

# ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 629.735.33

DOI: 10.34759/vst-2021-2-130-138

## ПОВЫШЕНИЕ МОЩНОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ

Никитин И.С.<sup>\*</sup>, Магдин А.Г.<sup>\*\*</sup>, Припадчев А.Д.<sup>\*\*\*</sup>, Горбунов А.А.<sup>\*\*\*\*</sup>

*Оренбургский государственный университет,  
просп. Победы, 13, Оренбург, 460018, Россия*

*\* e-mail: zmii0005@gmail.com*

*\*\* e-mail: magdin.sasha@yandex.ru*

*\*\*\* e-mail: apripadchev@mail.ru*

*\*\*\*\* e-mail: gorbynovaleks@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 27.05.2021

---

Коротко рассмотрена возможность усовершенствования характеристик турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ) с помощью инъекции воды во входное устройство. Также оценена вероятность внедрения данной силовой установки в транспортно-космическую систему вместо первой ступени при скоростях полета до 6 М. Выполнен экспертный анализ существующих исследовательских решений. Описаны и разъяснены итоги расчета необходимого количества воды, применяемой для охлаждения. Реализация данной технологии решает проблемы транспортировки грузов на международную космическую станцию (МКС), в перспективе существует возможность создания пассажирского летательного аппарата с огромными скоростями полета.

*Ключевые слова:* повышение мощности турбореактивного двигателя, форсажная камера, охлаждение входного устройства, сверхзвуковые самолеты.

---

### Введение

Турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания получили большое распространение на сверхзвуковых самолетах. На данный момент значения их максимальной скорости ограничены числом Маха, равным 2–3 [1–4]. Улучшение скоростных характеристик ТРДДФ позволит человечеству выйти на новую ступень в развитии авиации.

Речь идет о том, чтобы предложить совершенно новые летательные аппараты (ЛА), которые могли бы решить такие задачи, как скоростные пассажирские перелеты по всему миру. Эта задача на сегодняшний день является очень актуальной, ведь попытки создать сверхзвуковой пассажирский летательный аппарат заканчивались провалом как в России, так и мире: на сегодняш-

ний день это экономически невыгодно. Чтобы обеспечить эффективный полет на сверхзвуковой скорости, требуется не просто увеличить мощность двигателя, необходимо внедрить новые конструкторские решения [5—8].

Помимо пассажирских перевозок, новые ЛА могут обеспечить необходимые поставки на околоземную орбиту. Комбинированная силовая установка, используемая в транспортной космической системе, позволит высокоэффективно выводить малые искусственные спутники Земли, вывести такую категорию летательных аппаратов, как истребители, на новый уровень [9—13].

Преимущества таких ЛА определенно привлекательны, однако для их создания требуется решить сложные задачи. Одной из таких проблем является большая потеря полного давления из-за огромных скоростей воздушного потока [14—16]. Это напрямую влияет на расход топлива и, разумеется, на дальность полета. Не менее важная проблема — повышение температуры во входном устройстве, что влияет на тепловое состояние двигателя. Возможное решение этих проблем и проблемы эксплуатации ТРДДФ на гиперзвуковых скоростях — в применении впрыска воды на входе в двигатель [17].

Идея применения воды для апгрейда турбореактивных двигателей кажется весьма перспективной, ведь вода не будет требовать дополнительных больших расходов на изготовление, ее всегда можно купить, причем очень недорого. Теоретически впрыскивание воды должно повлиять на пропускную способность двигателя, степень сжатия, повышение давления заторможенного потока, так как с впрыскиванием охлаждается воздушный поток. Ведь если высокого значения степени повышения давления в компрессоре можно достичь конструктивно, то темпера-

тура газа перед турбиной ограничена по своей природе адиабатической температурой сгорания стехиометрической топливоздушнной смеси [18—20]. Это способствует снижению температуры газа, увеличению расхода воздуха и, соответственно, топлива, что положительно скажется на тяге двигателя. В данной статье мы будем рассматривать использование впрыскивания воды во входное устройство, перспективы этой разработки и рациональность ее использования.

