



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02K 7/16 (2019.02); F02C 7/143 (2019.02)

(21)(22) Заявка: 2018128034, 31.07.2018

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
31.07.2018

Дата регистрации:
08.07.2019

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 31.07.2018

(45) Опубликовано: 08.07.2019 Бюл. № 19

Адрес для переписки:
129110, Москва, ул. Щепкина, 42, стр. 1, 2,
Госкорпорация "Роскосмос", начальнику
Отдела учета и анализа результатов научно-
технической деятельности, Н.Г. Горбановскому

(72) Автор(ы):

Слесарев Денис Федорович (RU),
Тарарышкин Вадим Иванович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Российская Федерация, от имени которой
выступает Государственная корпорация по
космической деятельности "Роскосмос" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2386832 C1, 20.04.2010. RU
2033549 C1, 20.04.1995. RU 2179255 C2,
10.02.2002. EP 781909 A3, 02.07.1997. WO
2010124698 A1, 04.11.2010.

(54) Комбинированный двигатель летательного аппарата

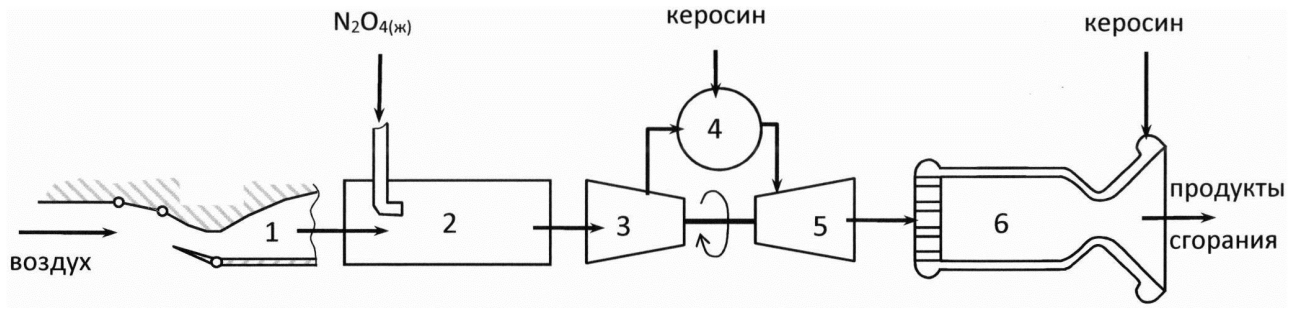
(57) Реферат:

Изобретение относится к авиационной и ракетно-космической технике и может быть использовано для создания авиационно-космической системы горизонтального старта или же для создания самолета, который будет иметь возможность осуществлять кратковременный полет с гиперзвуковой скоростью. Комбинированный двигатель летательного аппарата содержит сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник, который оканчивается дозвуковым расширяющимся диффузором, компрессор, окислительный газогенератор для повышения температуры газа,

вращающую компрессор турбину и камеру сгорания с авторегулируемым соплом, выполненными охлаждаемыми. Турбина выполнена с возможностью регулирования расхода. Между воздухозаборником и компрессором установлен смеситель, выполненный с возможностью подмешивать к потоку воздуха жидкий азотный тетраоксид при скорости полета, соответствующей числу Маха $3 < \text{Mn} < 6$. Использование изобретения позволяет снизить массу двигательной установки и упростить ее конструкцию. 1 ил., 1 табл.

RU 2 693 951 C1

RU 2 693 951 C1



RU 2693951 C1

RU 2693951 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
F02K 7/16 (2006.01)
F02C 7/143 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02K 7/16 (2019.02); *F02C 7/143* (2019.02)

(21)(22) Application: **2018128034, 31.07.2018**

(24) Effective date for property rights:
31.07.2018

Registration date:
08.07.2019

Priority:

(22) Date of filing: **31.07.2018**

(45) Date of publication: **08.07.2019** Bull. № 19

Mail address:

**129110, Moskva, ul. Shchepkina, 42, str. 1, 2,
Goskorporatsiya "Roskosmos", nachalniku Otdela
ucheta i analiza rezultatov nauchno-tekhnicheskoy
deyatelnosti, N.G. Gorbanovskomu**

