лей / Л. А. Эпштейн, И. Э. Вольгрод // Труды ЦАГИ. М. : ЦАГИ, 1982.

2. Жуковский, Н. Е. Полное собрание сочинений / Н. Е. Жуковский ; под ред. А. П. Котельникова. М. ; Л. : ЦАГИ, 1937. Т. 7.

3. Седов, Л. И. Методы подобия и размерности в механике / Л. И. Седов. М. : Наука.

4. Богомолов, А. И. Гидравлика : учебник для вузов / А. И. Богомолов, К. А. Михайлов. М. : Стройиздат, 1976.

5. Мартынов, А. К. Методы и задачи практической аэродинамики / А. К. Мартынов, Д. С. Горшенин. М. : Машиностоение, 1977.

6. Емцев, Е. Г. Техническая гидродинамика : учебник / Е. Г. Емцев. М. : Машиностроение, 1978.

7. Башта, Т. М. Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств / Т. М. Башта. М. : Оборонгиз, 1979.

8. Талиев, В. Н. Аэродинамика вентиляции : учебник / В. Н. Талиев. М. : Стройиздат, 1979.

9. Газогидравлическая аналогия и ее практическое приложение / Р. И. Виноградов, М. И. Жуковский, Н. Р. Якубов. М. : Машиностоение, 1978.

A. S. Matvienko, A. N. Cherkasov, D. A. Isaev

HYDRODIYNAMICAL EXPLORATION OF SIDE FACE CURRENT OF DIRECT LATTICES

Hydrodynamical exploration of side face current of direct lattices is presented. The technique of the experiment carrying out is described and features of side face current are revealed.

Keywords: compressor, hydraulic tray, boundary layer, blade ring.

УДК 629.7.036.7.001.2(082)

В. М. Краев, В. С. Славин, М. В. Краев

УСКОРЕНИЕ ГАЗОВОГО ПОТОКА В КАНАЛЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ[1]

Рассматривается возможность дальнейшего совершенствования электрореактивных двигателей за счет ускорения газового потока в его канале за счет действия электродинамической силы Лоренца в неоднородном газоплазменном потоке. Приводятся результаты расчета основных параметров двигателя с тягой 1 400 Н.

Ключевые слова: электрореактивный двигатель, газовый поток, ускорение.

Электрические реактивные двигатели (ЭРД) и электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ), созданные на их основе, к началу 80-х гг. XX в. вышли из разряда полуфантастических проектов и прочно заняли свое место в практической космонавтике, обеспечивая, в частности, коррекцию орбиты геостационарных связных спутников. Их основное преимущество перед традиционными двигательными установками (ДУ) на химическом топливе заключается в существенно большей энергетической экономичности за счет увеличенной скорости истечения реактивной струи. Несмотря на заметное усложнение таких ДУ, по сравнению с традиционными, и необходимость присутствия на борту космического аппарата (КА) достаточно сложных систем преобразования энергии и управления, достигаемые ЭРД параметры очень существенны. Например, для геостационарного КА среднего класса со сроком активного существования 8...12 лет масса заправленной ЭРДУ для коррекции долготы и наклонения орбиты может составлять 200…300 кг, а ДУ на химическом топливе – до 1 000 кг [1], что составляет более 30 % массы всего КА. Поэтому в мире постоянно расширяется практическое использование ЭРДУ для КА.

Следует отметить, что пионером в области практического использования ЭРДУ на серийных КА была Россия, в частности, с 1982 г. применяются ЭРДУ на базе стационарных плазменных двигателей (СПД) на различных КА. Например, для коррекции наклонения орбиты на КА типа «Галс», «Экспресс», SESAT и другие разработки ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева.

Расширение сферы применения ЭРДУ и повышения их энергетических характеристик требует дальнейшего развития способов ускорения газового потока в канале ЭРДУ, что связано с развитием программ по полетам к планетам солнечной системы.

[1] Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 08-08-00226а).