### Оценка существующих решений

Активное развитие турбореактивных двигателей остановилось в середине позапрошлого десятилетия, с тех пор оно замедлилось, и мы можем наблюдать лишь малые изменения в новых поколениях силовых установок. Технично-экономический анализ характеристик турбореактивных двигателей (ТРД) показал, что до третьего поколения двигателей развитие шло рационально, т. е. удельные масса, расход топлива снижались в значительной мере больше, чем возрастала удельная стоимость нового агрегата. После этого ситуация изменилась. Создание реактивного двигателя пятого поколения затягивается довольно надолго. В то же время придумываются способы увеличения скоростных характеристик турбореактивных двигателей. Весьма удачным получился двигатель SteamJet. Это обычный турбореактивный двигатель с внедренной системой впрыска (рис. 1), реализующей подачу воды с помощью форсунок, жидкого воздуха или кислорода в воздушный канал воздухозаборника. Подача какого-либо компонента позволяет понизить температуру торможения потока, а также повысить КПД компрессора.

Цифровая имитация работы двигателя SteamJet, выполненная в Исследовательской ла-

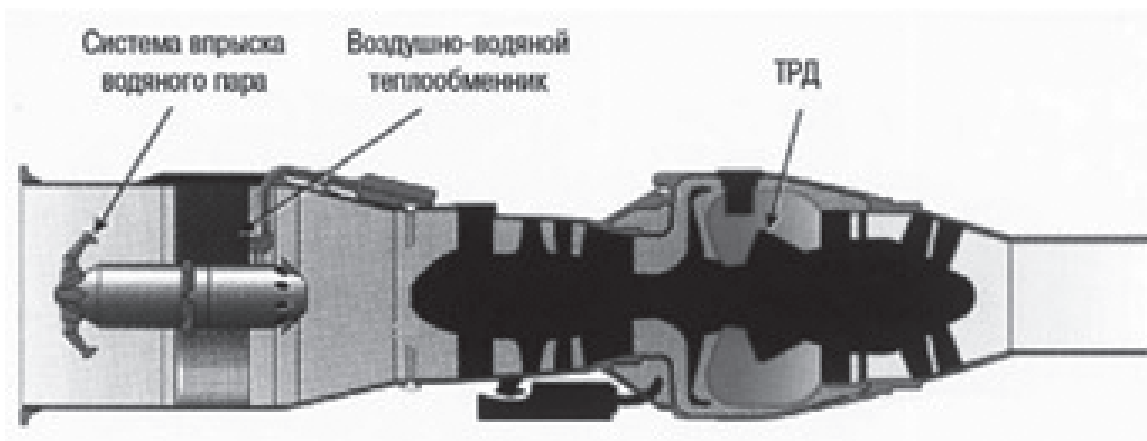


Рис. 1. Принципиальная схема двигателя с системой впрыска водяного пара

боратории Air Force Research Laboratory, показала стабильную работу агрегата с момента взлета до скоростей, равных 6 М, при этом расход топлива стал меньше, чем у комбинированных силовых установок (КСУ), а тяговооруженность сравнима с тяговооруженностью прямоточных воздушных реактивных двигателей. Изобретатели данной силовой установки считают, что спектр ее применения очень широк, возможно использование как на крылатых ракетах, так и на экспериментальных гиперзвуковых аппаратах. Например, такой двигатель предлагают устанавливать как первую ступень многократной транспортной системы, назначением которой является запуск спутников массой до 100 кг. Эта новая разработка представлена специалистами DARPA (Управление перспективных исследовательских проектов США) как летательный аппарат, состоящий из двух ракетных одноразовых ступеней, и в качестве первой ступени предлагается установить многократную ступень самолетного типа.

### Постановка задачи

Требуется найти решение, при котором скоростные характеристики турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой с впрыском воды были бы на порядок выше, чем без него; определить количество воды, необходимое для охлаждения воздуха на входе в двигатель до 120 и 300 °С.

Главными требованиями, предъявляемыми к двигателю, являются малая масса и стоимость при сравнительно высокой мощности. Соответственно, силовая установка должна быть работоспособной на всех скоростях до 6 М, а также на высотах в пределах 25—40 км, при эксплуатации должны выполняться все необходимые условия для осуществления полного цикла полета. При этом удельный расход топлива должен быть минимально возможным. Обслуживание не должно быть затруднено, тогда количество аэропортов, на которых данный летательный аппарат может базироваться, увеличивается и тем самым расширяется перечень его полетных маршрутов.

### Решение задачи

В ходе изучения процесса впрыска воды во входное устройство ТРДДФ была рассмотрена система впрыска охладителя, разработанная предприятием «Ивченко-Прогресс». Охладителем была выбрана вода, как самое легкодоступное и практически бесплатное вещество.