(72) Inventor(s):

**Slesarev Denis Fedorovich (RU),
Tararyshkin Vadim Ivanovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaya Federatsiya, ot imeni kotoroj
vystupaet Gosudarstvennaya korporatsiya po
kosmicheskoy deyatelnosti "Roskosmos" (RU)**

(54) **COMBINED AIRCRAFT ENGINE**

(57) Abstract:

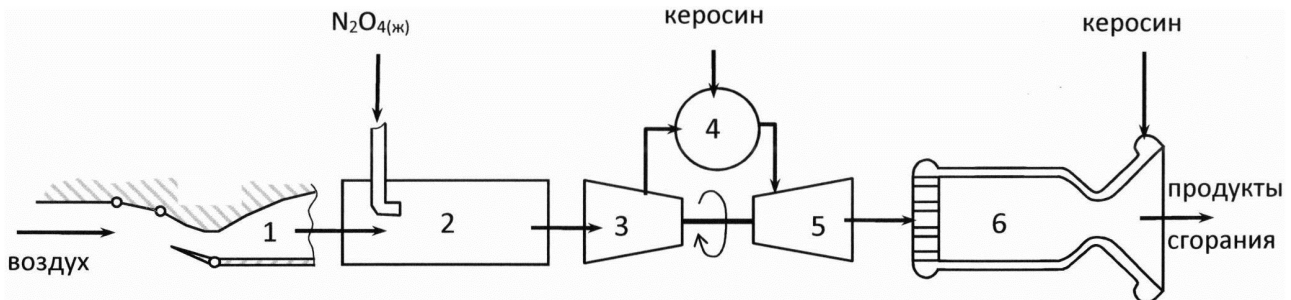
FIELD: machine building.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft and space-rocket equipment and can be used for creation of aerospace system of horizontal launch or for creation of aircraft, which will be able to perform short-term flight with hypersonic speed. Combined aircraft engine comprises supersonic controlled air intake, which ends with subsonic expanding diffuser, compressor, oxidative gas generator for increasing gas temperature, rotating

compressor to turbine and combustion chamber with self-regulated nozzle made cooled. Turbine has the possibility of flow rate control. Between air intake and compressor mixer is installed, made with possibility to mix liquid nitrogen tetraoxide to air flow at flight speed corresponding to Mach number $3 < Mn < 6$.

EFFECT: use of the invention allows reducing weight of the propulsion unit and simplifying its design.

1 cl, 1 dwg, 1 tbl



Изобретение относится к авиационной и ракетно-космической технике и может быть использовано для создания авиационно-космической системы (АКС) горизонтального старта или же для создания иных летательных аппаратов, которые будут иметь возможность осуществлять кратковременный полет с гиперзвуковой скоростью.

5 В качестве основного применения изобретения рассматривается его использование для создания маршевых двигателей самолетной ступени многоступенчатой АКС, позволяющих разогнать авиационно-космическую систему от нулевой начальной скорости и до скорости в конце работы самолетной ступени ~ 1.8 км/с, что соответствует числу Маха полета $M_n \approx 6$.

10 Основным параметром, определяющим эффективность использования двигателя в составе летательного аппарата (ЛА), является удельный импульс тяги $I_{уд}$ - сила тяги, отнесенная к секунднему массовому расходу запасенного на борту топлива. Чем больше удельный импульс тяги, тем меньший бортовой запас топлива (при прочих равных условиях) необходим для достижения требуемой дальности полета или конечной скорости ЛА. Поэтому при разработке двигателя для ЛА необходимо стремиться к
15 тому, чтобы этот двигатель имел максимально высокий удельный импульс тяги на всей траектории полета.

Из определения $I_{уд}$ очевидно, что для его увеличения необходимо сокращать массовый расход топлива и увеличивать силу тяги.

20 Рассмотрим, насколько эффективно решается эта задача на имеющемся техническом уровне в керосиновом воздушно-реактивном двигателе (ВРД) в варианте ТРДФ (с форсажной камерой) и кислородно-керосиновом жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) с дожиганием окислительного генераторного газа.

