

Ю. А. УЛИТЕНКО*ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ С ВПРЫСКОМ ВОДЫ ЗА ВХОДНЫМ УСТРОЙСТВОМ

Создание перспективных высокоскоростных летательных аппаратов неразрывно связано с уровнем развития авиадвигателестроения, так как характеристики двигателя определяют возможности летательного аппарата в целом. Основными требованиями к двигателям высокоскоростных летательных аппаратов является увеличение скорости и высоты полета. С каждым новым поколением турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания повышаются их удельная тяга и удельный импульс, однако применение наукоемких технологий приводит к значительному увеличению стоимости двигателя. В то же время конструкция существующих двигателей имеет большие резервы для модернизации. Система впрыска воды на входе в турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания является одним из доступных способов совершенствования конструкции. Такие модернизированные двигатели теоретически позволяют удовлетворить требования конструкторов высокоскоростных летательных аппаратов в отношении тяги и других ключевых параметров, сохраняя в то же время преемственность с уже существующими типами силовых установок. В статье рассмотрена возможность расширения диапазона эксплуатации и кратковременного форсирования турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания классической схемы до скоростей полета, равных числу Маха 3. Проведен анализ существующих разработок. Исследовано влияние впрыска воды на входе в турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания на его характеристики. Представлены результаты расчетов по влиянию впрыска воды на входе в турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания на параметры рабочего тела по тракту двигателя. Применение полученных результатов позволит повысить термодинамическую эффективность и расширить диапазон эксплуатации турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания при использовании материалов, применяемых в производстве авиационных газотурбинных двигателей в настоящее время, 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; турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания; рабочее тело; силовая установка; впрыск воды; характеристики двигателя; тяга.

Введение

Постановка задачи и анализ публикаций. Все чаще можно увидеть новости о разработке перспективных летательных аппаратов (ЛА), способных изменить существующие реалии пассажирских перевозок и доставки полезной нагрузки в космос [1-11]. Речь идет о сверхзвуковой и гиперзвуковой авиации.

Наибольшие успехи в развитии технологий, в данном направлении, достигли Соединенные Штаты Америки (США) [1, 2, 3, 6], Россия [4] и Великобритания [7-11].

Короткий обзор представлен в работах [12-14].

В марте 2002 года под эгидой DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) начата работа над проектом RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch). RASCAL (рис. 1) пред-

ставляет собой попытку разработки частично многофазовой системы космических запусков, способной быстро и регулярно доставлять полезную нагрузку (ПН) (от 50 до 130 килограммов) на низкую околоземную орбиту [6].

В течение 30 лет в Великобритании осуществлялись работы по реализации одноступенчатой системы выведения на орбиту ПН с использованием комбинированных двигателей, работающих как воздушно-реактивный двигатель (ВРД), так и как ракетный двигатель.

Работы в данном направлении начались в 80-х годах с проекта Aerospace/Rolls Royce HOTOL [7, 8] с использованием двигателя Rolls Royce RB545. Перед тем как работа была завершена из-за прекращения финансирования, проведенные исследования HOTOL установили, что использование двигателей

с комбинированным циклом в составе ЛА является технически реализуемым направлением.



Рис. 1. Конфигурация системы RASCAL

Для продолжения работ основана компания Reaction Engines Limited (REL) (город Оксфордшир).

Компания выполняет разработку беспилотного летательного аппарата (БЛА) SKYLON [9, 10] (рис. 2), который должен обеспечить недорогой и надёжный доступ в космос.

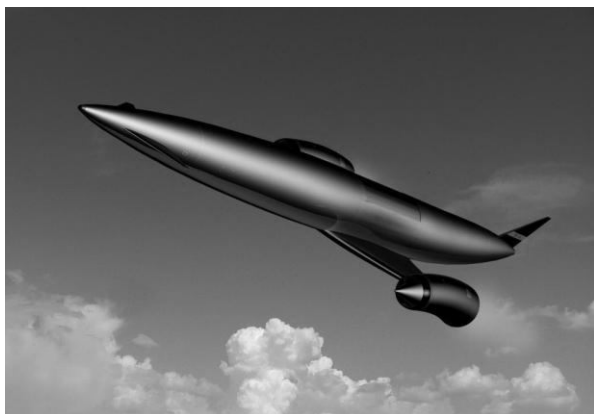


Рис. 2. Космический самолет SKYLON

SKYLON будет способен подниматься в воздух как обычный ЛА и, достигнув гиперзвуковой скорости $M_{П} = 5,5$ и высоты в 26000 м, чтобы выйти на орбиту, переходить на питание двигателей кислородом из собственных баков. Садиться он будет тоже как самолёт. Таким образом, британский космолёт не только должен выходить в космос без применения разгонных ступеней, внешних ускорителей или сбрасываемых топливных баков, но и осуществлять весь этот полёт, используя одни и те же двигатели (в количестве 2 штук) на всех этапах, начиная с рулёжки по аэродрому и заканчивая орбитальным участком.

Несмотря на то, что компания выполняет разработку ЛА SKYLON, её основная деятельность

сконцентрирована на двигательной системе SABRE (Synergistic Air-Breathing Rocket Engine) [11] (рис. 3).