Впрыск жидкости на дозвуковых скоростях полета позволяет увеличить тягу, но вместе с увеличением тяги увеличивается расход топлива и тем самым снижается экономичность двигателя. Впрыскивание воды на скоростях ниже 1 М рационально использовать на взлете, а также в экстренных ситуациях, когда требуется пиковая тяга. Также оно может применяться в неблагоприятных для работы двигателя условиях, например для восстановления тяги в жаркую погоду или при низком давлении воздуха. Использование охладителя на сверхзвуковых скоростях позволяет обеспечить низкий расход топлива, максимальную тяговооруженность, близкую к тяговооруженности комбинированных силовых установок, а также стабильность работы при скоростях 3,5—6 М. И не стоит упускать из виду, что впрыск снижает температуру деталей, а также температуру топливоздушную смесь, что положительно влияет на КПД двигателя.

Впрыск воды реализуется перед компрессором внутреннего контура, это объясняется тем, что подача воды перед вентилятором снижает эффективность двигателя из-за попадания воды во внешний контур. Причины, по которым возрастает тяга двигателя:

- увеличивается объем рабочего тела, возрастает производительность компрессора, увеличиваются расход воздуха и топлива;
- возрастает степень повышения давления, соответственно, повышается свободная энергия.

Тем не менее главная цель нашей работы — это понижение температуры воздуха на входе в двигатель, что позволяло бы снизить тепловую нагрузку двигателя. Как уже не раз упоминалось, впрыск воды реализуется на входе в двигатель, при этом он должен обеспечить охлаждение воздуха до 120 и 300 °С при разных начальных температурах воды, которые составляют 20 и 60 °С, с учетом потерь в воздухозаборнике (рис. 2).

Результаты отображены графически на рис. 3—5.

Приведенные графики были построены для 1 кг воздуха. Это означает, что в графиках отображено количество воды, нужное для охлаждения 1 кг воздуха до температур 120 и 300 °С при заданных условиях полета летательного аппарата.

Из данных графиков можно увидеть, что диапазон применения воды в основном определяется температурой, до которой необходимо охладить воздух в проточной части двигателя.