Во всех ракетных двигателях, преобразующих тепловую энергию химического топлива в кинетическую энергию продуктов сгорания для ускорения газового потока, используется сопло Лаваля, в котором может быть достигнута скорость до 5 км/с, при условии, что практически вся тепловая энергия продуктов сгорания будет трансформирована в кинетическую энергию газового потока. Скорость газового потока при ускорении в сопле Лаваля при наибольшем перепаде давления в потоке определяется простым соотношением

$$W = \sqrt{\frac{2k}{k-1}\frac{R_0}{\mu}T_0},$$

из которого следует, что для увеличения скорости следует выбирать рабочее тело с минимальным молекулярным весом μ. Если взять в качестве рабочего тела водород, то при нагреве его в ядерном реакторе до 2 500 К может быть получена наибольшая скорость истечения водородной струи. Подобный проект предполагается реализовать для пилотируемого полета к Марсу и для этого создан тепловой ядерный ракетный двигатель (проект NERVA [3]), в котором используется высокотемпературный газоохлажаемый ядерный реактор. Фактически в этом проекте будут исчерпаны возможности дальнейшего увеличения скорости в тепловых двигателях с соплами Лаваля.

В настоящее время широко применяется [2; 3] способ ускорения потока рабочего тела в канале ракетного двигателя, включающий предварительный газодинамический разгон потока и использование стационарного электрического разряда, поддерживаемого внешним источником напряжения, который осуществляет ионизацию рабочего тела и его электродинамический разгон. Электродинамическое ускорение потока реализуется с помощью электродинамической силы Лоренца, возникающей при взаимодействии с собственным магнитным полем электрического тока, протекающего через плазму. На основе этого эффекта создаются стационарные сильноточные плазменные ракетные двигатели, которые ускоряют плазму до скорости 100 км/с. В этих устройствах преобразуется электроэнергия внешнего источника в кинематическую энергию газового потока. Однако здесь для достижения нужного значения ускорения потока при относительно низких значениях магнитного поля приходится работать с рабочим телом очень малой плотности, что порождает ограничение на массовый расход рабочего тела. В результате тяга этих двигателей в настоящее время не превышает 0,5 Н и, в перспективе, может возрасти не более чем на порядок, что исключает возможность их применения в качестве основного маршевого двигателя космической транспортной системы. Попытка увеличить расход рабочего тела приводит к снижению температуры плазмы, которая при этом перестает быть полностью ионизованной. В частично ионизованной плазме создаются условия для развития перегревной неустойчивости, возникающей при выполнении двух условий: темп роста выделения тепла при протекании тока через плазму (джоулева диссипация) при росте температуры должен превысить темп роста энергопотерь из плазменного объема; джоулева диссипация в плазме должна превышать ее теплосодержание (энтальпию). Первое условие, как правило, всегда имеет место в частично ионизованной плазме из-за появления новых пар заряженных частиц (электрон-ион), что касается второго, то при скорости плазмы больше 20 км/с сообщенная ей кинетическая энергия более чем в 100 раз превысит ее энтальпию, что с неизбежностью приведет к развитию перегревной неустойчивости.

В работе рассматриваются вопросы повышения устойчивости плазмы к развитию перегревной неустойчивости при многократном увеличении расхода рабочего тела, что позволит пропорционально поднять тягу ЭРД.

Поставленная задача решается тем, что предлагается способ ускорения потока рабочего тела в канале ракетного двигателя, включающий предварительный газодинамический разгон потока и использование электрического разряда, поддерживаемого внешним источником постоянного напряжения, который осуществляет ионизацию рабочего тела и его электродинамический разгон. При этом ионизация и электродинамический разгон осуществляются от независимых внешних источников ЭДС, а ионизацию создают периодическими сильноточными разрядными импульсами от импульсного источника ЭДС, формирующими в потоке рабочего тела сгустки равновесной плазмы с температурой, превышающей 10^4 К, в которых далее в канале с внешним магнитным полем формируют при взаимодействии плазмы с магнитным полем токовые слои (Т-слои), поддерживая их постоянными источниками ЭДС, создавая в Т-слоях ускоряющую электродинамическую силу.

