

УДК 629.7.083

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

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье

МОДЕРНИЗАЦИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ ПУТЕМ ВПРЫСКА ВОДЫ В ПРОТОЧНУЮ ЧАСТЬ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

В данной статье кратко рассмотрена возможность качественного улучшения скоростных показателей силовой установки, созданной на базе турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания, путем впрыска воды на входе в двигатель. Также рассмотрена возможность применения данной силовой установки в качестве первой ступени транспортно-космической системы при скорости полета до $M_{II} = 6$. Проведен анализ существующих разработок. Изложены и обоснованы результаты расчетов по необходимому количеству охладителя для охлаждения рабочего тела до заданной температуры. Практическое применение полученных результатов позволит решить ряд транспортных проблем по доставке полезных грузов на околоземную орбиту, а в перспективе и созданию высокоскоростных летательных аппаратов для пассажирских перевозок.

Ключевые слова: транспортно-космическая система, комбинированная силовая установка, турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой, летательный аппарат, рабочее тело, впрыск воды.

Введение

Наибольшее распространение в военной авиации получили турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ). Однако их скоростные характеристики ограничены значениями $M_{II} = 2-3$ (например, для ТРДДФ РД-33 – $M_{II \text{ MAX}} = 2,35$, а для ТРДДФ Д-30Ф6 – $M_{II \text{ MAX}} = 2,83$).

В связи с тем, что в течение последних 10 лет в мире широким фронтом развернулись исследования авиационной и ракетной техники, оснащенной комбинированными силовыми установками (КСУ), проблема увеличения скоростных характеристик ТРДДФ становится как никогда актуальной.

Причина состоит в желании не только решить военные проблемы, но и предложить принципиально новые транспортные средства, предназначенные для вывода полезных грузов на околоземную орбиту, а также экономичной и сверхоперативной доставки пассажиров и грузов при трансконтинентальных перелетах.

Транспортно-космическая система (ТКС) [1, 2], оснащенная комбинированными воздушно-реактивными двигателями, может быть эффективно использована для вывода малых искусственных спутников земли, а сверхзвуковые и гиперзвуковые летательные аппараты позволяют решить разнообразные военные задачи в кратчайшие сроки.

Однако разработка подобных летательных аппаратов (ЛА), оснащенных воздушно-реактивными и комбинированными двигателями, сталкивается с рядом практических трудностей.

Большие скорости воздушного потока на входе при традиционных системах сжатия приводят к недопустимому уровню потерь полного давления, что влияет на экономичность и, соответственно, дальность полета. Также большие скорости приводят к значительному росту температуры на входе в двигатель, что сказывается на тепловом состоянии двигателя и его вырождению по скорости полета.

Чтобы расширить диапазон эксплуатации ТРДДФ до уровня скоростей, равных $M_{II} = 5-6$, возможно применение впрыска воды в воздухозаборник.

Идея использовать обычную воду для улучшения работы авиационных двигателей более чем привлекательна. И потому, что вода – самое распространенное и привычное вещество в повседневном обиходе, и потому, что она участвует, чуть ли не во всех известных технологических процессах. Ее применение не требует затрат на создание новых производственных мощностей.

Ожидается, что впрыск воды приведет к охлаждению воздушного потока и увеличит давление заторможенного потока, пропускную способность двигателя и степень сжатия. Таким образом, впрыск воды повысит расход воздуха

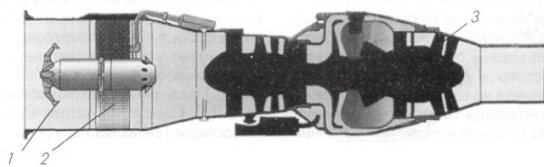
и топлива в двигателе и тем самым позволит увеличить или поддержать необходимую тягу. Также вода резко снижает не только температуру деталей двигателя, но и температуру топливовоздушной смеси.

Таким образом, в настоящей статье рассмотрена возможность применения впрыска воды на входе в двигатель для увеличения скоростных характеристик ТРДДФ и целесообразность ее применения в перспективных ЛА.