В части расхода топлива ВРД имеет очевидное преимущество перед ЖРД, так как
25 в процессе работы использует атмосферный воздух вместо запасаемого на борту окислителя, который для ЛА с кислородно-керосиновым ЖРД, составляет примерно % массы топлива в баках.

Далее сопоставим ВРД и ЖРД в части эффективности обеспечения высокого уровня тяги при одном и том же суммарном массовом расходе через двигатель.

30 Как в ВРД, так и в ЖРД при одном и том же суммарном массовом расходе через двигатель и при прочих равных условиях тяга двигателя возрастает при увеличении скорости истечения газов (W_a) из выхлопного сопла, которая, в свою очередь, возрастает при увеличении давления торможения и температуры торможения продуктов сгорания перед выходным соплом (при $R_r, P_a = \text{const}$).

35 В кислородно-керосиновых ЖРД температура торможения в камере сгорания, т.е. перед выхлопным соплом, достигает ~ 3600 К, а давление в камере сгорания достигает 26 МПа. За счет таких высоких значений этих параметров в ЖРД реализуется высокая скорость истечения из выхлопного сопла W_a и, соответственно, высокий уровень тяги. Так как ЖРД использует только запасенное на борту топливо, его тяга не зависит от
40 скорости полета (с точностью до статической составляющей).

В керосиновых ВРД (ТРДФ) температура торможения перед выходным соплом ограничена тепловым эффектом реакций горения топлива керосин + воздух и не может превышать ~ 2300 К. Давление торможения перед выхлопным соплом ВРД имеет величину порядка нескольких атмосфер - столь невысокий уровень давления связан, в
45 первую очередь, с очень большой величиной потребной работы воздушного компрессора при ограниченной величине располагаемой работы турбины, приводящей этот компрессор во вращение. Вследствие таких относительно низких по сравнению с ЖРД значений параметров перед выхлопным соплом скорость истечения W_a в ВРД

существенно меньше, чем в ЖРД.

Тяга ВРД существенно зависит от скорости полета. В условиях работы двигателя на земле или же полета с малой скоростью ($W_n \rightarrow 0$), тяга ВРД прямо пропорциональна скорости истечения W_a - поэтому, при одном и том же расходе продуктов сгорания

5 тяга ВРД в таких условиях всегда будет меньше, чем у ЖРД, так как $W_{a(ВРД)} < W_{a(ЖРД)}$.

В условиях полета высокой скоростью количество движения потребляемого ВРД воздуха уже не пренебрежимо мало, что приводит к снижению тяги по мере увеличения скорости полета. В конце концов, когда скорость W_n становится равной W_a , тяга ВРД

10 становится равной нулю.

Кроме того, при увеличении скорости полета температура торможения воздуха на входе в двигатель также быстро увеличивается, что приводит к росту потребной работы компрессора и снижению степени сжатия воздуха (Г.Н. Абрамович, Прикладная газовая динамика, «Наука», Москва, 1969 г.) и к уменьшению давления перед выходным соплом. Это ведет к дополнительному снижению скорости истечения W_a и, соответственно, к

15 дополнительному уменьшению силы тяги.

Практически для керосиновых ТРДФ вырождение наступает при $M_n \approx 3 \dots 4$ - что не позволяет их использовать в качестве движителя при гиперзвуковых скоростях полета.

Также быстрое увеличение температуры торможения используемого двигателем воздуха при возрастании скорости полета (например, при $M_n = 6$ температура

20 торможения воздуха достигает уже $\sim 1800\text{K}$) приводит к еще одной проблеме - при наличии в составе ВРД турбокомпрессорной группы не обеспечивается прочность лопаток компрессора низкого давления, т.к. эти лопатки имеют большую длину и даже без дополнительного теплового воздействия испытывают близкие к предельным механические нагрузки из-за вращения.

25 Таким образом, при одном и том же суммарном массовом расходе вещества через двигатель:

- ЖРД обеспечивает высокую тягу при всех скоростях полета из-за высокой скорости истечения W_a , но при малых скоростях полета имеет удельный импульс тяги существенно

30 меньший, чем ВРД - из-за необходимости расходовать запасаемый на борту окислитель.

