, воздухозаборник.

### Введение

**Постановка проблемы.** Начиная с 30-годов между Соединенными Штатами Америки и Советским Союзом велись работы на опережение по созданию крылатых ракет (КР), прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) и транспортно-космических систем (ТКС). Однако до настоящего времени так и не создано, с точки зрения технических возможностей и коммерческой выгоды, эффективных многоцветных ТКС. Необходимость создания таких космических носителей ясно просматривается при анализе рынка запусков. Объем рынка на протяжении последних 10 лет составляет 60-80 пусков в год, при средней стоимости вывода одного килограмма груза на низкую круговую орбиту ( $H_{\text{П}} = 200$  км) 10000 \$. Минимальное значение данного критерия составляет около 3500 \$ для глубоко освоенных в производстве эксплуатации ракет-носителей.

На фоне данной ситуации в мировой космонавтике Соединенные Штаты Америки (США) в 2010 г. продемонстрировали успешность новых многоцветных технологий. Состоялся 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. Также были проведены летные испытания гиперзвукового летательного аппарата X-51 (полет состоялся 26.06.2010 г. на высоте  $H_{\text{П}} = 20$  км со скоростью  $M_{\text{П}} = 5$ ), рис. 2. Таким образом, США владеет ключевыми технологиями, которые позволяют создать в ближней перспективе многоцветную авиационно-

космическую систему со сверхзвуковым самолетом-разгонщиком и вариантом космической ступени в виде орбитального самолета [1].



Рис. 1. Многоцветный беспилотный орбитальный самолет X-37В

На сегодняшний день существующий уровень авиационных технологий в Украине позволяет разрабатывать прототипы беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) (в том числе и ТКС [2]) для сверхзвуковых скоростей полета. Однако для этого необходимо четкое определение состава силовой установки [3], которая понадобится в будущем, причем ставить задачу необходимо сейчас, так как ее разработка это длительный процесс [4, 5].

При проектировании ПВРД следует учитывать ряд факторов определяющих диапазон эксплуатации ПВРД и летательного аппарата (ЛА) в целом.

Одним из факторов является увеличение температуры заторможенного потока  $T_{\text{Н}}^*$  на входе в двигатель при увеличении скорости полета  $M_{\text{П}}$ .

$$T_{\text{Н}}^* = T_{\text{Н}} \cdot \left(1 + \frac{k+1}{2} \cdot M_{\text{П}}^2\right) \quad (1)$$

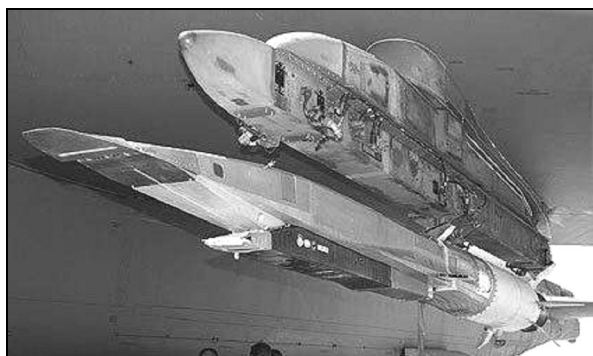


Рис. 2. Крылатая ракета больших сверхзвуковых скоростей X-51

Так при числе Маха 4,163 (при  $H_{\Pi} \sim 30000$  м) значение  $T^*_H$  составляет 973 К. Такое значение температуры рабочего тела уже не позволяет использовать его для охлаждения элементов конструкции камеры сгорания и реактивного сопла, изготовленных из материалов, освоенных в производстве ГТД.

Таким образом, именно материалы конструкции двигателя, выбор которых является многокритериальной задачей, определяют ограничение по максимально допустимой температуре заторможенного потока на входе в двигатель  $T^*_{H \max}$  и следовательно по высоте и скорости полета.

К основным показателям, которые анализирует конструктор во время выбора материалов, относятся:

- прочность;
- надежность;
- технологичность;
- доступность;
- низкая стоимость.

Также учитывается возможность обеспечения критерия минимальной массы конструкции.