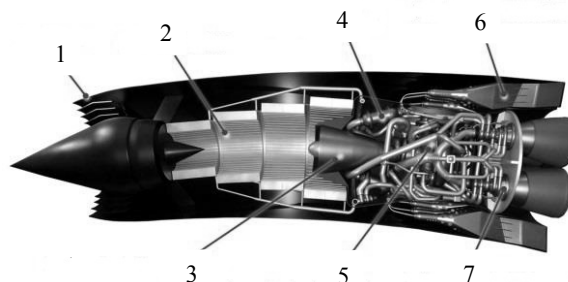


Рис. 3. Двигатель SABRE:

- 1 – воздухозаборник; 2 – теплообменник (для охлаждения воздуха); 3 – турбокомпрессор;
- 4 – теплообменник (для предварительного нагрева воздушно-водородной смеси); 5 – теплообменник;
- 6 – горелки второго контура;
- 7 – камера сгорания и сопла

Двигатель SABRE также планируется использовать в новом поколении пассажирских самолетов, которые создаются в рамках инициативы LAPCAT (Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies). Подобные машины смогут летать при гиперзвуковых скоростях ($M_{П} = 5$ и выше).

В Российской Федерации выполняются аналогичные работы по развитию данного направления – проекты «МАКС» и «Молот» [4].

Уровень авиационных технологий в Украине также позволяет разрабатывать прототипы транспортно-космических систем (ТКС) [5]. Однако для этого необходимо четкое определение состава силовой установки [12], которая понадобится в будущем, причем ставить задачу необходимо сейчас, так как ее разработка – это длительный процесс [15, 16].

На примере проекта «Молот» рассмотрим проблемы, возникающие во время создания силовой установки (СУ) для высокоскоростных ЛА [17].

Проанализировав области горизонтального установившегося полета самолета-разгонщика проекта «Молот» [17] был сделан вывод, что диапазон эксплуатации ТРДДФ самолета-разгонщика «Молот» формируют два ограничения:

- ограничение по скоростному напору ($q \sim 11800 \text{ кгс/м}^2$);
- ограничение по температуре заторможенного потока на входе в ТРДДФ.

Температура заторможенного потока T^*_2 на входе в двигатель растет при увеличении скорости полёта $M_{П}$ [18]:

$$T_1^* = T_2^* = T_1 \cdot \left(1 + \frac{k+1}{2} \cdot M_{П1}^2\right), \quad (1)$$

где T_1 – статическая температура атмосферного воздуха при заданных условиях полета, К;

k – коэффициент адиабаты.

Ограничение по максимально допустимой температуре заторможенного потока на входе в двигатель $T_{2\max}^*$ и, следовательно, по высоте и скорости полета определяют материалы конструкции двигателя.

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.

СУ описанных выше ЛА также сталкиваются с проблемой высоких температур на входе в двигатель.

Для решения данной проблемы в конструкции двигателя SABRE размещен теплообменник (позиция 2 на рис. 3), который является ключевым элементом, что позволит ему эффективно работать в пределах атмосферы. В теплообменнике поступающий из воздухозаборника воздух с температурой порядка 1000 °С охлаждается до температуры 150 °С градусов всего за одну сотую секунды [11].

Турбореактивные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДФ) системы RASCAL для снижения температуры воздуха на входе в двигатель используют технологию МІРСС (Mass Injection Pre-Compressor Cooling).

МІРСС [19] – технология, которая представляет собой распыление воды перед входом в двигатель при достижении скорости полета ЛА, равной числу Маха 3 (рис. 4).

Впрыск воды приводит к охлаждению перегретого воздуха на входе в двигатель, симулируя его режим работы на более низком числе Маха. Впрыск воды также увеличивает плотность и секундный расход рабочего тела по тракту двигателя, в результате чего тяга ТРДФ увеличивается [20-23].

Таким образом, технология МІРСС прекрасно подходит для увеличения диапазона эксплуатации ЛА с ВРД.

В работах [13, 14, 20-23] изложены результаты исследований по возможности расширения диапазона эксплуатации ВРД путём впрыска воды на входе в двигатель.

Целью данной работы является исследование влияния впрыска воды на входе в ТРДДФ на его характеристики.

Следует отметить тот факт, что при обилии работ по влиянию впрыска воды в проточную часть ВРД [20-27] в открытой печати не встречается информации о впрыске воды на входе в ТРДДФ для расширения его диапазона эксплуатации.

Постановка задачи

К основным задачам исследования можно отнести:

- решение задачи увеличения скоростных характеристик ТРДДФ, предназначенного для взлета и разгона ЛА, при помощи впрыска воды [13];
- исследование влияния впрыска воды на изменение параметров рабочего тела по тракту двигателя;
- исследование влияния впрыска воды на изменение тяговых характеристик ТРДДФ.

Работа ТРДДФ рассматривается в диапазоне скоростей 0...3 Махов и высот 0...30 км.

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

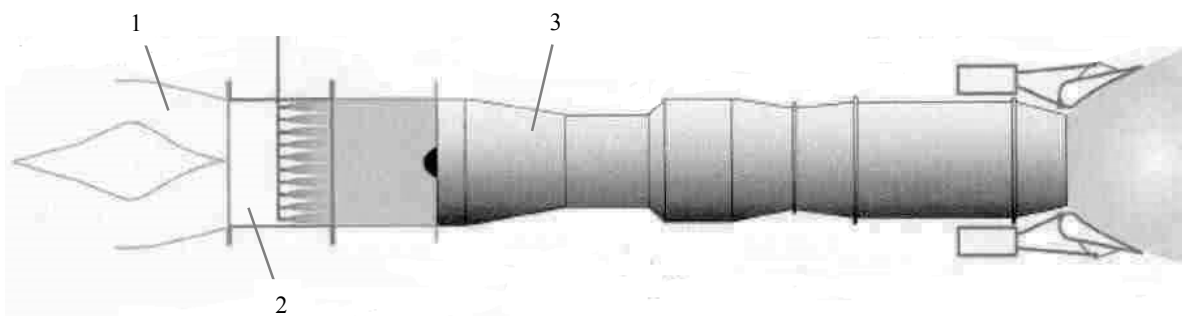


Рис. 4. Технология МІРСС:

1 – воздухозаборник; 2 – система впрыска воды (для охлаждения воздуха); 3 – ТРДФ

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

Описание математической модели

Исследования проведены при помощи математической модели (ММ) ТРДДФ, разработанной на ГП «Ивченко-Прогресс». На рис. 5 представлена расчетная схема ТРДДФ.