Основная масса рабочего тела (порядка 90 %) будет находиться в неэлектропроводных газовых участках течения, отделяемых друг от друга тонкими самоподдерживающимися плазменными слоями. По плазменным слоям течет ток от внешнего источника напряжения и его взаимодействие с внешним магнитным полем создает в плазме эффект плазменного поршня, толкающего газовый поток. Сильное гидромагнитное взаимодействие плазменного поршня с магнитным полем и газовым потоком приводит к известному магнитогидродинамическому эффекту – формированию устойчивой плазменной структуры, называемой Т-слоем [4]. Т-слой является стабильной фазой развития перегревной неустойчивости и представляет собой сильноточный дуговой разряд, в котором джоулева диссипация уравновешена радиационными потерями энергии. Кроме этого, на Т-слое устанавливается равновесие сил Лоренца и перепада газодинамического давления. При температуре, характерной для плазмы в Т-слое $\sim 2 \cdot 10^4$ К, температурная зависимость джоулевой диссипации имеет вид $\sim T^{3/2}$, в то время как радиационные потери зависят от температуры как $\sim T^4$, т. е. плазма Т-слоя абсолютно устойчива к перегревной неустойчивости. Для создания на основе эффекта Т-слоя слоистой структуры в потоке рабочего тела необходимо, чтобы устройство, генерирующее плазму в потоке работало не в непрерывном режиме, а пульсирующем импульсном, где каждый импульс формирует в газовом потоке плазменный сгусток. Подбирая значение внешнего электрического поля, создаваемого постоянными источниками ЭДС в канале с поперечным к потоку магнитным

полем, добиваемся появления в объеме плазменных сгустков перегревной неустойчивости, развитие которой приводит к формированию Т-слоев.

Формирование Т-слоев является саморегулирующим процессом, в котором параметры равновесной плазмы соответствуют условию устойчивого разряда в полностью ионизованной плазме независимо от плотности потока рабочего тела, следовательно, поток может иметь большой массовый расход, а электрический ракетный двигатель с Т-слоями будет обладать высоким уровнем тяги. Так, например, при массовом расходе 5 г/с и скорости на выходе из двигателя 20 км/с, теоретическое значение тяги составит приблизительно 1 000 Н. Этот уровень соответствует параметрам маршевого двигателя космической транспортной установки с полезной нагрузкой до 100 тонн.

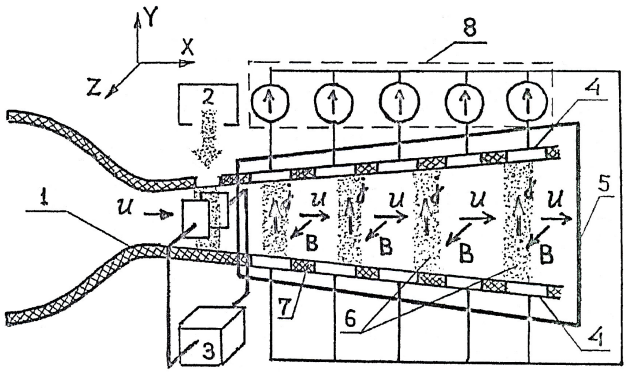
ЭРД со слоистым газопламенным потоком, несущим Т-слои, будет использовать линейный электродный канал прямоугольного сечения с поперечным к потоку внешним магнитным полем. Движущиеся по ее электродам дуговые пятна обеспечивают кратковременный электрический контакт сильноточного разряда (Т-слоя) с поверхностью электродов ($<10^{-5}$ с), в результате чего удастся избежать значительной дуговой эрозии материалов электродов и обеспечить необходимый ресурс их работы.