Однако данные показатели и критерии зачастую являются взаимоисключающими друг друга. Температурный диапазон работы современных материалов очень широк – от  $t = 269$  °С до  $t = 1000$  °С (в отдельных случаях до  $t = 2500$  °С). Для обеспечения работоспособности конструкции ПВРД конструктору возможно подобрать необходимый для условий эксплуатации жаропрочный материал. Однако это приведет к утяжелению конструкции и увеличению ее стоимости.

Поэтому, при проектировании двигателя, конструктору необходимо найти такие материалы, которые позволят выдержать соблюдение всех рассматриваемых показателей и критериев в допустимых пределах.

**Целью статьи** является исследование путей расширения диапазона эксплуатации ПВРД, в конструкции которого применяются материалы, освоенные в производстве авиационных двигателей.

**Анализ публикаций.** Анализ исследований данного направления, а также разработок был выполнен в работах [3 – 6].

## Постановка задачи

К основным задачам исследования можно отнести:

- оценка возможности решения проблемы увеличения скоростных характеристик ПВРД при помощи впрыска воды [7, 8];
- исследование влияния впрыска воды на изменение параметров рабочего тела (воздуха) на выходе из воздухозаборника ЛА;
- определение расхода воды для обеспечения охлаждения рабочего тела (воздуха) на входе в двигатель до заданной температуры [9].

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 расширит 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

В качестве охладителя была выбрана вода как наиболее распространенное и дешевое вещество.

Термодинамические свойства воды и водяного пара определены из [9].

Впрыск воды осуществляется в проточную часть воздухозаборника за замыкающим скачком уплотнения (рис. 3).

Для определения необходимого расхода воды, необходимой для охлаждения воздуха на входе в двигатель до заданной температуры (как сухого, так и влажного), разработана математическая модель воздухозаборника.

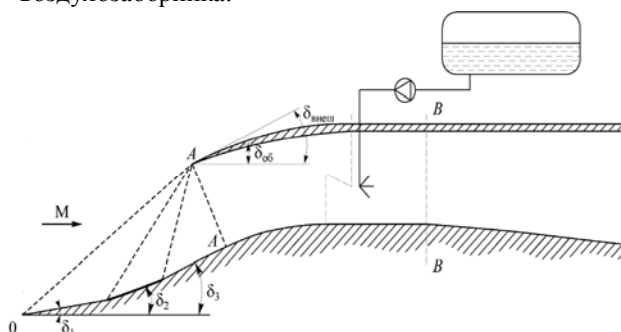


Рис. 3. Расчетная схема воздухозаборника с впрыском воды (А-А – замыкающий прямой скачок; В-В – сечение выхода из воздухозаборника или входа в двигатель)

Математическая модель позволяет осуществить термодинамические расчеты:

- в необходимом диапазоне высот и скоростей полета;

- при различных температурах впрыскиваемой воды;
- при различных температурах рабочего тела на входе в двигатель;
- с учетом и без учета потерь полного давления в воздухозаборнике (рис. 4);

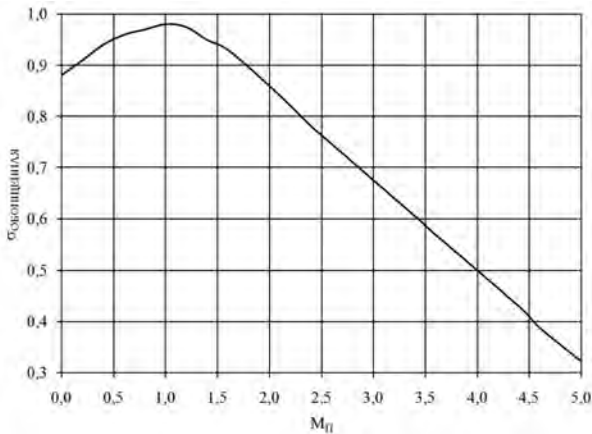


Рис. 4. Обобщенная характеристика воздухозаборника

- при различной настройке системы скачков (количество скачков уплотнения варьируется в диапазоне от 1 до 4);
- как для заданного расхода воздуха (2) на входе в воздухозаборник, так и для необходимой площади (3) на входе в двигатель (расход воздуха на входе в воздухозаборник и расход воды определяются итерационным методом).