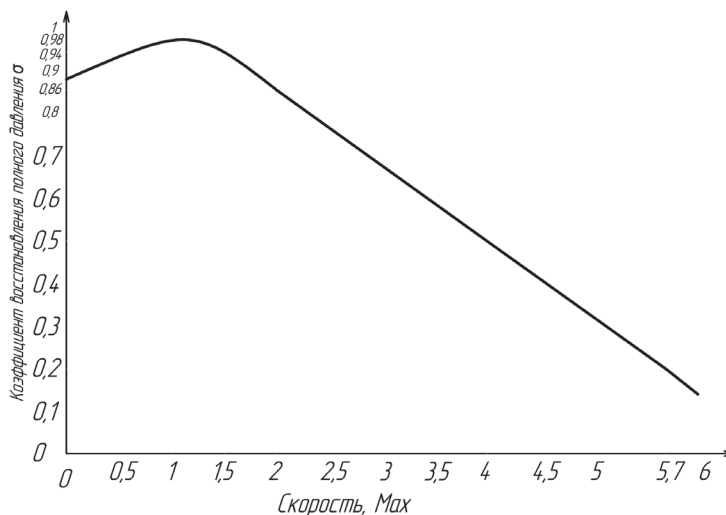


Рис. 2. Характеристика воздухозаборника

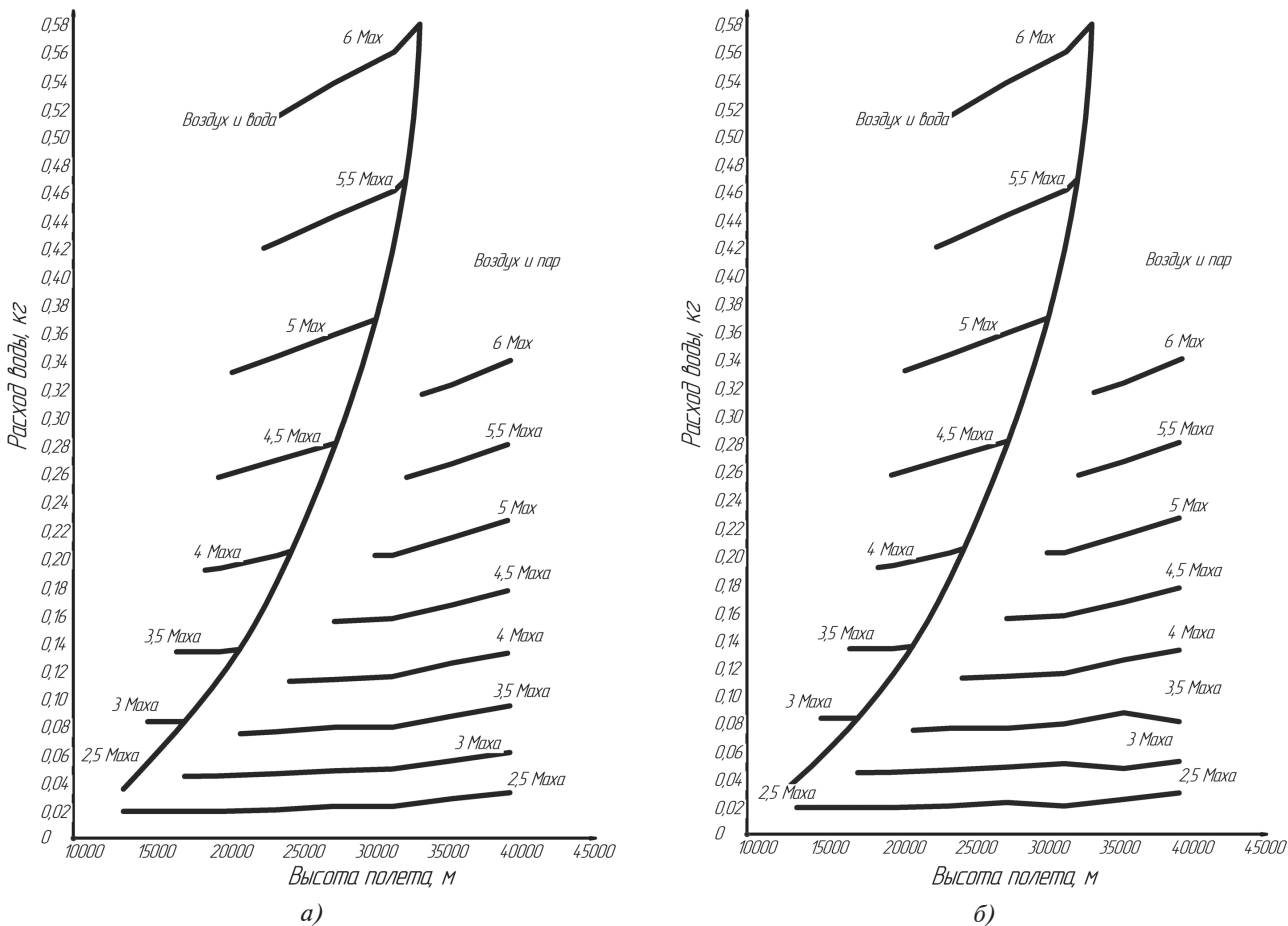


Рис. 3. Графики зависимости количества воды с начальной температурой 20 °С (а) и 60 °С (б) от скорости и высоты (охлаждение до 120 °С)

Из графиков можно сделать вывод, что при росте скорости и высоты полета уменьшается температура кипения воды, вследствие уменьшения давления, и диапазон эксплуатации заметно уменьшается. На некоторых режимах работы

двигателя невозможно испарить воду, так как ее температура кипения становится очень низкой.

Помимо этого, с увеличением высоты и скорости, очень сильно возрастает расход воды, на некоторых режимах он настолько огромен, что