Потребление электроэнергии при этих параметрах двигателя составит 10 МВт, что потребует наличия мощного бортового источника электроэнергии. Таким источником может быть энергоустановка замкнутого цикла с МГД-генератором [4]. Первичным источником энергии энергоустановки может быть либо ядерный реактор (типа NERVA), либо солнечный коллектор, концентрирующий и направляющий излучение Солнца в аккумулятор тепла. Расчеты, выполненные в варианте ядерного реактора, показали, что на основе МГД-генератора замкнутого цикла может быть создана космическая энергетическая установка с показателем удельной мощности ~ 2 000 Вт/кг. Соединив энергетическую и двигательную установки в единый бортовой комплекс, можно создать эффективную космическую транспортную систему, которая, к примеру, для пилотируемого полета к Марсу потребует запаса рабочего тела в 100 тонн, а не 600 тонн, как предусматривается по проекту с тепловыми ядерными ракетными двигателями к Марсу, может быть сокращена с 1,5 лет до 1,5 месяцев.

На рисунке показано устройство, обеспечивающее ускорения газового потока [5].

Устройство содержит сверхзвуковое сопло *1*; систему *2* импульсной предионизации (в качестве варианта реализации способа может быть предложено устройство импульсной инжекции электронного пучка) для создания первоначального электропроводного канала; систему *3* для периодического импульсного сильноточного разряда; электроды *4* канала МГД-ускорителя, подключенные к постоянным источникам напряжения; обмотку *5* сверхпроводящего электромагнита; электропроводные слои плазмы (Т-слои) *6*; канал *7* МГД-ускорителя; система *8* – электропитание МГД-ускорителя.

Ускорение газового потока осуществляется следующим образом. Нагретый инертный газ (например, ксенон), температура и давление которого задается температурным режимом источника тепла (в варианте ядерного реактора $T = 2\,500$ К, $P = 20$ атм) разгоняют в сверхзвуковом сопле *1*. Перед входом в канал МГД-ускорителя периодически с заданной частотой с помощью системы *2* инжектируются пучком электронов высокой энергии, в результате чего в газовом потоке возникают неравновесные электропроводные плазменные слои. Дальнейший нагрев плазмы в режиме сильноточного равновесного дугового разряда осуществляется импульсной разрядной системой *3*, которая запускается самостоятельно при замыкании электродов разрядника первоначальным неравновесным плазменным сгустком. При этом энергия, вводимая в плазму, подбирается так, чтобы температура плазмы в сгустке превысила 10^4 К. Далее газовый поток вносит электропроводные Т-слои 6 в канал МГД-ускорителя, где плазменные сгустки замыкают электроды *4*, подключенные к внешней системе электропитания *8*. Ток в плазме взаимодействует с магнитным полем, созданным сверхпроводящим магнитом *5*, и при этом из плазменных сгустков формируются токовые слои (Т-слои), в которых возникает электродинамическая сила, вызывающая ускорение потока.



Устройство ускорения газового потока: *1* – сопло Лаваля; *2* – система импульсной ионизации; *3* – система импульсного сильнопоточного разряда; *4* – электроды; *5* – обмотка сверхпроводящего магнита; *6* – слои плазмы (Т-слои); *7* – канал МГД-ускорителя; *8* – система электропитания МГД-ускорителя

Численное моделирование процесса ускорения слоистого газопламенного течения рабочего тела (ксенона), реализующего описанный способ, показало, что может быть достигнут режим со следующими параметрами эффективности [6] для двигателя тягой 1 400 Н: средняя скорость потока на выходе из двигателя 20 км/с; длина канала МГД-ускорителя 1 м; массовый расход рабочего тела 70 г/с; оптимальное магнитное поле 10 Т; максимальная напряженность электрического поля 2 кВ/см; потребляемая электрическая мощность 14 МВт; КПД процесса трансформации электроэнергии в кинетическую энергию рабочего тела составит 95 %.

Библиографический список

1. Ермошкин, Ю. М. Основы теории и расчета электрореактивных двигателей : учеб. пособие / Ю. М. Ермошкин ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004.

2. Белан, Н. В. Стационарные плазменные двигатели : учеб. пособие для студентов вузов / Н. В. Белан, В. П. Ким, А. И. Оранский, В. Б. Тихонов ; Харьков. авиац. ин-т. Харьков, 1989.