Потребная площадь на входе в двигатель или потребный расход воздуха на входе в воздухозаборник рассчитывается из условия, чтобы приведенная скорость рабочего тела на входе в двигатель находилась в диапазоне  $\lambda = 0,25 \dots 0,30$  [8]. Такие значения приведенной скорости гарантируют устойчивую работу двигателя.

$$F = \frac{(G_{\text{воздуха}} + G_{\text{воды}}) \cdot \sqrt{T^*}}{m \cdot P^* \cdot q(\lambda)} ; \quad (2)$$

$$(G_{\text{воздуха}} + G_{\text{воды}}) = m \cdot \frac{P^*}{\sqrt{T^*}} \cdot q(\lambda) \cdot F . \quad (3)$$

В данной статье отображены результаты расчетов для воздухозаборника с системой, состоящей из 4 скачков уплотнения (рис. 3).

Для определения полного давления за замыкающим скачком использована зависимость, представленная на рис. 5 [11].

В основу расчета заложены законы сохранения масс и сохранения энергии [8, 11].

Изменение состояния воздуха после впрыска воды отображается через влагосодержание [10].

Предварительные расчеты потребного расхода воды для охлаждения 1 кг воздуха до температур

$t^*_{\text{вых max}} = 120 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $t^*_{\text{вых max}} = 200 \text{ }^\circ\text{C}$  и  $t^*_{\text{вых max}} = 300 \text{ }^\circ\text{C}$  при заданных условиях полета ЛА были отображены в работе [6].

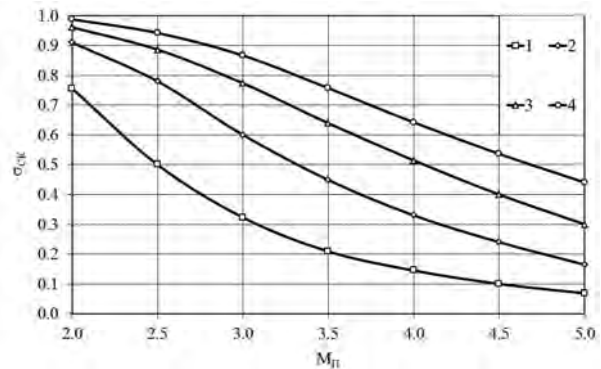


Рис. 5. Зависимости изменения потерь полного давления в системе скачков от скорости полета (МП)

На рис. 6 – 8 отображено изменение потребного расхода воды (при температуре  $t = 20 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $t = 30 \text{ }^\circ\text{C}$  и  $t = 40 \text{ }^\circ\text{C}$ ) для охлаждения 1 кг воздуха до температуры  $t^*_{\text{вых max}} = 700 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Из зависимостей, отображенных на рис. 6-8 видно, что применение системы впрыска воды в проточную часть воздухозаборника позволяет достичь снижение температуры до  $t^*_{\text{вых max}} = 700 \text{ }^\circ\text{C}$  на входе в двигатель во всем исследуемом диапазоне эксплуатации. Также видно, что с ростом температуры впрыскиваемой воды ( $t = 20 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $t = 30 \text{ }^\circ\text{C}$  и  $t = 40 \text{ }^\circ\text{C}$ ) увеличивается потребный расход воды для охлаждения 1 кг рабочего тела (воздуха).

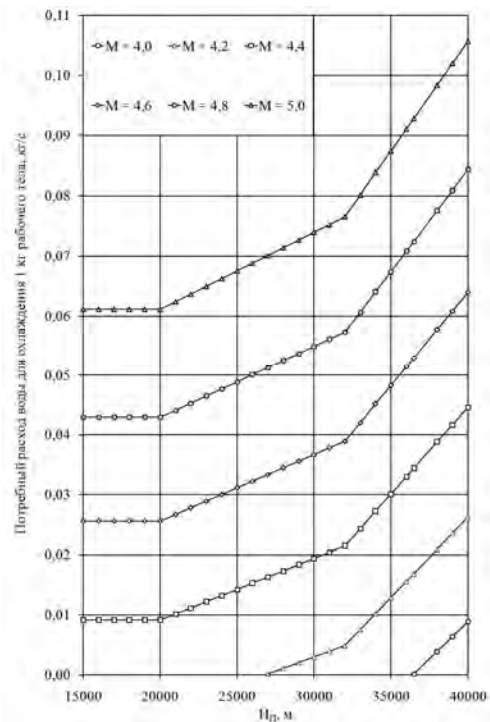


Рис. 6. Изменение потребного количества воды (при  $t = 20 \text{ }^\circ\text{C}$ ) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ( $t^*_{\text{вых max}} = 700 \text{ }^\circ\text{C}$ )