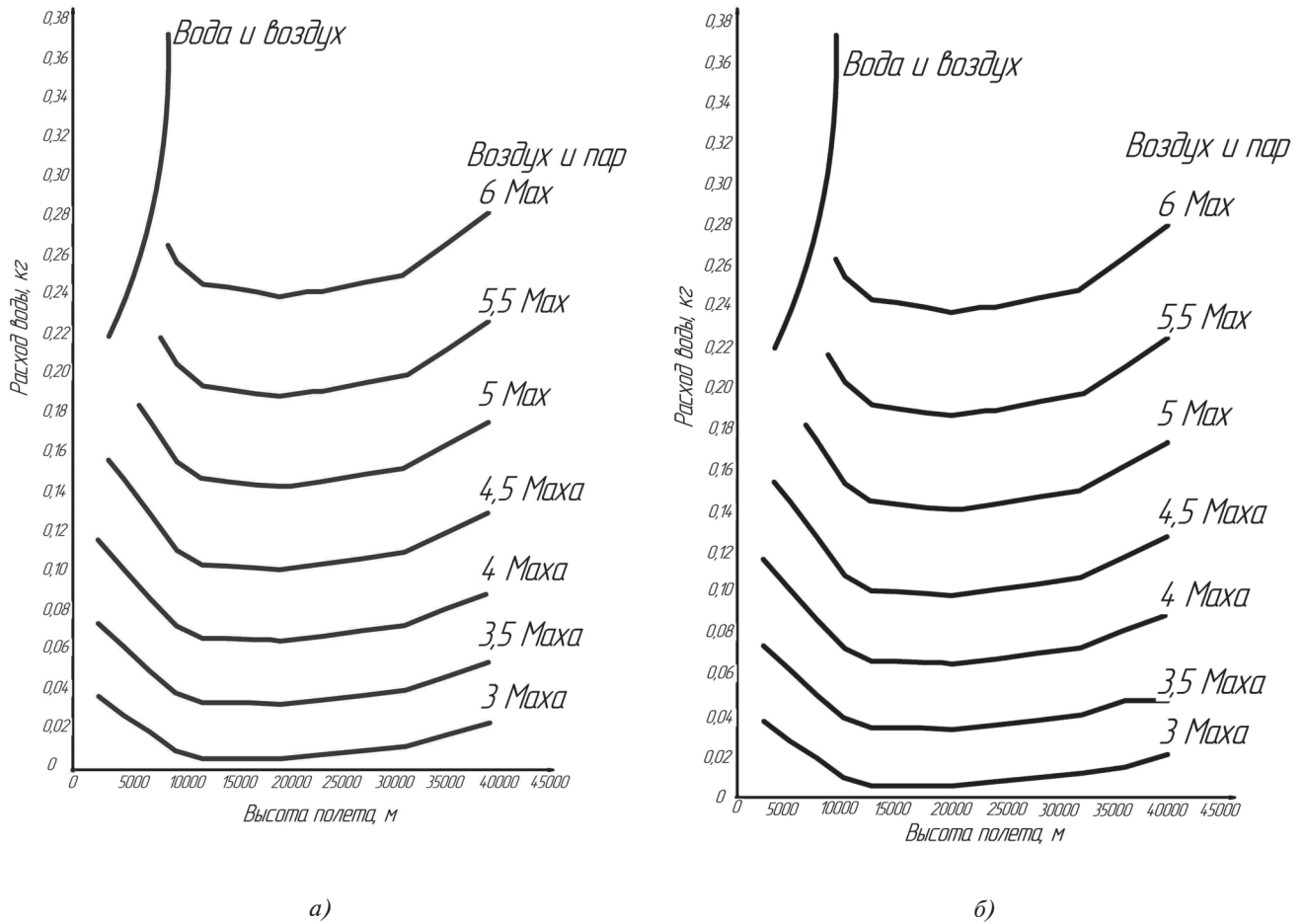


Рис. 4. Графики зависимости количества воды с начальной температурой 20 °С (а) и 60 °С (б) от скорости и высоты (охлаждение до 300 °С)