Работа ММ осуществляется на основе общего подхода к решению системы уравнений, описывающих газодинамические, термодинамические и физические связи в газотурбинном двигателе [28] и представляет собой математический метод решения системы нелинейных уравнений.

Система уравнений выбрана исходя из необходимости обеспечить:

- термодинамическую согласованность узлов и элементов двигателя;
- неизменность геометрических размеров двигателя (кроме F_8 и F_9);
- сохранение физических и газодинамических связей между узлами и элементами двигателя;
- выполнение уравнения неразрывности расхода рабочего тела по всем узлам и элементам двигателя;
- поддержание заданных параметров регулирования.

Применяемый для решения системы уравнений математический метод Ньютона-Рафсона позволяет, используя влияния (частные производные) независимых переменных на значения невязок, найти значения независимых переменных, приводящих невязки к околонулевым значениям с заданной точностью.

Расчет параметров двигателя проводится:

- с применением топлива ТС-1, теплотворная способность которого равна 43400,0 кДж/кг [18];
- с учетом зависимости термодинамических свойств рабочего тела от температуры и его состава;
- на установившихся режимах;
- при номинальных настройках законов управления;
- с учетом эксплуатационных ограничений:

- $T_{2 \max}^*$;
- $T_{3 \max}^*$;
- $P_{3 \max}^*$;
- $T_{7 \max}^*$.

Для косвенного определения значения T_7^* использован алгоритм, представленный в работе [29].

Для расчета характеристик ТРДДФ с впрыском воды за входным устройством в ММ добавлены:

- модуль расчета впрыска и испарения воды за входным устройством двигателя для охлаждения рабочего тела до необходимой температуры:

$$T_2^* = f(T_1^*; t_{\text{вод}}; G_{\text{вод}}), \quad (2)$$

где $t_{\text{вод}}$ – температура впрыскиваемой воды;

$G_{\text{вод}}$ – расход впрыскиваемой воды.

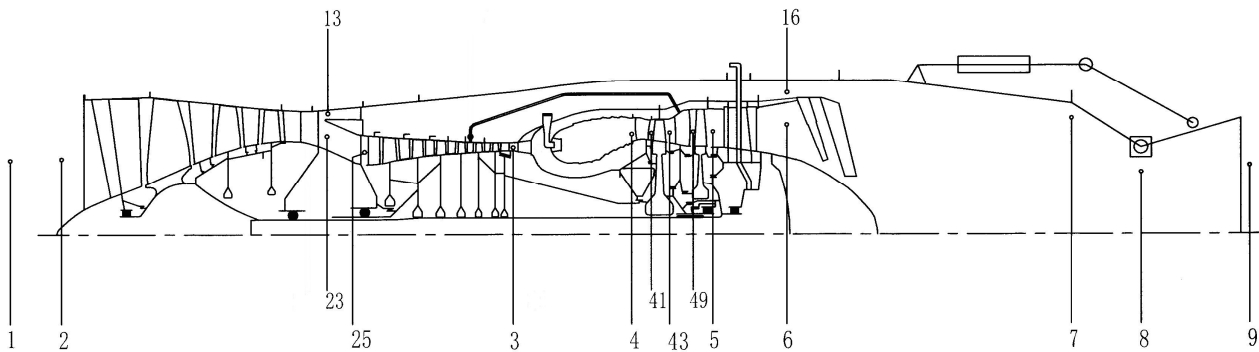


Рис. 5. Расчетная схема ТРДДФ:

- 1 – атмосферные условия; 2 – выход из воздухозаборника и вход в двигатель;
- 13 – выход из вентилятора наружного контура (НК); 23 – выход из вентилятора внутреннего контура (ВК);
- 25 – вход в компрессор высокого давления (КВД); 3 – выход из КВД и вход в камеру сгорания (КС);
- 4 – выход из КС и вход в сопловой аппарат (СА) турбины высокого давления (ТВД);
- 41 – выход из СА и вход в рабочее колесо (РК) ТВД;
- 43 – выход из РК ТВД и вход в СА турбины низкого давления (ТНД);
- 49 – выход из СА и вход в РК ТНД; 5 – выход из РК ТНД;
- 16 – выход из сопла НК; 6 – выход из сопла ВК;
- 7 – выход из форсажной камеры (ФК) и вход в реактивное сопло (РС);
- 8 – критическое сечение РС; 9 – выход (срез) РС

$$G_2 = G_1 + G_{\text{вод.}}; \quad (3)$$

– модуль учёта изменения теплофизических свойств рабочего тела в зависимости от влагосодержания (WAR) и относительного расхода топлива (q_T):

$$(k_2; R_2; H_2; S_2) = f(\text{WAR}; T_2^*; q_T); \quad (4)$$

– модуль корректировки характеристик компрессоров от влагосодержания:

$$(\pi_K; \eta_K) = f(n_{\text{ПР}}; G_{\text{ПР}}; \text{WAR}), \quad (5)$$

где π_K – степень сжатия компрессора;

η_K – коэффициент полезного действия компрессора;

$n_{\text{ПР}}$ – приведенные обороты компрессора;

$G_{\text{ПР}}$ – приведенный расход воздуха через компрессор;

– модуль корректировки характеристик турбин от влагосодержания:

$$(A_T; \eta_T) = f\left(\frac{n}{\sqrt{T^*}}; \pi_T; \text{WAR}; q_T\right), \quad (6)$$

где A_T – приведенный расход газа через «горло» соплового аппарата турбины;

η_T – коэффициент полезного действия турбины;

n – физические обороты турбины;

π_T – степень расширения турбины.