Анализ существующих разработок

Турбореактивные двигатели развивались высокими темпами где-то до середины 80-х годов. Затем, по аналогии с развитием поршневых двигателей, наблюдается явное замедление прогресса, затягивается создание реактивного двигателя пятого поколения F119 и F135/136. В ходе программ модернизации ИНРЕТТ характеристики двигателей четвертого поколения F100-PW-229 и F110-GE-129 практически доведены до уровня пятого поколения. Проведенное исследование развития характеристик реактивных двигателей по поколениям показало, что, начиная с ГТД третьего поколения, основные удельные параметры, такие как удельная масса и удельный расход топлива $C_{уд}$, снижаются незначительно, при этом относительная цена двигателя резко возрастает.

В то же время, изучаются возможности качественного улучшения скоростных показателей силовых установок, созданных на базе газотурбинных двигателей. Весьма привлекательным вариантом считается двигатель SteamJet (рисунок 1). Данная установка представляет собой обычный турбореактивный двигатель с инжектором, обеспечивающим впрыск воды, жидкого воздуха или кислорода в воздушный канал воздухозаборника. Подача газифицированного компонента позволяет повысить эффективность работы компрессора, а также снизить температуру торможения.



1 – инжектор, 2 – теплообменник, 3 – ТРД
Рис. 1. Схема двигателя SteamJet

Компьютерное моделирование работы двигателя SteamJet, выполненное в Исследовательской лаборатории BBC AFRL (Air Force Research Laboratory), показало стабильность характеристик изделия от момента взлета до скоростей $M_{II} = 6$, при этом расход топлива оказался несколько меньшим, чем у комбинированной

турбо-прямоточной силовой установки, а тяговооруженность – на уровне ПВРД.

По мнению разработчиков, диапазон применения такого двигателя весьма широк: от крылатых ракет и гиперзвуковых экспериментальных аппаратов до самолетов – разгонщиков ракетно-космических систем.

Так, например, двигательной установкой типа SteamJet предлагается комплектовать первую ступень частично многоразовой транспортной системы Rascal (Responsive Access Small Cargo Affordable Launch), которая предназначается для оперативного запуска военных спутников массой 75-100 кг. Новое средство выведения представляется специалистами Управления перспективных разработок Министерства обороны DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) как сборка многоразовой первой ступени самолетного типа и двух одноразовых ракетных блоков.

После изучения конкурсных предложений промышленных компаний контракт на техническое проектирование системы был заключен весной 2003 г. с фирмой Space Launch. Продолжительность работ этого этапа программы, общая стоимость которой 88 млн. долл., составила 18 месяцев и завершилась во второй половине 2004 г.

Разрабатываемый компанией Space Launch самолет-разгонщик, получивший обозначение MPV (MIPCC-Powered Vehicle – «Аппарат с охлаждаемыми двигателями»), представляет собой высокоплан с треугольным крылом и двухкилевым хвостовым оперением. Планер проектируется фирмой Scaled Composites, в его конструкции будут преобладать композиционные материалы с теплозащитой, а отдельные термонагруженные элементы намечается изготавливать из титана и стали.

При длине 27,1 м и размахе крыла 27,4 м взлетная масса ступени составит 36,3 т. Силовая установка самолета комплектуется четырьмя усовершенствованными турбовентиляторными двигателями серии F100 фирмы Pratt and Whitney. Эти ТРДДФ со встроенной системой MIPCC обеспечат тяговооруженность системы, близкую к значению 2:1.

Самолет MPV рассчитывается на взлет с обычной аэродромной полосы. Достигнув высоты 9 км, аппарат в форсажном режиме совершит «горку» с разгоном до скорости $M_{II} = 4$ на высоте 36 км, после чего силовая установка будет отключена и самолет продолжит подъем в свободном полете. Отделение ракетного блока массой 7,3 т должно производиться при приближении к апогею траектории на высоте 58-60 км. После входа в атмосферу самолет с включенными двигателями вернется к месту старта.

Энергетические характеристики системы RASCAL позволят доставлять на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км спутники массой 115 кг, а на такую же по высоте орбиту с наклоном $28,5^\circ$ - грузы массой 180 кг. При этом изучаются возможности использования системы для выведения грузов на баллистические траектории.