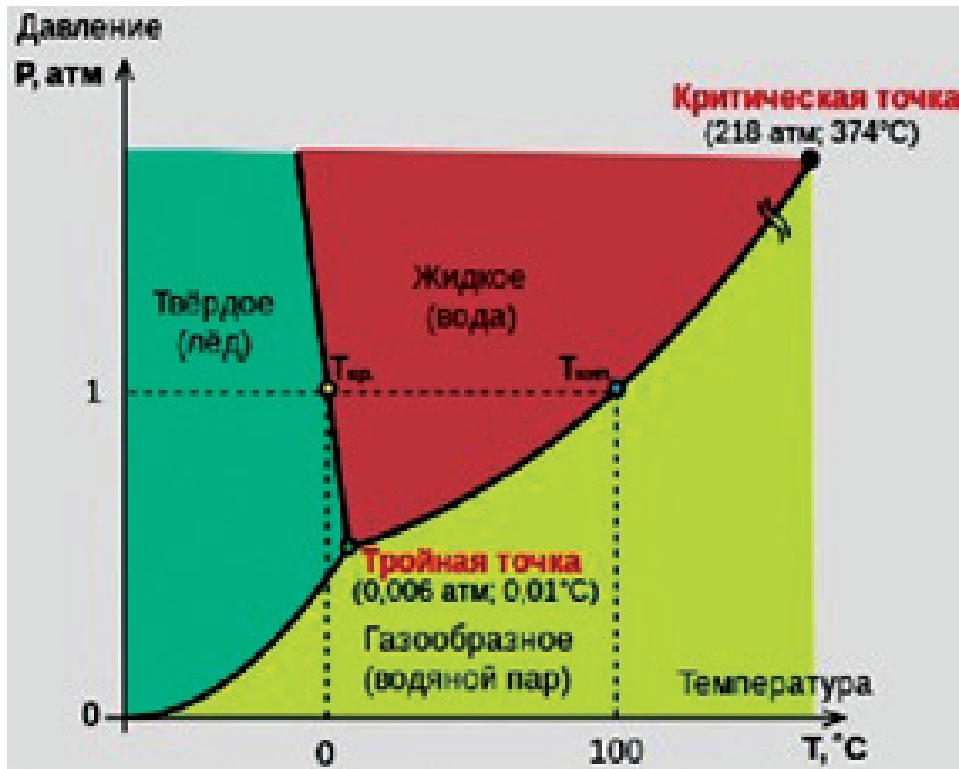


Рис. 5. Равновесное состояние воды в зависимости от температуры и давления

сравним с расходом горючего. Это приводит к отрицательному эффекту — увеличению взлетной массы. На графиках также видно, что потери охладителя в воздухозаборнике приводят к повышению расхода охладителя, что в принципе логично.

Вследствие применения впрыска охладителя воздух смешивается с водяным паром, образуя паровоздушную смесь, которая в дальнейшем заменяет воздух как рабочее тело и сама им становится. Такой эффект требует доработок и изменения конструкции двигателя, что, в свою очередь, ведет к усложнению производства и дальнейшей эксплуатации силовой установки.

Необходимые доработки, которые нужно внедрить для стабильной работы двигателя:

- двойная система питания со специальным устройством для впрыска охладителя;
- оптимизация профиля лопаток компрессора и турбины;
- модификация геометрических параметров проточной части двигателя;
- упрочнение конструкции;
- применение новых материалов.

Вполне очевидно, что охладитель нужно обязательно сохранять в жидком состоянии, соответственно бак для воды должен быть с каким-либо нагревательным элементом или же следует попробовать применить смесь воды со спиртом. Вместе с тем есть небольшой недостаток использования впрыска воды во входное устройство: незначительное возрастание концентрации углекислоты в отработавших газах.

Качество воды играет существенную роль, так как в воде содержатся разнообразные соли в небольших количествах. Со временем соли приводят к эрозии металлов в проточной части двигателя, также при некоторой наработке начнут засоряться каналы, по которым поступает вода, и потребуются замена или более тщательное обслуживание оборудования.

## Выводы

1. При росте скорости и высоты полета уменьшается температура кипения воды, вследствие уменьшения давления, и диапазон эксплуатации заметно уменьшается. На некоторых режимах работы двигателя невозможно испарить воду, так как ее температура кипения становится очень низкой.

2. Для постоянного поддержания нужной температуры впрыскиваемого охладителя требуется

установка теплообменника, но это отрицательно повлияет на массу летального аппарата, также не стоит забывать о температуре в баке и о том, что вода там может замерзнуть.

3. Увеличение высоты и скорости полета приводит к очень сильному возрастанию расхода воды, на некоторых режимах он настолько огромен, что сравним с расходом горючего. Это приводит к отрицательному эффекту — увеличению взлетной массы.

4. Вследствие применения впрыска охладителя усложняется устройство силовой установки, что ведет к усложнению всех технологических операций, от изготовления до настройки агрегата.

5. Впрыскивание воды в проточную часть способствует увеличению скоростных характеристик двигателя и дает возможность использовать его на скоростях до 6 М, но эта технология не лишена недостатков: увеличение взлетной массы, усложнение конструкции негативно влияют на дальность полета, усложняют эксплуатацию. Тем не менее идея очень перспективна в практическом использовании, но требует тщательной доработки как самого силового агрегата, так и летательного аппарата.

## Библиографический список

1. *Trefny C.J.* Hypersonic engine technology. NASA Lewis Research Center, October 10, 1996, p. 679.
2. Скоростные самолеты. — М.: АСТ Астрель, 2017. — 426 с.
3. *Фролов К.В.* (гл. ред.) *Машиностроение: Энциклопедия. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис.* — М.: Машиностроение. 2010. — 720 с.
4. *Склярова А.П., Горбунов А.А., Зиненков Ю.В., Агульник А.Б., Вовк М.Ю.* Поиск оптимальной силовой установки для повышения эффективности маневренного самолёта // *Вестник Московского авиационного института.* 2020. Т. 27. № 4. С. 181-191. DOI: 10.34759/vst-2020-4-181-191
5. *Омар Х.Х., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю.* Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения рекуператора // *Вестник Московского авиационного института.* 2020. Т. 27. № 4. С. 133-146. DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146
6. *Старцев Н.И.* Конструкция и проектирование основных узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. — 774 с.