Формулы для вычисления давления насыщенного водяного пара взяты из рекомендаций Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation - всемирной метеорологической организации (World Meteorological Organization) за 2008 год [30].

Результаты

Расчеты ТРДДФ без впрыска и впрыском воды выполнены на максимальном режиме при поддержании постоянного значения полной температуры на входе в РК ТВД ($T_{41 \text{ max}}^* = \text{const}$) и поддержании полной температуры на выходе из ФКС ($T_{7 \text{ max}}^* = \text{const}$) на высотах 15000 и 25000 м.

Температура воды, впрыскиваемой на входе в ТРДДФ, составляет $t_{\text{вод}} = 20$ °С.

На рис. 6-11 представлены зависимости изменения отношения параметров ТРДДФ с впрыском воды с параметрами ТРДДФ без впрыска.

Все зависимости представлены в относительном виде.

Рисунок 6 демонстрирует, что при применении впрыска воды с сохранением $T_{41 \text{ max}}^* = \text{const}$ и $T_{7 \text{ max}}^* = \text{const}$ увеличивается тяга двигателя, что объясняется приростом расхода рабочего тела на входе в двигатель из-за роста плотности с понижением температуры (рис. 7).

Применение впрыска воды приводит к увеличению расхода топлива. Это объясняется ростом

степени подогрева рабочего тела T_{41}^*/T_{31}^* в связи с пониженной температурой заторможенного потока на входе в камеру сгорания T_{31}^* и увеличением теплоемкости рабочего тела (рис. 8). Из рис. 9 видно, что впрыск воды на входе в ТРДДФ приводит к увеличению P_{31}^* . В некоторых условиях полета (область 6 на рис. 6, 7, 9, 11) значение P_{31}^* значительно превышает эксплуатационное ограничение по $P_{31 \text{ max}}^*$, что приведет к разрушению двигателя. Следовательно, эксплуатация двигателя в данных условиях без усиления конструкции корпусов невозможна.

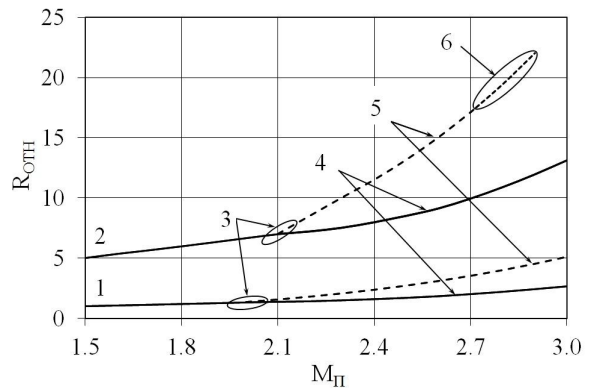


Рис. 6. Зависимости изменения тяги от высоты и числа Маха:

- 1 – $H_{\text{П}} = 25000$ м; 2 – $H_{\text{П}} = 15000$ м;
- 3 – начало действия ограничения по $T_{2 \text{ max}}^*$;
- 4 – ТРДДФ без впрыска воды;
- 5 – ТРДДФ с впрыском воды;
- 6 – ограничение по $P_{3 \text{ max}}^*$

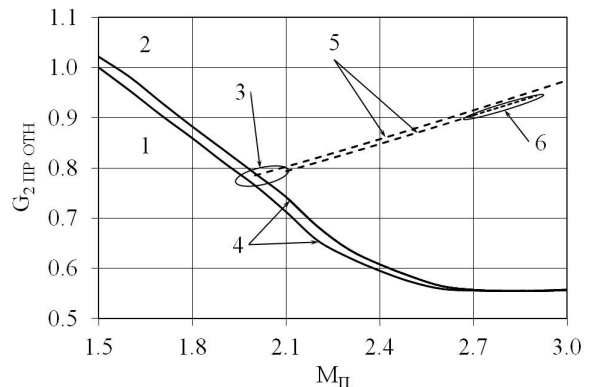


Рис. 7. Зависимость изменения приведенного расхода рабочего тела на входе в двигатель $G_{2 \text{ ПР}}^*$ от высоты и числа Маха:

- 1 – $H_{\text{П}} = 25000$ м; 2 – $H_{\text{П}} = 15000$ м;
- 3 – начало действия ограничения по $T_{2 \text{ max}}^*$;
- 4 – ТРДДФ без впрыска воды;
- 5 – ТРДДФ с впрыском воды;
- 6 – ограничение по $P_{3 \text{ max}}^*$

В то же время из рис. 10 видно, что расход воды на охлаждение рабочего тела при скорости полета

более $M_{\Pi} \sim 2,75$ превышает суммарный расход топлива. Это говорит о необходимости значительного запаса воды на борту, что приведет к уменьшению запаса топлива и, следовательно, дальности полета ЛА.