Среди других показателей проектируемой системы в печати отмечаются следующие: стоимость запуска не должна превышать 750 тыс. долл., период послеполетного обслуживания определен в 24 часа, а оперативность проведения старта в 1 час.

В данном разделе была использована литература [3, 4, 5, 6, 7].

Постановка задачи

Решить проблему увеличения скоростных характеристик ТРДДФ [8] с помощью впрыска воды.

Определить расход воды для обеспечения охлаждения рабочего тела (воздуха) на входе в двигатель до 120°C , 200°C и 300°C .

Работа двигателя осуществляется на скоростях 0 - 6 Махов и до высот 25 - 40 км.

Силовая установка должна быть работоспособной, исходя из условий всех этапов эксплуатации (руление по взлетно-посадочной полосе (ВПП), старт с ВПП, разгон, возврат на аэродром базирования и посадка на ВПП) и обеспечивать максимальную тяговооруженность при минимальном расходе топлива.

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

Решение задачи

В рамках работы рассмотрена возможность применения системы для впрыска охладителя на входе в ТРДДФ, разработанного ГП «Ивченко-Прогресс».

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

На дозвуковых скоростях полета впрыскивание жидкости в поток воздуха в ТРДДФ с последующим ее испарением позволяет увеличить тягу, но ухудшает его экономичность и может быть использовано, главным образом, в условиях взлета. Также оно может применяться для восстановления тяги двигателя в жаркую погоду или при низких давлениях воздуха, а также для увеличения тяги при нормальных атмосферных условиях с целью уменьшения взлетной дистанции при увеличении полезного груза самолета.

Для сверхзвуковых скоростей предполагается, что применение системы впрыска обеспечит стабильность характеристик двигателя до скоростей $M_{П} = 3,5-6$, при этом расход топлива должен

несколько уменьшиться, а тяговооруженность приблизиться к уровню ПВРД. Также впрыск резко снижает не только температуру деталей двигателя, но и температуру топливовоздушной смеси.

Следует отметить, что, как правило, для ТРДД и ТРДДФ, впрыск воды осуществляется перед компрессором внутреннего контура, так как подача воды перед вентилятором будет неэффективной из-за отбрасывания ее рабочими лопатками во внешний контур двигателя.

В этом случае тяга двигателя увеличивается по следующим причинам [9]:

- увеличивается расход воздуха и расход газа из-за увеличения производительности компрессора и дополнительной массы водяного пара;

- увеличивается свободная энергия, как следствие увеличения степени повышения давления и газовой постоянной продуктов сгорания.

Однако основной целью нашего исследования являлось снижение температуры воздуха на входе в двигатель для снижения тепловых нагрузок. Поэтому впрыск воды осуществляется в проточную часть воздухозаборника. При этом впрыск воды должен обеспечить охлаждение рабочего тела до температуры 120°C , 200°C или 300°C . Расчет проводился при различных температурах подаваемого охладителя (воды), которые составляют 20°C и 60°C , с учетом и без учета потерь в воздухозаборнике (рисунок 2).



Рис. 2. Характеристика воздухозаборника

Результаты отображены графически на рисунках 3 - 14.

Расчет проводился для одного килограмма воздуха. То есть на графиках отображено количество воды, необходимое для охлаждения 1 кг воздуха до температур 120°C , 200°C или 300°C при заданных условиях полета ЛА.

Из проведенных расчетов видно, что диапазон применения данного охладителя определяется, в первую очередь, температурой, до которой необходимо охладить рабочее тело (воздух) на входе в двигатель.

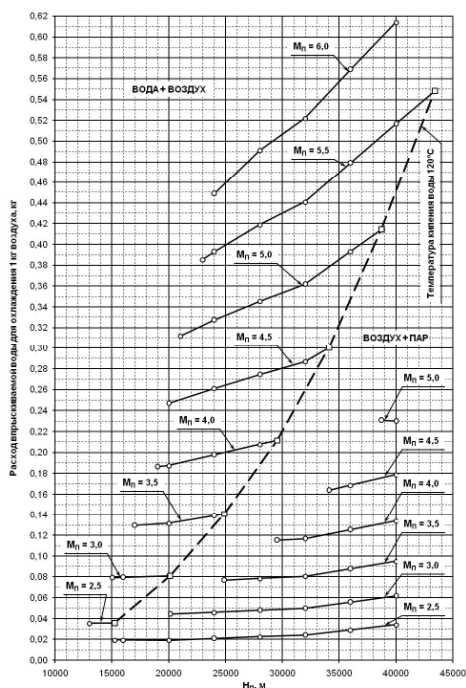


Рис. 3. График изменения потребного количества охладителя (воды при 20 °С) в зависимости от скорости и высоты полета без учета потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 120$ °С)