7. Association of European Airlines: Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements. — Brussel: AEA, 1989. G(T)5656.
8. Zhang C., Gümmel V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants // Applied Thermal Engineering. 2019. Vol. 154, pp. 548–561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
9. Kim M., Ha M.Y., Min J.K. et al. Numerical study on the cross-corrugated primary surface heat exchanger having asymmetric cross-sectional profiles for advanced intercooled-cycle aero engines // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2013. Vol. 66, pp. 139–153. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.07.017
10. Лохтин О.И., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Методика создания 3D-модели летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 131-139. DOI: 10.34759/vst-2020-2-131-139
11. Xie G.N., Sundén B., Wang Q.W. Optimization of compact heat exchangers by a genetic algorithm // Applied Thermal Engineering. 2008. Vol. 28. No. 8-9, pp. 895–906. DOI: 10.1016/j.applthermaleng. 2007. 07.008
12. Осипов Е.В., Припадчев А.Д., Белов С.В., Горбунов А.А., Кривошеев И.А. Характеристики прямоточных воздушно-реактивных двигателей: Учеб. пособие. — Оренбург: ОГУ, 2018. - 128 с.
13. Фокин Д.Б., Луковников А.В., Сунцов П.С. Особенности математического моделирования рабочего процесса двухрежимных гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 137-145.
14. Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostyuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gasturbine engines flow passage components // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001. Vol. 123. No. 3, pp. 495-501. DOI: 10.1115/1.1285841
15. Горбунов А.А., Припадчев А.Д. Имитационное моделирование в автоматизированном проектировании воздушных судов: Учеб. пособие. — Оренбург: ОГУ, 2014. — 103 с.
16. Эзрохи Ю.А., Фокин Д.Б., Нягин П.В. Применение методов математического моделирования для оценки характеристик двухконтурного турбореактивного двигателя с общей форсажной камерой // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 99-111. DOI: 10.34759/vst-2020-2-99-111
17. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H.O., Rybakov V. Increase the Efficiency of a Gas Turbine Unit for Gas Turbine Locomotives by Means of Steam Injection into the Flow Section // The 2nd International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC 2018). Vol. 220. DOI: 10.1051/matesconf/ 201822003010
18. Богданов В.И. Исследования по реализации пульсирующих рабочих процессов в реактивных двигателях // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 100-109.
19. Bowman C.L., Marien T.V., Felder J.L. Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion for commercial transport // AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium EATS'2018 (09-11 July 2018; Cincinnati, Ohio, United States). AIAA 2018-4984. DOI: 10.2514/6.2018-4984
20. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69. No. 6, pp. 518-526. DOI: 10.1108/00022669710185977

## TURBOJET ENGINE POWER INCREASING BY AIR-COOLING AT THE INLET DEVICE

Nikitin I.S.\* , Magdin A.G.\*\* , Pripadchev A.D.\*\*\* , Gorbunov A.A.\*\*\*\*

Orenburg State University,  
13, prospect Pobedy, Orenburg, 460018, Russia

\* e-mail: zmii0005@gmail.com

\*\* e-mail: magdin.sasha@yandex.ru

\*\*\* e-mail: apripadchev@mail.ru

\*\*\*\* e-mail: gorbynovaleks@mail.ru

### Abstract

This publication briefly discusses the possibility of high-quality improvement of the power plant performance, built on the turbofan basis, by injecting water into the inlet device. The probability of this power plant introducing into the space transport system, instead of the first stage at the flight speeds up to six Mach, was considered as well. The expert analysis of the existing research solutions was performed. This technology realization solves the problems of cargo transportation to the International Space Station (ISS). There is a possibility of creating a passenger spacecraft with an immense flight speed in the future.

It is necessary to find a solution, with which the speed characteristics of a turbojet bypass engine with an afterburner are an order of magnitude higher with water injection than without it, and find out the required amount of water necessary for air-cooling to 120°C and 300°C at the engine inlet.

The basic requirements placed for the engine are the low weight and cost at a comparatively high power. Accordingly, the power plant should be operational at all speeds up to six Mach, as well as its operation must meet all the necessary conditions at altitudes within 25-40 km to implement a full flight cycle. The engine herewith should be of the lowest possible specific fuel consumption. Maintenance should not be impeded, since it is necessary to expand the number of airports at which this aircraft can be based, expanding thereby its flight routes.