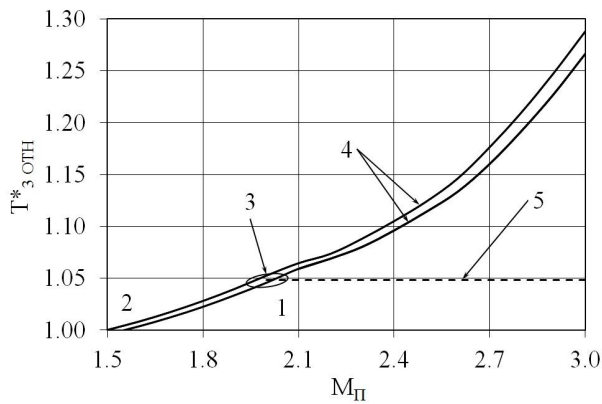


Рис. 8. Зависимость изменения температуры заторможенного потока T^*_3 от высоты и числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 25000$ м; 2 – $H_{\Pi} = 15000$ м;
3 – начало действия ограничения по $T^*_{2 \max}$;
4 – ТРДДФ без впрыска воды;
5 – ТРДДФ с впрыском воды

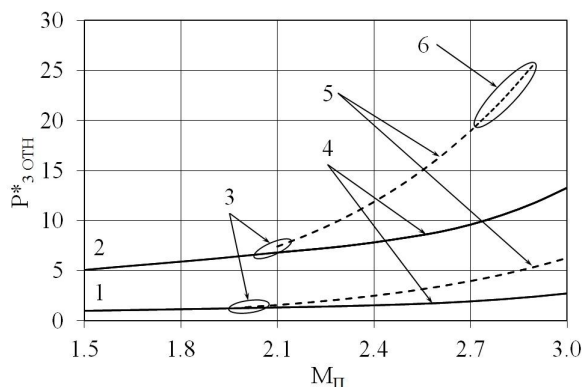


Рис. 9. Зависимость изменения давления заторможенного потока P^*_3 от высоты и числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 25000$ м; 2 – $H_{\Pi} = 15000$ м;
3 – начало действия ограничения по $T^*_{2 \max}$;
4 – ТРДДФ без впрыска воды;
5 – ТРДДФ с впрыском воды;
6 – ограничение по $P^*_{3 \max}$

Рисунок 11 демонстрирует, что впрыск воды на входе в двигатель позволяет увеличить удельную тягу. Так для условий полета $H_{\Pi} = 25000$ м; $M_{\Pi} = 3$ прирост удельной тяги составляет 10,3 %.

Выводы

Проведенная автором научно-исследовательская работа по изучению влияния впрыска воды в ТРДДФ на его характеристики позволяет сделать следующие выводы:

1. Впрыск воды положительно влияет на тяго-

вые характеристики ТРДДФ, что позволяет осуществить разгон ЛА за более короткий промежуток времени.

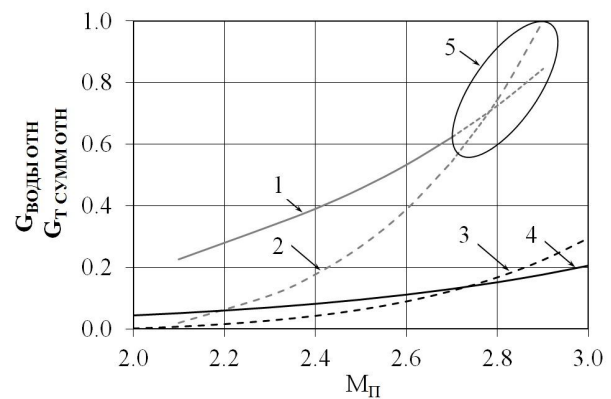


Рис. 10. Зависимости изменения расхода воды и расхода топлива от высоты и числа Маха:
1 – расход топлива на высоте $H_{\Pi} = 15000$ м;
2 – расход воды на высоте $H_{\Pi} = 15000$ м;
3 – расход топлива на высоте $H_{\Pi} = 25000$ м;
4 – расход воды на высоте $H_{\Pi} = 25000$ м;
5 – ограничение по $P^*_{3 \max}$

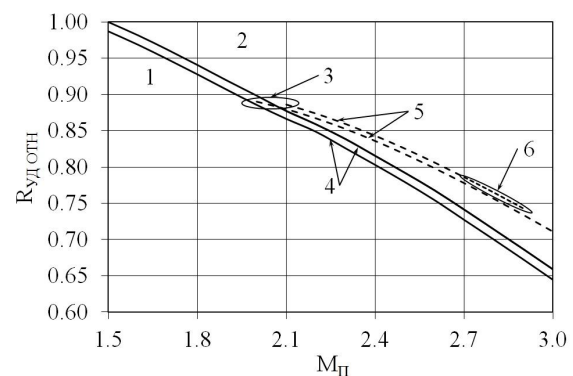


Рис. 11. Зависимость изменения удельной тяги от высоты и числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 25000$ м; 2 – $H_{\Pi} = 15000$ м;
3 – начало действия ограничения по $T^*_{2 \max}$;
4 – ТРДДФ без впрыска воды;
5 – ТРДДФ с впрыском воды;
6 – ограничение по $P^*_{3 \max}$

2. Скрытая теплота испарения воды требует дополнительного расхода топлива, и поэтому $C_{уд}$ повышается.

3. Впрыск воды обеспечивает работу компрессоров ТРДДФ в менее термонапряженных условиях.

4. Применение впрыска воды потребует корректировку законов управления двигателем, что усложнит систему автоматического управления.

5. Диапазон применения системы впрыска воды, выбор материалов конструкции (для формирования эксплуатационных ограничений двигателя) и допустимая масса воды на борту ЛА являются во-

просами оптимизации системы «ЛА-двигатель» и отдельным направлением для дальнейших исследований.