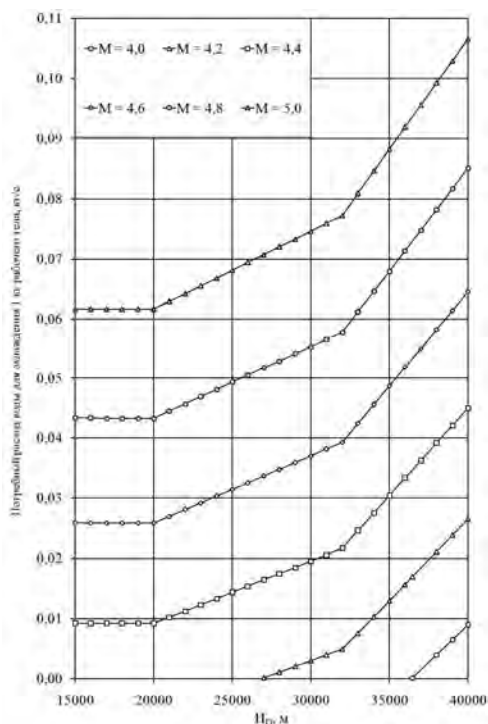


Рис. 7. Изменение потребного количества воды (при  $t = 30^{\circ}\text{C}$ ) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ( $t^*_{\text{вых max}} = 700^{\circ}\text{C}$ )

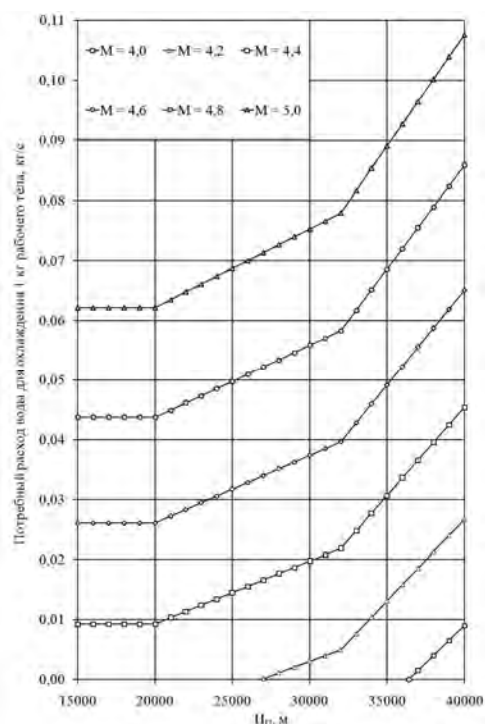


Рис. 8. Изменение потребного количества воды (при  $t = 40^{\circ}\text{C}$ ) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ( $t^*_{\text{вых max}} = 700^{\circ}\text{C}$ )

Впрыск воды с температурой более  $t = 40^{\circ}\text{C}$  мало эффективен по причине увеличения расхода воды на охлаждение 1 кг рабочего тела и падения статического давления с ростом высоты полета, что

приводит к понижению температуры кипения (рис. 9). Как следствие, в определенных условиях полета, вода с температурой выше  $t = 40^{\circ}\text{C}$  может попасть в проточную часть воздухозаборника с температурой большей, чем температура кипения, что приведет к передаче энергии от воды к рабочему телу и его подогреву.