- ВРД при малых скоростях полета (W_n) имеет тягу меньше, чем ЖРД из-за меньшей скорости истечения W_a , но существенно более высокий удельный импульс тяги за счет

меньшего, чем у ЖРД расхода топлива.

- ВРД при больших скоростях полета, когда $W_n \rightarrow W_a$, практически не создает тягу и поэтому его удельный импульс тяги может быть даже ниже чем у ЖРД.

35 Наиболее очевидным решением проблемы создания двигателя, работоспособного во всем требуемом для самолета-разгонщика диапазоне скоростей полета ($0 < M_n < 6$) и одновременно обеспечивающего высокое значение удельного импульса тяги, является сочетание в одном двигателе полезных характеристик ВРД, в котором используется в качестве компонента топлива атмосферный воздух, и ЖРД, в котором высокие

40 температура и давление торможения продуктов сгорания, с одновременной минимизацией недостатков, присущих обоим этим классам двигателей. Такой двигатель относится к классу комбинированных.

В соответствии с представленным выше анализом, процесс в этом комбинированном двигателе должен обеспечивать:

45 - использование атмосферного воздуха на всей траектории полета для повышения экономичности до уровня, сопоставимого с ВРД;

- повышение параметров торможения (давления и температуры) перед выхлопным соплом до сопоставимого с ЖРД уровня;

- понижение температуры торможения воздуха перед компрессором до уровня, обеспечивающего работоспособность лопаток рабочего колеса.

Кроме того, очевидным требованием к двигательной установке ЛА является минимизация ее массы.

5 Известны различные схемы комбинированных двигателей (Ю.Н. Нечаев, Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов, Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, Москва, 1996 г, стр. 22-63), однако они не в полном объеме удовлетворяют сформулированным выше требованиям или же имеют весьма сложную конструкцию.

10 В настоящее время (Популярная механика, стр. 36-41, февраль, 2018 г) в США и Великобритании ведутся работы по созданию комбинированного двигателя аналогичного целевого назначения по программе SABRE, что подтверждает актуальность затронутой проблемы. Данный комбинированный двигатель выбран в качестве прототипа.

15 От классического турборакетного двигателя, в котором в качестве горючего и рабочего тела турбины используется водород, SABRE отличается контуром промежуточного теплоносителя (He), в котором сложным образом осуществляющего перенос тепла между воздухом и водородом, при этом часть этого тепла преобразуется в механическую работу.

20 Прототип включает в себя сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник, оканчивающийся дозвуковым расширяющимся диффузором, теплообменники, турбокомпрессорную группу для сжатия газа, окислительный газогенератор для повышения температуры газа, форсажную камеру, по конструкции аналогичную камере сгорания ЖРД с авторегулируемым выхлопным соплом.

25 В рамках программы SABRE был продемонстрирован экспериментальный неполноразмерный теплообменник для предварительного охлаждения воздуха перед компрессором и заявлено о скором проведении огневых испытаний прототипа двигателя. В целом, SABRE удовлетворяет сформулированным выше требованиям к процессу в двигателе, однако, теплообменник имеет очень сложную конструкцию, а сам двигатель
30 - весьма сложную схему. В качестве подтверждения сложности схемы двигателя достаточно указать лишь на то, что в SABRE имеется три отдельных теплообменника, три компрессора, три турбины и два насоса жидких компонентов - все в виде отдельных агрегатов.

35 Задачей настоящего изобретения является устранение указанных недостатков прототипа и других типов комбинированных двигателей.

Технический результат заключается в снижении массы двигательной установки ЛА и упрощении ее конструкции.

40 Технический результат достигается тем, что комбинированный двигатель летательного аппарата, содержащий сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник, оканчивающийся дозвуковым расширяющимся диффузором, компрессор для сжатия газа, окислительный газогенератор для повышения температуры газа, вращающую компрессор турбину и камеру сгорания с авторегулируемым соплом, включает установленный между воздухозаборником и компрессором смеситель, выполненный
45 с возможностью подмешивать к потоку воздуха жидкий азотный тетраоксид при скорости полета, соответствующей числу Маха $3 < M < 6$.

Необходимость установки смесителя для подачи азотного тетраоксида (АТ), объясняется следующим.