Литература

- Norris, Guy. *Skunk Works Reveals SR-71 Successor Plan* [Электронный ресурс] / Guy Norris – Режим доступа: <http://aviationweek.com/technology/skunk-works-reveals-sr-71-successor-plan>. – 1.11.2013.
- Norris, Guy. *Skunk Works Hints At SR-72 Demonstrator Progress* [Электронный ресурс] / Guy Norris. – Режим доступа: <http://aviationweek.com/defense/skunk-works-hints-sr-72-demonstrator-progress>. – 6.06.2017.
- Drew, James. *SpaceX Falcon 9 To Launch Next X-37B Mission* [Электронный ресурс] / James Drew. – Режим доступа: <http://aviationweek.com/space/spacex-falcon-9-launch-next-x-37b-mission>. – 7.06.2017.
- 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>. – 12.12.2012.
- Методический подход к проектированию транспортно-космической системы [Текст] / Д. С. Калинин, А. В. Аксёненко, А. Э. Кашанов и др. // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2012. – № 4(91). – С. 27–33.
- Tether, Tony. *Statement by Dr. Tony Tether Subcommittee on Terrorism, Unconventional Threats and Capabilities, House Armed Services Committee, U.S. House of Representatives* [Электронный ресурс] / Tony Tether. – Режим доступа: [http://www.darpa.mil/attachments/TestimonyArchived\(March%207%202003\)](http://www.darpa.mil/attachments/TestimonyArchived(March%207%202003)). – 27.03.2003.
- Burns, B. R. A. *HOTOL Space Transport for the Twenty First Century* [Text] / B. R. A. Burns // *Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G – Journal of Aerospace Engineering*. – 1990. – Vol. 204. – P. 101-110.
- Hempsell, M. *HOTOL's Secret Engines Revealed* [Text] / M. Hempsell // *Spaceflight*. – 1993. – Vol. 35, No. 5, May.
- European Space Agency, *Skylon Assessment Report, TEC-MPC/2011/946/MF, June 2011* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://knts.tsniimash.ru/ru/src/CenterInfRes/Skylon%20Assessment%20Report.pdf> – 20.12.2018.
- Skylon - A Realistic Single Stage Spaceplane [Text] / A. Bond, R. Varvill, J. Scott-Scott, T. Martin // *Spaceflight*. – 2003. – Vol. 45. – P.158-161.
- Progress on the SKYLON and SABRE Development Programme [Text] / M. Hempsell, A. Bond, R. Bond, R. Varvill // Presented at the 62nd International Astronautical Congress, Cape Town, October 2011. Paper IAC-11.B3.2.6
- 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. – С. 25–30.
- 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.
- 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 // *Системы озброєння і військова техніка*. – 2016. – Вып. 2(46). – С. 158–163.
- 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: Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс»; рук. Меркулов В.М.; исполн. : Улитенко Ю. А. – 3., 2012. – 10 с. – Т/о № 53/2012. – Инв. № 0112U006671.
- Определение облика прямоточного воздушно-реактивного двигателя для транспортно-космической системы [Текст] : отчет о НИР: Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс»; рук. Карпачев И.И.; исполн. : Улитенко Ю.А. – 3., 2016. – 13 с. – Т/о № 127/2016.
- Улитенко, Ю. А. Влияние впрыска воды на входе в прямоточный воздушно-реактивный двигатель на его характеристики [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2016. – № 8(135). – С. 22–28.
- Шляхтенко, С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1975. – 567 с.
- Water injection pre-compressor cooling assist space access [Text] / U. Mehta, J. Bowles, J. Melton, L. Huynh, P. Hagseth // *The Aeronautical Journal*. – 2015. – Vol 119, No. 1212. – P. 145-171.
- Sohn, R. L. *Theoretical and Experimental Studies of Pre-Compressor Evaporative Cooling for Application to the Turbojet Engine in High Altitude Supersonic Flight* [Text] / R.L Sohn // *Propulsion Research Corporation, 1956. – WADC-TR-56-477, August, AD097262.*
- King, P.G. *Mechanical Operating Experience with Three J57-P-11 Turbojet Enging during a Pre-Compressor Spray Cooling Test in an Altitude Test Chamber* [Text] / P. G. King, R. C. Nygaard // *AEDC-TN-57-70, February 1958, AD150076.*
- Neely, J. *Maximum Power Performance of a J57 and a YJ75 Turbojet engine with Pre-Compressor Water Evaporative Cooling* [Text] / J. Neely,

T. R. Ward // AEDC-TR-58-18, February 1959, AD-304817.

23. King, L. D. *Design and Testing of a Pre-Compressor Cooling System for a High Speed Aircraft [Text]* / L. D King // Chase Vought Corporation, Vought Aeronautics Division, May 1961, AD324250.

24. Малахов, А. В. *Исследование методами численного моделирования форсирования судового газотурбинного двигателя впрыском воды [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : спец. 05.08.05 "Судовые энергетические установки и их элементы (главные и вспомогательные)" / М. А. Валентинович. – Н., 1994 – 18 с.*

25. 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.-П., 2010. – 173 с.*

26. Динь, Тьен Зунг. *Влияние впрыска воды в компрессор на характеристики газотурбинных энергетических установок [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 01.04.14 "Теплофизика и теоретическая теплотехника" / Динь Тьен Зунг – М. : МАИ, 2013. – 23 с.*

27. 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. – Н., 2015. – 152 с.*

28. Ильичев, Я. Т. *Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / Я. Т. Ильичев. – М. : Труды № 677, ЦИАМ, 1975. – 126 с.*

29. Улитенко, Ю. А. *Обоснование выбора алгоритмов системы автоматического управления прямоточным воздушно-реактивным двигателем [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, В. В. Логинов // Вестник двигателестроения. – 2016. – № 2. – С. 49–55.*

30. *Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation [Text]. – Geneva : World Meteorological Organization, 2008. – 678 p.*

References

1. Norris, Guy. *Skunk Works Reveals SR-71 Successor Plan*. Available at: <http://aviationweek.com/technology/skunk-works-reveals-sr-71-successor-plan> (accessed 01.11.2013).