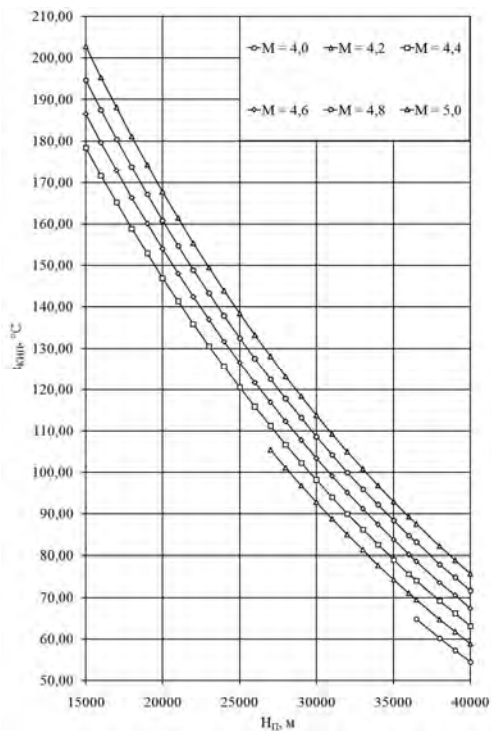


Рис. 9. Зависимость изменения температуры кипения воды от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике

На рис. 10 в относительном виде отображено влияние впрыска воды (при  $t = 20^{\circ}\text{C}$ ) на расходную характеристику воздухозаборника при скорости полета  $M_{П} = 5$ .

Из рис. 10 видно, что при поддержании на входе в двигатель постоянной приведенной скорости ( $\lambda = \text{const}$ ), впрыск воды увеличивает потребный расход воздуха через воздухозаборник.

Однако, при отсутствии впрыска воды, потребный расход воздуха через воздухозаборник уменьшится, что может привести к «помпажу».

Эту особенность необходимо учитывать при проектировании воздухозаборника.

Для предотвращения возникновения «помпажа» и согласования работы воздухозаборника, системы впрыска воды и двигателя необходимо применить в конструкции противопомпажные створки перепуска за горлом воздухозаборника, которые позволят сбрасывать избыток воздуха в атмосферу.

Для определения необходимого положения противопомпажных створок перепуска впрыск воды должен быть учтен при разработке системы регулирования воздухозаборника.

На рис. 11 в относительном виде отображено изменение потребного расхода воды на охлаждение всего рабочего тела по диапазону эксплуатации при температуре подаваемой воды  $t = 20^\circ\text{C}$ .

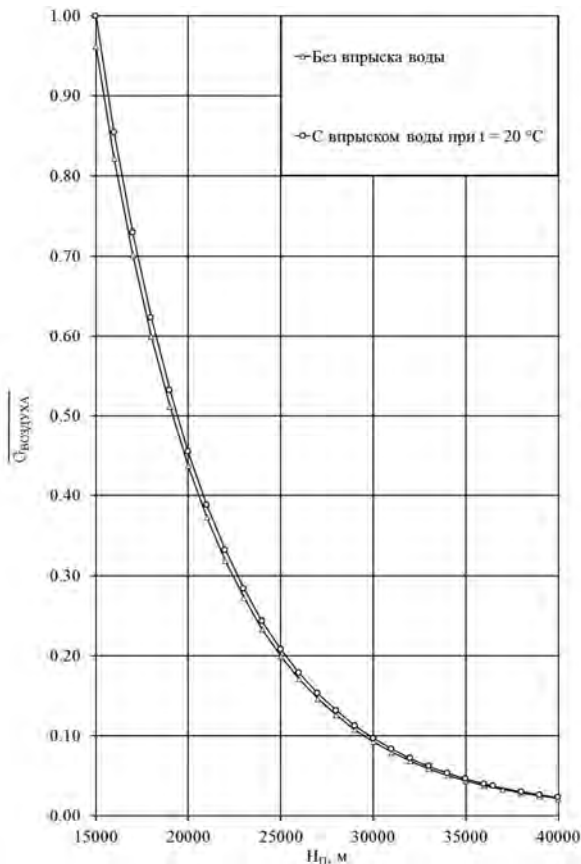


Рис. 10. Влияние впрыска воды на расходную характеристику воздухозаборника при скорости полета  $МП = 5$

Из рисунка видно, что с ростом высоты полета потребный расход воды (при  $t = 20^\circ\text{C}$ ) на охлаждение рабочего тела уменьшается.