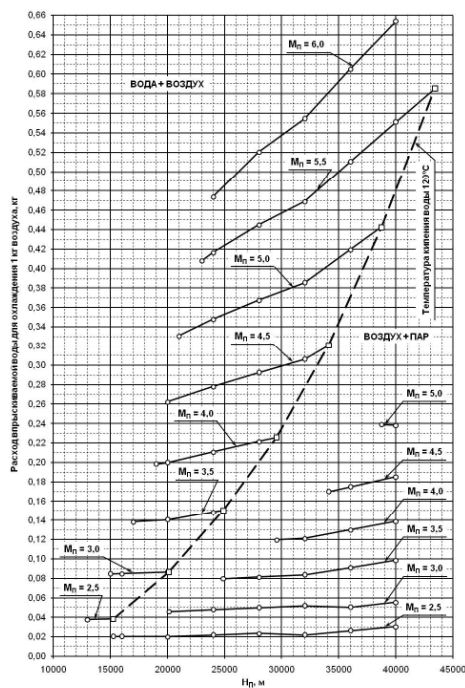


Рис. 5. График изменения потребного количества охладителя (воды при 60 °С) в зависимости от скорости и высоты полета без учета потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 120$ °С)

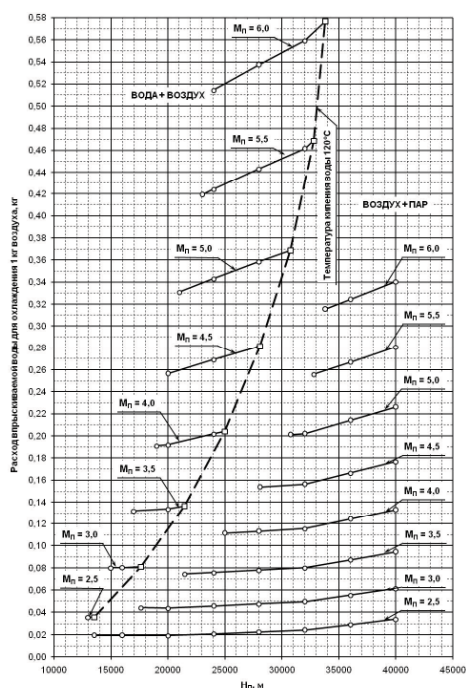


Рис. 4. График изменения потребного количества охладителя (воды при 20 °С) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 120$ °С)

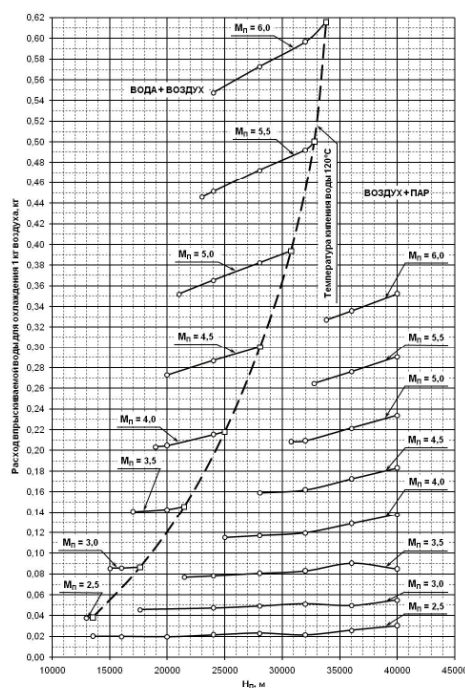


Рис. 6. График изменения потребного количества охладителя (воды при 60 °С) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 120$ °С)