2. Norris, Guy. *Skunk Works Hints At SR-72 Demonstrator Progress*. Available at: <http://aviationweek.com/defense/skunk-works-hints-sr-72-demonstrator-progress> (accessed 06.06.2017).

3. Drew, James. *SpaceX Falcon 9 To Launch Next X-37B Mission*. Available at: <http://aviationweek.com/space/spacex-falcon-9-launch-next-x-37b-mission> – (accessed 07.06.2017).

4. Makeich, G. S., Tjukaev, M. Ju., Chibisov, Ja. N. *Proekt «Molot» giperzvukovogo bespilotnogo*

samoleta-razgonshhika s kombinirovannoj jekrannoj turbopryamotchnoj silovoj ustanovkoj [Project «Hammer» hypersonic pilotless aircraft response combined display Turboremont power plant]. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075> (Accessed 12.12.2012).

5. Kalinichenko, D. S., Aksjonenko, A. V., Kasha-nov, A. Je. *Metodicheskij podhod k proektirovaniju transportno-kosmicheskoy sistemy* [Methodical approach to the design of transport and space systems]. *Aviacionno-kosmichna tehnika i tehnologija - Aerospace technic and technology*, 2012, vol. 4(91), pp. 27–33.

6. Tether, Tony. *Statement by Dr. Tony Tether Subcommittee on Terrorism, Unconventional Threats and Capabilities, House Armed Services Committee, U.S. House of Representatives*. Available at: [http://www.darpa.mil/attachments/TestimonyArchived\(March%2027%202003\)](http://www.darpa.mil/attachments/TestimonyArchived(March%2027%202003)) (accessed 27.03.2003).

7. Burns, B. R. A. *HOTOL Space Transport for the Twenty First Century. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G – Journal of Aerospace Engineering*, 1990, vol. 204, pp. 101-110.

8. Hemsell, M. *HOTOL's Secret Engines Revealed. Spaceflight*, May 1993, vol. 35, no. 5.

9. *European Space Agency. Skylon Assessment Report*, TEC-MPC/2011/946/MF, June 2011. Available at: <http://knts.tsniimash.ru/ru/src/CenterInfRes/Skylon%20Assessment%20Report.pdf> (accessed 20.12.2018).

10. Bond, A., Varvill, R., Scott-Scott, J., Martin, T. *Skylon - A Realistic Single Stage Spaceplane. Spaceflight*, 2003, vol. 45, pp. 158-161.

11. Hemsell, M., Bond, A., Bond, R., Varvill, R. *Progress on the SKYLON and SABRE Development Programme. Proc. 62nd International Astronautical Congress*, Cape Town, October 2011. Paper IAC-11.B3.2.6

12. Ulitenko, Ju. 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]. *Aviacionno-kosmichna tehnika i tehnologija - Aerospace technic and technology*, 2013, vol. 8, pp. 25–30.

13. Ulitenko, Ju. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. *Modernizacija turboreaktivnogo dvuhkonturnogo dvigatelja s forsazhnoj kameroj 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 – Bulletin engine*, 2014, no. 2, pp. 122–129.

14. Ulitenko, Ju. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. *Rasshirenie diapazona jekspluatacii pryamotchnyh 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]. *Sistemy ozbrojennyya i viys'kova tekhnika – Weapons systems and military equipment*, 2016, vol. 2(46), pp. 158–163.