## Выводы

Полученные результаты показывают имеющийся потенциал для данного направления исследований, что позволит расширить диапазон эксплуатации ПВРД при применении материалов освоенных в производстве авиационных ГТД, а также сократить сроки создания конкурентоспособных двигателей разработки ГП «Ивченко-Прогресс» для БПЛА и ТКС за счет целенаправленного поиска их рационального термодинамического и конструктивно-геометрического облика.

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

1. Чем ниже температура воды, тем меньше количество необходимо для охлаждения 1 кг рабочего тела.

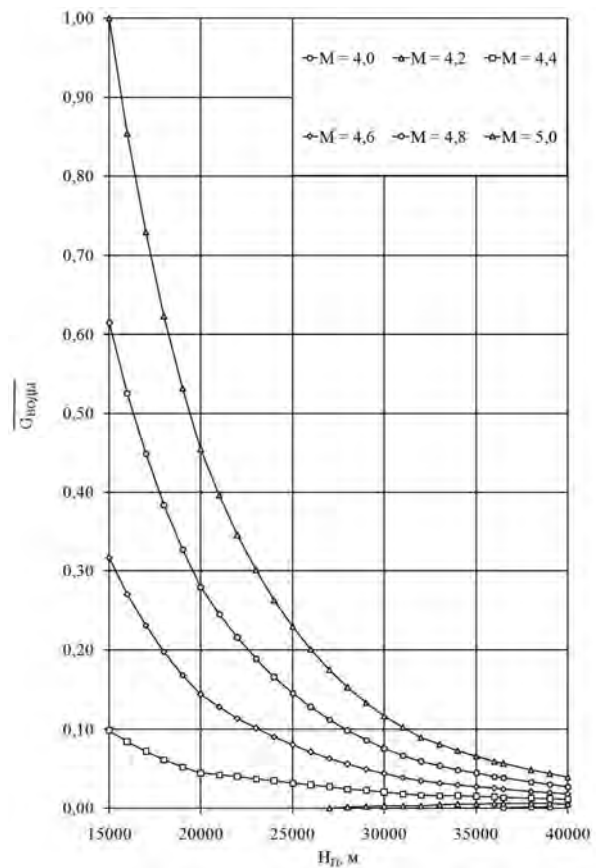


Рис. 11. Зависимость изменения потребного расхода воды (при  $t = 20^\circ\text{C}$ ) на охлаждение рабочего тела в зависимости от условий эксплуатации

2. Для поддержания необходимой и постоянной температуры во время впрыска в тракт воздухозаборника ( $t = 20^\circ\text{C}$ ,  $t = 30^\circ\text{C}$  и т.д.) необходимо применение термоизолированного бака, который утяжелит и усложнит конструкцию.

3. С увеличением скорости и высоты значительно увеличивается потребный расход охладителя для охлаждения 1 кг рабочего тела. Однако, с увеличением скорости и высоты полета уменьшается суммарный расход рабочего тела через воздухозаборник из-за чего потребный суммарный расход воды на охлаждение уменьшается.

Для оценки необходимого количества воды (объема бака) на борту ЛА необходимо выполнить расчеты по оценке расхода воды за полетный цикл.

4. Применение системы впрыска воды приведет к усложнению конструкции воздухозаборника и системы автоматического управления.

5. Вес и расход воды для снижения температуры на входе в двигатель отрицательно сказывается на дальности и продолжительности полета ЛА.

6. Применение системы впрыска воды на входе в двигатель не требует создания специальной дорогостоящей инфраструктуры на аэродромах, а позволяет воспользоваться существующей базой, что расширит географию применения ЛА с их применением.

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

Таким образом, возможность практического применения данной системы для увеличения скоростного диапазона эксплуатации двигателя вполне применима, но требует дополнительной и более детальной проработки в системе ПВРД.