Water injection of into the flow part increases the engine speed characteristics and its application at the speeds up to six Mach. However, this technology has its minuses as well. Takeoff weight increase and complication of the design negatively affect the flight range and the ease of operation. Due to the cooler injection application, the the power plant device becomes more complicated, which leads to the complication of all technological operations, from manufacturing to setting up the unit.

Nevertheless, the idea is rather promising in practical application, but it requires an utmost high-quality detailed refinement of both the power unit itself and the aircraft.

**Keywords:** turbojet engine power increasing, afterburner, inlet device cooling, supersonic aircraft.

### References

1. Trefhy C.J. *Hypersonic engine technology*. NASA Lewis Research Center, October 10, 1996, p. 679.
2. *Skorostnyye samolety* (High-speed aircraft), Moscow, AST Astrel, 2017, 426 p.
3. Frolov K.V. (ed) *Mashinostroenie. Entsiklopediya. Samolety i vertolety. T. IV-21. Aviatsionnye dvigateli. Kn. 3* (Mashinostroenie. Encyclopedia. Planes and helicopters. Vol. IV-21. Aircraft engines. Book 3), Moscow, Mashinostroenie, 2010, 720 p.
4. Sklyarova A.P., Gorbunov A.A., Zinenkov Y.V., Agul'nik A.B., Vovk M.Y. Search for optimal power plant to improve maneuverable aircraft efficiency. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 181-191. DOI: 10.34759/vst-2020-4-181-191
5. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y. Efficiency improving of aviation bypass turbojet engines through recuperator application. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 133-146. DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146
6. Startsev N.I. *Konstruktsiya i proektirovanie osnovnykh uzlov i sistem aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Design and development of main components and systems of aircraft engines and power plants), Samara, SGAU, 2013, 774 p.
7. *Association of European Airlines: Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements*. Brussel, AEA, 1989. G(T)5656.
8. Zhang C., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Applied Thermal Engineering*, 2019, vol. 154, pp. 548–561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
9. Kim M., Ha M.Y., Min J.K. et al. Numerical study on the cross-corrugated primary surface heat exchanger having asymmetric cross-sectional profiles for advanced intercooled-cycle aero engines.



- International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, vol. 66, pp. 139–153. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.07.017
10. Lokhtin O.I., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S. A technique for 3D-model developing of a flying vehicle with ducted rocket engine. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 131-139. DOI: 10.34759/vst-2020-2-131-139
  11. Xie G.N., Sundén B., Wang Q.W. Optimization of compact heat exchangers by a genetic algorithm. *Applied Thermal Engineering*, 2008, vol. 28, no. 8-9, pp. 895–906. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2007.07.008
  12. Osipov E.V., Pripadchev A.D., Belov S.V., Gorbunov A.A., Krivosheev I.A. *Kharakteristiki pryamotochnykh vozdushno-reaktivnykh dvigatelei* (Characteristics of ramjet engines), Orenburg, OGU, 2018, 128 p.
  13. Fokin D.B., Lukovnikov A.V., Suntsov P.S. Features of mathematical modelling of dual-mode scramjet working process. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 137-145.
  14. Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostiuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gasturbine engines flow passage components. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, vol. 123, no. 3, pp. 495-501. DOI: 10.1115/1.1285841
  15. Gorbunov A.A., Pripadchev A.D. *Imitatsionnoe modelirovanie v avtomatizirovannom proektirovanii vozdushnykh sudov* (Simulation modeling in aircraft automated design), Orenburg, OGU, 2014, 103 p.
  16. Ezrokhi Y.A., Fokin D.B., Nyagin P.V. Mathematical modelling application for characteristics estimation of bypass turbojet with common afterburner. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 99-111. DOI: 10.34759/vst-2020-2-99-111
  17. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H.O., Rybakov V. Increase the Efficiency of a Gas Turbine Unit for Gas Turbine Locomotives by Means of Steam Injection into the Flow Section. *The 2nd International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC 2018)*, vol. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
  18. Bogdanov V.I. Research on realization of pulsating working processes in jet engines. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 100-109.
  19. Bowman C.L., Marien T.V., Felder J.L. Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion for commercial transport. *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium EATS'2018 (09-11 July 2018; Cincinnati, Ohio, United States)*. AIAA 2018- 4984. DOI: 10.2514/6.2018-4984
  20. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 69, no. 6, pp. 518-526. DOI: 10.1108/00022669710185977