1. Содержание кислорода в N_2O_4 существенно больше, чем в воздухе, поэтому АТ

является более эффективным окислителем. Из-за этого подача жидкого АТ при последующем сжигании его с воздухом и керосином может существенно повысить температуру продуктов сгорания в камере вплоть до характерного для камеры ЖРД очень высокого уровня температуры. Термодинамические расчеты показывают, что при составе окислителя $G_{N_2O_4}=0$, $G_{возд}=100\%$ (участок полета при $Mn \leq 3$) максимальная температура продуктов сгорания будет $\sim 2300K$, а при температуре торможения воздуха $\approx 1800K$ (соответствует $Mn=6$) и при составе окислителя $G_{N_2O_4}=50\%$, $G_{возд}=50\%$ температура продуктов сгорания уже будет $3100K$ - т.е. близкой к уровню, имеющемуся в кислородно-керосиновых ЖРД. То есть, добавление N_2O_4 существенно увеличивает тягу двигателя.

2. АТ имеет умеренную токсичность, давно освоен в ракетно-космической технике как штатный окислитель, не является криогенным компонентом, имеет высокую плотность - что благоприятно скажется на эксплуатационных характеристиках авиационно-космической системы и минимизирует объем баков, необходимых для хранения на борту этого компонента, что уменьшает вес и упрощает конструкцию комбинированного двигателя.

3. Диссоциация $N_2O_4 \rightarrow 2NO_2$ происходит эндотермически и завершается практически полностью при относительно невысоких температурах - при температурах ниже предельной рабочей температуры лопаток компрессора низкого давления (Л.И. Кольхан, В.Б. Нестеренко, Теплообмен в диссоциирующем теплоносителе четырехокси азота, «Наука и техника», Минск, 1977 г., Теплофизические свойства четырехокси азота, под. ред., члена-корреспондента АН БССР В.Б. Нестеренко, «Наука и техника», Минск, 1982 г.). Сравнение количества тепла, которое может поглотить АТ и $O_{2(ж)}$ при температуре в смесителе $600K$ показывает:

Табл.

	Располагаемый перепад температур, К	Средняя Ср, кДж/(кг·К)	$\Delta Q_{нагрева}$, кДж/кг	$\Delta Q_{испарения}$, кДж/кг	$\Delta Q_{диссоц}$, кДж/кг	Максимальное количество поглощаемого тепла, кДж/кг
$O_{2(ж)}$	600-110=490	0.95	466	$\sim 190(мах)$	нет	656
$N_2O_{4(ж)}$	600-280=320	1.00	320	$\sim 410(мах)$	620*	1350

*) Учтена только первая стадия диссоциации $N_2O_4 \rightarrow 2NO_2$, вторая стадия диссоциации $2NO_2 \rightarrow 2NO + O_2$ не учитывалась из-за относительно медленной скорости этой реакции.

То есть за счет диссоциации АТ захлаживает горячий воздух примерно в 2 раза более эффективно, даже чем жидкий кислород и поэтому на борту его требуется запастись в 2 раза меньше, что также упрощает конструкцию и уменьшает вес двигательной установки.

4. По предварительным оценкам возможность возгорания лопаток турбины и аналогичных по тепловому состоянию элементов конструкции при использовании в качестве рабочего тела генераторного газа, полученного на основе сжигания АТ и воздуха с небольшим количеством керосина, остается практически на том же уровне, что и при использовании традиционного для турбореактивного двигателя генераторного газа, получаемого при сжигании топлива воздух + керосин.

Таким образом, впрыск жидкого азотного тетраоксида обеспечивает достижение указанного выше технического результата, заключающегося в снижении массы двигательной установки ЛА, упрощении ее конструкции и улучшении характеристик.

Изобретение поясняется на фиг.