15. 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, Ukroboronprom Concern, State enterprise Ivchenko-Progress Publ., 2012. 10 p.
16. Karpachev, I. I. *Opreделение oblika prjamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelja dlja transportno-kosmicheskoj sistemy* [Definition of the ramjet engine for transport and space systems]. Zaporozhye, Ukroboronprom Concern, State enterprise Ivchenko-Progress Publ., 2016. 13 p.
17. Ulitenko, Ju. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. *Vliyanie vpryska vody na vkhode v pryamotochnyi vozdušno-reaktivnyi dvigatel' na ego kharakteristiki* [The effect of water injection at the inlet of ramjet engine on its characteristics]. *Aviacijno-kosmična tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2016, vol. 8, pp. 22–28.
18. Shljahtenko, S. M. *Teorija vozdušno-reaktivnyh dvigatelej* [Theory of jet engines]. Moscow, Mechanical Publ., 1975. 567 p.
19. Mehta U. Water injection pre-compressor cooling assist space access. *The Aeronautical Journal*, 2015, vol. 119, no. 1212, pp. 145-171.
20. Sohn, R.L. Theoretical and Experimental Studies of Pre-Compressor Evaporative Cooling for Application to the Turbojet Engine in High Altitude Supersonic Flight. *Propulsion Research Corporation*, 1956, WADC-TR-56-477, August, AD097262.
21. King, P.G., Nygaard, R. C. Mechanical Operating Experience with Three J57-P-11 Turbojet Enging during a Pre-Compressor Spray Cooling Test in an Altitude Test Chamber. *AEDC-TN-57-70*, February 1958, AD150076.
22. Neely, J., Ward T. R. Maximum Power Performance of a J57 and a YJ75 Turbojet engine with Pre-Compressor Water Evaporative Cooling. *AEDC-TR-58-18*, February 1959, AD-304817.
23. King, L. D. Design and Testing of a Pre-Compressor Cooling System for a High Speed Aircraft. *Chase Vought Corporation, Vought Aeronautics Division*, May 1961, AD324250.
24. Malahov, A. V. *Issledovanie metodami chislennogo 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. diss. cand. tech. sci.]. Nizhny Novgorod, Volga state Academy of water transport Publ., 1994. 18 p.
25. Skvorcov, A. V. *Povyshenie parametrov gazoturbinyh 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. Cand. tech. sci. diss.]. St. Petersburg, 2010. 173 p.
26. Din', T'en Zung. *Vliyanie vpryska vody v kompressor na harakteristiki gazoturbinyh jenergeticheskikh ustanovok.* Avtoref. Diss. kand. tekhn. nauk [The influence of water injection into the compressor characteristics in gas turbine power plants. Avtoref. diss. cand. tech. sci.]. Moscow, Moscow aviation Institute Publ., 2013. 23 p.
27. Hamza, Nasir Hamid Hamza. *Optimizacija vpryska vody v trakt protočnoj chasti gazoturbinoj ustanovki, rabotajushhej 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. Cand. tech. sci. diss.]. Novocheerkassk, 2015. 152 p.
28. Il'ichev, Ya. T. *Termodinamicheskii raschet vozdušno-reaktivnykh dvigatelei* [Thermodynamic calculation of air-jet engines]. Moscow, CIAM Publ., 1975. 126 p.
29. Ulitenko, Ju. A., Elanskij, A. V., Loginov, V. V. *Obosnovanie vybora algoritmov sistemy avtomaticheskogo upravleniya pryamotochnym vozdušno-reaktivnym dvigatelem* [The rationale for the selection of algorithms of the automatic control system ramjet engine]. *Vestnik dvigatelestroenija – Bulletin engine*, 2016, no. 2, pp. 49–55.
30. *Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation.* Geneva, World Meteorological Organization, 2008. 678 p.

Поступила в редакцию 28.01.2019, рассмотрена на редколлегии 14.02.2019

АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ З ВПОРСКУВАННЯМ ВОДИ ЗА ВХІДНИМ ПРИСТРОЄМ

Ю. О. Улітенко

Створення перспективних високошвидкісних літальних апаратів нерозривно пов'язане з рівнем розвитку авіадвигунобудування, так як характеристики двигуна визначають можливості літального апарату в цілому. Основними вимогами до двигунів високошвидкісних літальних апаратів є збільшення швидкості та висоти польоту. З кожним новим поколінням турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння збільшується їх питома тяга та питомий імпульс, однак застосування наукоємних технологій приводить до значного збільшення вартості двигуна. В той же час конструкція існуючих двигунів має великі резерви для модернізації. Система впорскування води на вході в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння є одним з доступних засобів вдосконалення конструкції. Такі модернізовані

двигуни теоретично дозволять задовольнити вимоги конструкторів високошвидкісних літальних апаратів у відношенні тяги та інших ключових параметрів, зберігаючи в той же час спадкоємність з вже існуючими типами силових установок. У статті розглянута можливість розширення діапазону експлуатації і короткочасного форсування турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння класичної схеми до швидкостей польоту, рівних числу Маха 3. Виконаний аналіз існуючих розробок. Досліджений вплив впорскування води на вході в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння на його характеристики. Представлені результати розрахунків з впливу впорскування води на вході в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння на параметри робочого тіла по тракту двигуна. Застосування отриманих результатів дозволить збільшити термодинамічну ефективність та розширити діапазон експлуатації турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння при використанні матеріалів, що застосовуються у виробництві авіаційних газотурбінних двигунів в теперішній час, 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; турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння; робоче тіло; силова установка; впорскування води; характеристики двигуна; тяга.

TURBOJET BYPASS ENGINE WITH AFTERBURNER WITH WATER INJECTION AFTER INPUT UNIT PERFORMANCE ANALYSIS

Yu. A. Ulitenko

Development of perspective high-speed aircraft inseparably depends on the level of aircraft propulsion engineering as engine performances to determine aircraft capabilities as a whole. The basic requirements to engines of high-speed aircraft are increase speed and flight height. The new generation of turbojet bypass engine with afterburner each their specific thrust and a specific impulse increases, also the application of high technologies raises leads to substantial growth of the engine cost too. At the same time, existing engines design has big reserves for modernization. The system of water injection to the input at the turbojet bypass engine with afterburner is one of the accessible ways for design improvement. Those advanced engines theoretically will allow to satisfy requirements from designers of high-speed aircraft concerning to thrust and other key parameters, at the same time to secure continuity of already existing types of power-plants. The possibility of range extension of turbojet bypass engine with classical scheme afterburner operation till Mach number 3 is considered in this article. The analysis of existing developments is carried out. Impact of water injection to the input at turbojet bypass engine with afterburner on its performance is investigated. Results of calculations for the influence of water injection to reaction mass parameters on the engine duct and its thrust characteristics are proved. Received results will allow to increase thermodynamic efficiency and to expand range extension of turbojet bypass engine with afterburner provided to use materials that applied in aviation manufacture, as well as to reduce terms of development competitive engines for high-speed aircraft at the expense of purposeful search of their rational thermodynamic and is constructive-geometrical architecture.

Keywords: aircraft; unmanned aircraft; feed-space system; turbojet bypass engine with afterburner; reaction mass; power plant; water injection; engine performance; thrust.

Улитенко Юрий Александрович – инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: y.ulitenko@gmail.com.

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

Orcid Author ID: 0000-0001-7540-2264.