### Список литературы

1. Макеич Г.С. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонника с комбинированной экранной турбо-прямоточной силовой установкой / Г.С. Макеич, М.Ю. Тюкаев, Я.Н. Чибисов // Электронный журнал «Труды МАИ» – М.: МАИ, 2012. – Вып. 51.
2. Калиниченко Д.С. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы / Д.С. Калиниченко, А.В. Аксёненко, А.Э. Кашинов и др. // *Авіаційно-космічна техніка і технологія* – Х.: НАКУ «ХАИ», 2012. – Вып. 4(91). – С. 27–33.
3. Улитенко Ю.А. Проблемы выбора схемы силовой установки для первой ступени транспортно-космической системы / Ю.А. Улитенко, А.В. Еланский, И.Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія* – Х.: НАКУ «ХАИ», 2013. – Вып. 8. – С. 25–30.
4. Разработка концепции создания силовой установки на базе ТРДД АИ-222-25Ф для полетов со скоростями 0...6 М на высотах до 25...40 км. / В.М. Меркулов [и др.]; Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко». – 3., 2012. – 10 с. – отчет о НИР, Т/о № 53/2012.
5. Определение облика прямоточного воздушно-реактивного двигателя для транспортно-космической

системы / И.И. Карпачев [и др.]; Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко». – 3., 2016. – 13 с. – отчет о НИР, Т/о № 127/2016.

6. Улитенко Ю.А. Модернизация турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания путем впрыска воды в проточную часть воздухозаборника / Ю.А. Улитенко, А.В. Еланский, И.Ф. Кравченко // *Вестник двигателестроения*. – 3.: 2014. – № 2. – С. 122–129.

7. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей / Г.С. Скубачевский. – М.: Машиностроение, 1974. – 521 с.

8. Шляхтенко С.М. Теория воздушно-реактивных двигателей / С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1975. – 567 с.

9. Ривкин С.Л. Термодинамические свойства воды и водяного пара / С.Л. Ривкин, А.А. Александров. – М.: Энергия, 1975. – 80 с.

10. Литвин А.М. Теоретические основы теплотехники / Литвин А.М. – М.-Л.: Энергия, 1964. – 367 с.

11. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики / [Стечкин Б.С., Казанджан П.К., Алексеев Л.П. и др.]. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. – 533 с.

Поступила в редколлегию 29.02.2016

**Рецензент:** д-р техн. наук, ст. научн. сотр. В.В. Логинов, Харьковский университет воздушных сил им. И. Кожедуба, Харьков.

### РОЗШИРЕННЯ ДІАПАЗОНУ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПРЯМОТОЧНИХ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ШЛЯХОМ ВПОРСКУВАННЯ ВОДИ НА ВХОДІ В ДВИГУН

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

У даній статті коротко розглянута можливість розширення діапазону експлуатації прямоточних повітряно-реактивних двигунів для безпілотних літальних апаратів за допомогою впорскування води на вході в двигун. Викладені та обґрунтовані результати розрахунків з визначення необхідної витрати води для охолодження робочого тіла до необхідної температури та з впливу впорскування води на параметри робочого тіла на вході в двигун. Застосування отриманих результатів дозволить розширити діапазон експлуатації прямоточних повітряно-реактивних двигунів за рахунок використання матеріалів, освоєних у виробництві авіаційних газотурбінних двигунів, а також скоротити терміни створення конкурентоздатних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного та конструктивно-геометричного вигляду.

**Ключові слова:** літальний апарат, безпілотний літальний апарат, транспортно-космічна система, повітряно-реактивний двигун, газотурбінний двигун, прямоточний повітряно-реактивний двигун, робоче тіло, силова установка, впорскування води, повітрезабірник.

### THE EXPANSION OF THE RANGE OF OPERATION OF RAMJET ENGINES BY WATER INJECTION AT THE INLET TO THE ENGINE

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

This article briefly discussed the possibility of expanding the range of operation of ramjet engines for unmanned aerial vehicles using water injection at the inlet to the engine. Stated and justified the results of calculations to determine the required water flow to cool the working fluid to the required temperature and the influence of water injection on the parameters of the working fluid at the inlet to the engine. The results of the project will expand the range of operation of ramjet engines due to the application of materials developed in the production of aircraft gas turbine engines, and to reduce terms of creation of competitive engines for high speed aircraft by the way of target searching of their rational thermodynamic and structural-geometrical shape.

**Keywords:** aircraft, unmanned aerial vehicle, space transportation system, jet engine, gas turbine engine, ramjet engine, working medium, propulsion system, water injection, air intake.