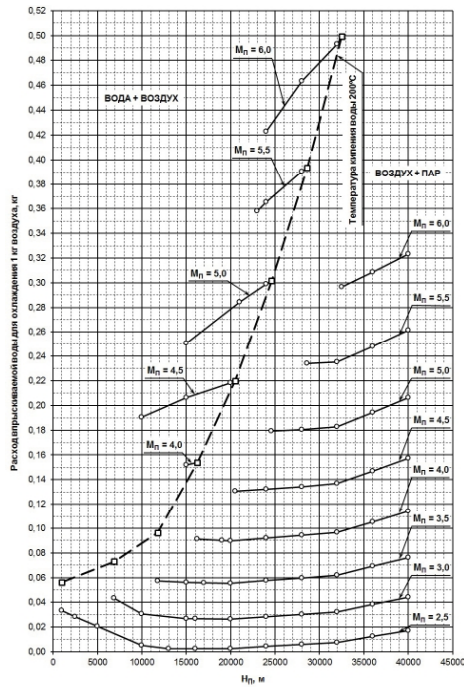


Рис. 7. График изменения потребного количества охладителя (воды при 20° С) в зависимости от скорости и высоты полета без учета потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ MAX} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)

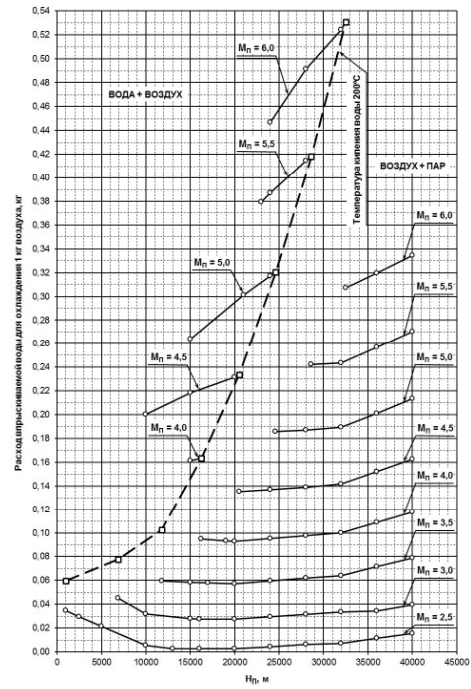


Рис. 9. График изменения потребного количества охладителя (воды при 60° С) в зависимости от скорости и высоты полета без учета потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ MAX} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)

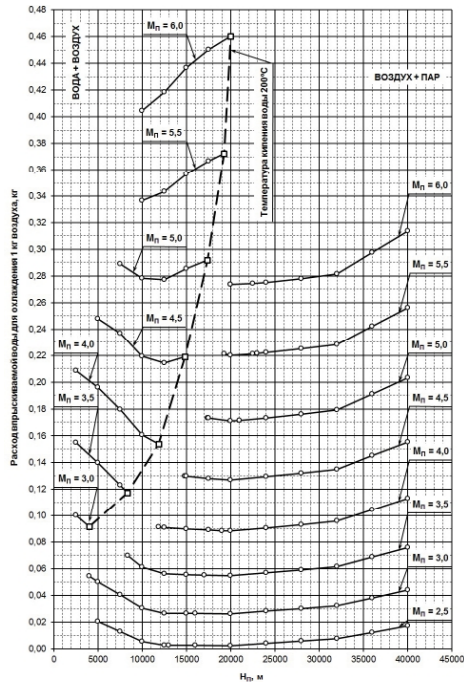


Рис. 8. График изменения потребного количества охладителя (воды при 20° С) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ MAX} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)

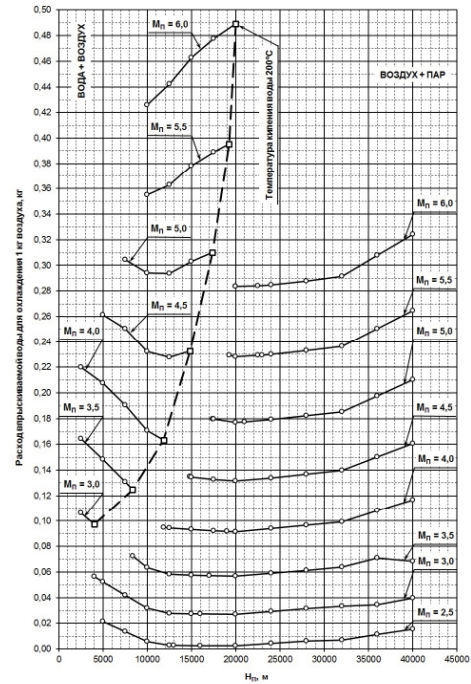


Рис. 10. График изменения потребного количества охладителя (воды при 60° С) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ MAX} = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$)