На фиг. представлен комбинированный двигатель ЛА, содержащий сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник 1, оканчивающийся дозвуковым расширяющимся диффузором, смеситель 2, предназначенный для подачи в поток воздуха жидкого АТ, компрессор 3, окислительный газогенератор 4 - камера сгорания в терминологии ВРД, предназначенный для повышения температуры газа перед турбиной за счет сжигания его с малым количеством керосина, турбину 5, вращающую компрессор, и камеру сгорания с авторегулируемым соплом 6 - аналог форсажной камеры в ВРД, в которой подается основной расход керосина, происходит сжигание компонентов при высокой температуре и их истечение через сопло с внешним расширением - частичным или полным. Двигатель также оснащается (на Фиг. не показано) системами сжатия и подачи жидких компонентов и другими присущими обычному ВРД системами. В турбине 5 должна быть предусмотрена возможность регулирования по расходу без значительных потерь КПД, например, изменением степени парциальности - основное регулирование, и поворотом лопаток соплового аппарата - вспомогательное регулирование. Камера 6 оснащается авторегулируемым выхлопным соплом с полным или частичным внешним расширением и, из-за повышенного уровня температуры продуктов сгорания, может иметь наружное охлаждение аналогично камере ЖРД.

По своему принципу действия двигатель является аналогом ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа, а по конструкции отличается от ВРД только наличием смесителя 2 и тем, что камера сгорания 6, по-видимому, будет иметь наружное охлаждение, как в ЖРД.

Рассмотрим способ работы предлагаемого двигателя и его применение в составе АКС.

От момента взлета и до достижения скорости $Mn=3$ двигатель работает без подачи N_2O_4 , то есть в режиме обычного ВРД. Далее, при скоростях $3 < Mn < 6$ включается подача N_2O_4 в смеситель - режим ЖРД. АТ подается в количестве, необходимом для поддержания температуры на входе в компрессор вне зависимости от скорости полета на уровне 600К. Это делает достаточно эффективным использование в составе двигателя турбокомпрессорной группы, так как препятствует росту потребной адиабатной работы компрессора даже при высоких скоростях полета и обеспечивает работоспособность лопаток компрессора низкого давления даже при высокой температуре воздуха после воздухозаборника. При этом расход N_2O_4 возрастает по мере увеличения скорости самолета - от $G_{N_2O_4}/G_{возд}=0$ при $Mn=3$ до $G_{N_2O_4}/G_{возд} \approx 0.5$ при $Mn \approx 6$. После достижения скорости полета, соответствующей $Mn=6$, может происходить отделение от самолета-носителя второй ракетной ступени, а самолет совершает посадку на аэродром, используя комбинированный двигатель в режиме ВРД. Указанные диапазоны чисел Маха являются оценочными и могут быть уточнены по результатам оптимизации АКС в целом.

Предлагаемое техническое решение имеет следующие преимущества.

По результатам расчетных оценок, на режиме ВРД удельный импульс тяги такого двигателя, как и у любого ВРД, будет в разы выше, чем у ЖРД. На втором режиме с подачей N_2O_4 , удельный импульс тяги рассматриваемого комбинированного двигателя начинает снижаться с ростом скорости полета, однако, до $Mn \approx 6$ остается выше, чем у классических ЖРД первых ступеней РН.

Использование одного и того же двигателя во всем требуемом диапазоне скоростей полета снизит массу всей двигательной установки, по сравнению с рассматриваемыми в настоящий момент другими двигательными установками аналогичного назначения,

состоящими из ВРД + ГПВРД. При этом такой двигатель может использоваться непосредственно с момента старта, а снижение тяги при гиперзвуковых или близких к ним скоростях полета у него существенно меньше, чем у всех классов ВРД.

5 В отличие от других типов комбинированных двигателей, рассматриваемый отличается более простой конструкцией и более высокой степенью преемственности с уже существующими ВРД и ЖРД.

(57) Формула изобретения

10 Комбинированный двигатель летательного аппарата, содержащий сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник, который оканчивается дозвуковым расширяющимся диффузором, компрессор, окислительный газогенератор для повышения температуры газа, вращающую компрессор турбину и камеру сгорания с авторегулируемым соплом, отличающийся тем, что камера сгорания с авторегулируемым соплом выполнены охлаждаемыми, турбина выполнена с возможностью регулирования по расходу, а
15 между регулируемым воздухозаборником и компрессором установлен смеситель, выполненный с возможностью подмешивать к потоку воздуха жидкий азотный тетраоксид при скорости полета, соответствующей числу Маха $3 < M < 6$.

20

25

30

35

40

45