3. Гришин, С. Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов / С. Д. Гришин, Л. В. Лесков, Н. П. Козлов. М. : Машиностроение, 1975.

4. Пат. РФ № 2110131. МГД-способ преобразования тепловой энергии в электрическую замкнутого цикла / В. В. Данилов, В. С. Славин. Б. И. 1998. № 2.

5. Пат. РФ № 2162958. Способ ускорения потока рабочего тела в канале ракетного двигателя / В. С. Славин, В. В. Данилов, М. В. Краев. Б. И. 2001. № 4.

6. Славин, В. С. Космическая транспортная система на основе МГД-генератора замкнутого цикла и ускорителя газоплазменного потока / В. С. Славин, В. В. Данилов, М. В. Краев // Перспективы МГД и плазменных технологий в аэрокосмических приложениях : сб. трудов. М. : И ВТ РАН, 1999. С. 32–36.

V. M. Kraev, V. S. Slavin, M. V. Kraev

ACCELERATION OF THE GAS STREAM IN THE CHANNEL OF THE ELECTROJET ENGINE

The opportunity of the further perfection of electrojet engines is examined due to gas stream acceleration in its channel due to electrodynamic force of Lorentz in non-uniform gas-plasma stream. The calculation results of the engine key parameters with draft 1 400 H are given.

Keywords: the electro jet engine, a gas stream, acceleration.

УДК 629.7.192:656.735.3

Н. А. Махутов, В. В. Москвичев, А. С. Серегин, М. Н. Степнов

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛЬНЫХ СОСТОЯНИЙ ЛОПАСТЕЙ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ САМОЛЕТОВ

Рассмотрены основные типы предельных состояний для лопастей воздушных винтов самолетов. Выполнены расчетно-экспериментальные оценки остаточной прочности и ресурса лопастей при статическом и циклическом нагружениях. Установлены критические и допускаемые размеры трещин, получены расчетные кривые усталости, позволившие сделать выводы об изменении коэффициентов запаса по долговечности при наличии исходных дефектов.

Ключевые слова: воздушные винты, усталостная прочность, конструкции самолетов.

Лопасти воздушных винтов относятся к наиболее нагруженным элементам конструкций самолетов. Основные причины, приводящие к отказу лопастей, связаны с нестационарным циклическим нагружением от совместного действия центробежной силы и изгибающего момента в процессе эксплуатации, что в сочетании с естественной статистической природой характеристик усталостной прочности приводит к разрушению лопастей при числах циклов $N = 10^5 \ldots 10^6$ [1]. В этих условиях заданный срок службы лопасти определяется по результатам натурных испытаний лопастей на основе статистических методов расчета. Однако в силу значительного разброса характеристик усталостной прочности наблюдаются случаи отказа лопастей до полной выработки установленного ресурса [2], тогда как большее количество лопастей снимается с эксплуатации, не исчерпав своей несущей способности.

В процессе циклического нагружения происходит формирование магистральной усталостной трещины от технологических и эксплуатационных дефектов, конфигурация которой определяется схемой приложения действующих нагрузок и геометрией лопасти в месте расположения дефектов. Наиболее вероятным дефектом являются поверхностные полуэллиптические трещины в области прикомлевых сечений, возникающие под действием центробежной силы и изгибающего момента. Нельзя также исключать возможности развития боковых трещин от передней и задней кромок, а также кольцевых трещин в местах крепления лопасти от центробежных усилий. При наличии усталостных трещин наиболее опасными становятся динамические перегрузки, возникающие в результате скоростных маневров самолета и турбулентных порывов ветра. В большинстве случаев именно с ними связано окончательное разрушение лопасти при длинах трещин меньше рассчитанных по результатам циклических испытаний.

Достижение предельного состояния в лопасти может осуществляться за счет:

– образования и развития трещин многоцикловой усталости от вибрационных нагрузок с большим числом циклов нагружения ($N = 10^6$);

– образования и развития трещин малоцикловой усталости от повторных нагрузок при взлетах и посадках;