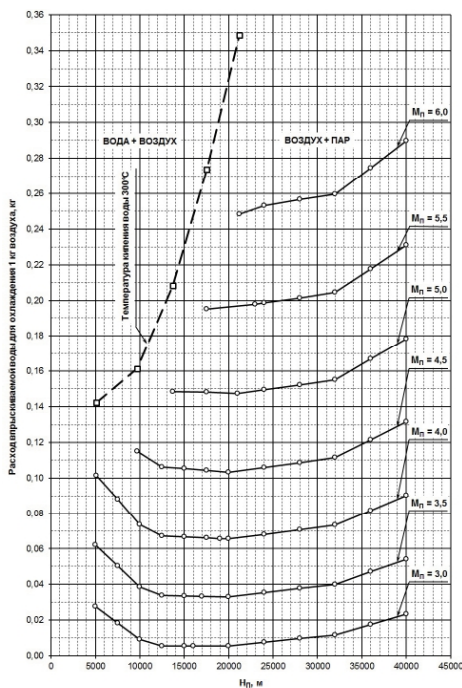


Рис. 11. График изменения потребного количества охладителя (воды при 20 °С) в зависимости от скорости и высоты полета без учета потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 300 \text{ } ^\circ\text{C}$)

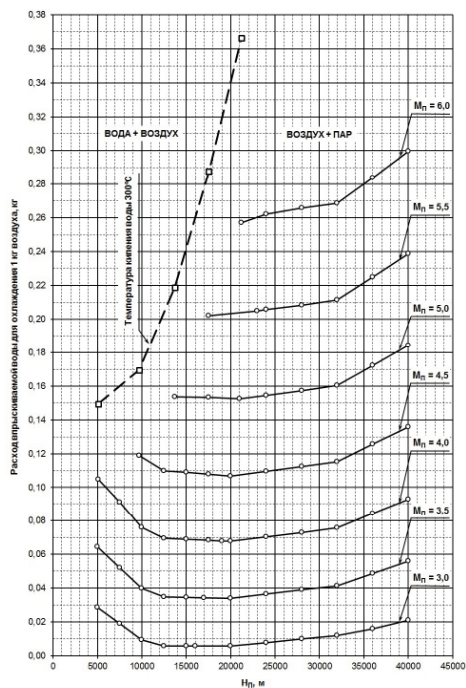


Рис. 13. График изменения потребного количества охладителя (воды при 60 °С) в зависимости от скорости и высоты полета без учета потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 300 \text{ } ^\circ\text{C}$)

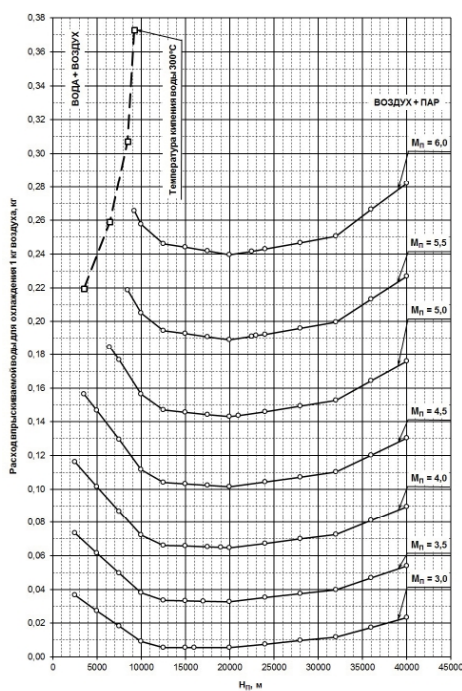


Рис. 12. График изменения потребного количества охладителя (воды при 20 °С) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 300 \text{ } ^\circ\text{C}$)

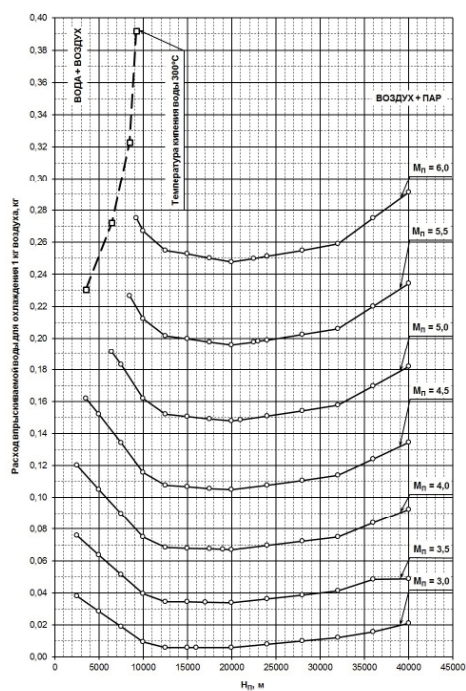


Рис. 14. График изменения потребного количества охладителя (воды при 60 °С) в зависимости от скорости и высоты полета с учетом потерь в воздухозаборнике ($T^*_{ВХ МАХ} = 300 \text{ } ^\circ\text{C}$)

Также из графиков видно, что диапазон эксплуатации данной системы уменьшается с ростом скорости и высоты полета вследствие уменьшения давления и, соответственно, уменьшения температуры кипения воды (рисунок 15). То есть, на определенных режимах становится физически невозможным испарить охладитель, так как его температура кипения ниже необходимой температуры рабочего тела.

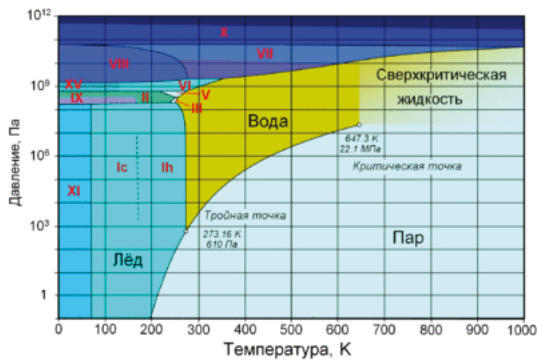


Рис. 15. Фазовая диаграмма воды

Кроме того, с увеличением скорости и высоты значительно увеличивается потребный расход охладителя. В некоторых случаях он достигает значений, соизмеримых с расходом топлива, что значительно увеличит взлетный вес ЛА.

Полученные зависимости демонстрируют влияние потерь в воздухозаборнике на потребный расход воды. Четко прослеживается, что с увеличением потерь происходит и рост расхода охладителя.

Также применение данной системы приведет к изменению физических свойств рабочего тела (вместо воздуха рабочим телом становится паровоздушная смесь). Вследствие этого требуется существенное изменение и усложнение конструкции двигателя:

- применение двойной системы питания со специальным оборудованием для впрыска воды;
- изменение размеров и формы проточной части двигателя;
- усиление корпусов;
- перефилирование лопаток компрессоров и турбин;
- изменение применяемых материалов.

Непосредственно в баках ЛА необходимо поддерживать воду в жидком состоянии.

Кроме того, работа на водотопливных смесях связана и с некоторыми неприятностями. В отработавших газах незначительно увеличивается концентрация углеводородов.

В 1 кг воды содержится около 75 - 100 мг различных солей, что при длительном использовании может привести к эрозии металлов в проточной части двигателя.

Проблема эрозии разрешима путем применения для впрыска дистиллированной воды.

Также необходимо учитывать термическую диссоциацию при высоких температурах рабочего тела, что может дать дополнительную энергию в процессе горения.

Выводы

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

1. Диапазон применения данной системы зависит от температуры, до которой необходимо охладить рабочее тело (чем выше температура, тем шире диапазон применения) и уменьшается с ростом высоты и скорости полета. При скорости полета $M_{П} = 6$ для охлаждения до температуры 120°C ее практическое применение становится нецелесообразным;

2. Чем ниже температура воды, тем меньшее количество необходимо для охлаждения потока воздуха на входе в двигатель. Однако для поддержания необходимой и постоянной температуры во время впрыска в тракт воздухозаборника (20°C , 60°C и т.д.) необходим теплообменник, который отяжелит ЛА. Также значительной проблемой является свойство воды замерзать (в баке) при низких температурах и поэтому необходимо оценить возможность применения водо-спиртовой смеси;

3. С увеличением скорости и высоты значительно увеличивается потребный расход охладителя. В некоторых случаях он достигает значений, соизмеримых с расходом топлива, что значительно увеличит взлетный вес ЛА;

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

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

Итак, впрыск воды в двигатель позволяет расширить диапазон эксплуатации до $M_{П} = 3,5-6$ и в то же время создает конструктивные и эксплуатационные трудности.

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

Литература

1. Калиниченко Д.С. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы / А.В. Аксененко, А.Э. Кашанов, Н.В. Полуян, В.Е. Тарасов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія* : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Х., 2012. – Вып. 4(91). – С. 27–33.

2. Разработка концепции создания силовой установки на базе ТРДД АИ-222-25Ф для полетов со скоростями 0...6 М на высотах до 25...40 км.: отчет о НИР / Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени

академика А.Г. Ивченко» рук. В.М. Меркулов – Т/о № 53/2012 – 2012. – 10 с.

3. *Flight International*, 2000, 7-13/XI, vol. 158, N 4754, p. 43.

4. *Flight International*, 2001, 24-30/VII, vol.160, N 4790, p. 6.

5. *Aviation Week and Space Technology*, 2001, 5/XI, vol. 155, N 19, p. 64, 65.

6. *Space News*, 2002, 6/V, vol.13, N 18, p. 6.

7. *Flight International*, 2003, 27/V-2/VI, vol..163, №4884, p. 28.

8. Скубачевский Г.С. // *Авиационные газотурбинные двигатели* / Москва «Машиностроение», 1974. – 521 стр.

9. Шляхтенко С.М. // *Теория воздушно-реактивных двигателей* / Москва «Машиностроение», 1975. – 567 стр.

Поступила в редакцию 01.06.2014

Ю.О. Улітенко, О.В. Єланський, І.Ф. Кравченко. Модернізація турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння шляхом впорскування води в проточну частину повітрязбірника

В даній статті коротко розглянута можливість якісного покращення швидкісних показників силової установки, створеної на базі турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння, шляхом впорскування води на вході в двигун. Також розглянута можливість застосування даної силової установки в якості першої ступені транспортно-космічної системи при швидкості польоту до $M_{\Pi} = 6$. Виконано аналіз існуючих розробок. Викладені та обґрунтовані результати розрахунків з необхідної кількості охолоджувача для охолодження робочого тіла до заданої температури. Практичне застосування отриманих результатів дозволить вирішити ряд транспортних проблем з доставки корисних вантажів на навколосезну орбіту, а в перспективі і створенню високошвидкісних літальних апаратів для пасажирських перевезень.

Ключові слова: транспортно-космічна система, комбінована силова установка, турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою, літальний апарат, робоче тіло, впорскування води.

YU.A. Ulitenko, A.V. Yelansky, I.F. Kravchenko. Upgrading of bypass turbofan engine with afterburner by water injection in air intake air-gas channel

A brief look is taken in this paper at a possibility for improving qualitatively the speed characteristics of a power-plant based on the bypass turbofan engine with afterburner by injecting water in the engine inlet. Also considered is a possibility for using this power-plant as a primary stage of space transportation system at flight speeds up to $M_F = 6$. An analysis of existing developments was carried out. Stated and substantiated are the calculation results for required coolant quantity for cooling the working medium to a predetermined temperature. Practical application of the results obtained will permit to solve a set of transportation problems on delivering payloads at space orbit, and eventually creating high-speed air vehicles for carriage of passengers as well.

Key words: space transportation system, compound propulsion system, bypass turbofan engine with afterburner, air vehicle, working medium, water injection.