

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ПУЛЬСИРУЮЩЕГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ РАЗГОНА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДО ЧИСЛА МАХА $M = 0,9...1,2$

© 2006 В.И. Панченко, А.В. Борисоглебский

Казанский государственный технический университет

В настоящей работе предлагается относительно простая, но в то же время достаточно точная методика расчета нестационарных процессов в пульсирующем двигателе стандартной конфигурации.

В последние годы в авиационном и аэрокосмическом двигателестроении существенно повысился интерес к пульсирующим реактивным двигателям. Связано это не только с низкой стоимостью подобных двигателей, но и с большим потенциалом цикла с подводом теплоты при постоянном объеме, реализуемого в пульсирующих двигателях.

Показано [1], что теоретический КПД цикла с подводом тепла при постоянном объеме может быть до 2 раз больше, чем термический КПД стандартного цикла Брайтона, реализуемого в газотурбинных двигателях, 49% против 27%, в том случае, когда оба процесса сгорания начинаются при одних и тех же начальных условиях.

В настоящее время стоимость запуска полезных грузов на околоземную орбиту составляет примерно 22000 \$/кг. [2]

Для осуществления более дешевого доступа в космос NASA объявило новую цель в программе аэрокосмических транспортировок (программа ASTP). Этой целью является уменьшение стоимости запуска полезных грузов на околоземную орбиту до 2200 \$/кг до 2007 года и до 220 \$/кг до 2025 года с одновременным увеличением надежности запусков. Одной из областей исследований NASA является исследование пульсирующих детонационных двигателей для аэрокосмического применения с целью повышения экономичности и существенного уменьшения массы аппарата, по сравнению с применением ракетных двигателей. [2]

Оптимальным было бы использование пульсирующего детонационного двигателя, который разгоняет аппарат до числа Маха 2,5...3. Дальнейший разгон аппарата до скорости полета с числом Маха 5...6 может осуществляться прямоточным двигателем. В случае необходимости дальнейшего разгона

летательного аппарата в работу вступают ракетные двигатели. [3]

Однако в настоящее время удалось создать пульсирующие детонационные двигатели, работающие лишь в лабораторных условиях. При установке таких двигателей на летательный аппарат возникает ряд проблем, которые в настоящее время решены лишь частично. В то же время пульсирующий двигатель "Argus" для крылатой ракеты "ФАУ-1" с подводом теплоты без детонации был выпущен в количестве около 10 тысяч единиц и доказал свою работоспособность. Поэтому в ходе работы была изучена возможность усовершенствования этого пульсирующего двигателя с использованием современных вычислительных средств.

В настоящей работе предлагается относительно простая, но в то же время достаточно точная методика расчета нестационарных процессов в пульсирующем двигателе стандартной конфигурации (типа "Argus" для "ФАУ-1").

Как и в [4,5,6] была получена зависимость полного давления газа в двигателе в процессе расширения от времени:

$$p^*(t) = \left[(p_{нач}^*)^{\frac{1-k}{2k}} + \frac{t \cdot (k-1)}{2 \cdot k \cdot A} \right]^{\frac{2k}{1-k}}, \quad (1)$$

где k – показатель изоэнтропы, $p_{нач}^*$ – давление торможения газа в начале процесса расширения; A – постоянная (зависит только от начальных условий):

$$A = \frac{m_{нач}}{(p_{нач}^*)^{\frac{1}{2k}} \cdot k^{\frac{3}{2}}} \cdot \frac{1}{F_c} \times \frac{1}{(p_{нач}^*)^{\frac{1}{2}}} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2k-2}}, \quad (2)$$

где $m_{нач}$ - масса газа в двигателе в начале процесса расширения; $\rho_{нач}^*$ - плотность торможения газа в начале процесса расширения, F_c - площадь сопла двигателя.

Однако в предлагаемых ранее упрощенных методиках расчета [4, 5, 6] было сделано допущение, что расширение газа все время является критическим. В предлагаемой методике удалось достаточно точно рассчитать докритический режим расширения газа. Необходимость расчета докритического режима расширения была обусловлена тем, что критический перепад давлений на сопле обеспечивается лишь для 30...40% времени от всего времени расширения. А, поскольку тяга двигателя создается в период расширения газа, нельзя говорить о достаточной точности результатов, получаемых по методикам расчета [4, 5, 6].

Зависимость полного давления газа в процессе расширения от времени может быть представлена как:

$$p^*(t) = p_{нач}^* \cdot \left[1 - \frac{1}{m_{нач}} \cdot \int_0^t G(t) dt \right]^k, \quad (3)$$

где $m_{нач}$ - масса газа в двигателе в начале процесса расширения; $G(t)$ - расход газа через сопло двигателя.

В свою очередь, расход газа $G(t)$ зависит от давления газа в камере сгорания двигателя:

$$G(t) = \left[\frac{p_0}{p_{нач}^*} \right]^{\frac{1}{k}} \cdot \rho_{нач}^* \cdot F_c \times \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \frac{(p_{нач}^*)^{\frac{1}{k}}}{\rho_{нач}^*} \cdot \left[p^*(t)^{\frac{k-1}{k}} - p_c^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (4)$$

где p_0 - атмосферное давление на данной высоте полета, R - удельная газовая постоянная, F_c - площадь сопла двигателя, p_c - статическое давление на срезе сопла.

Для случая докритического расширения газа уравнение (3) необходимо решать приближенным методом. Предлагается следующий способ решения уравнения (3):

Этап 1. задается зависимость расхода газа через сопло от времени в виде:

$$G(t) = \frac{a}{(t - t_{кр})^b},$$

где a и b - некоторые постоянные, которые подбираются исходя из начальных условий расчета, $t_{кр}$ - время, в течение которого перепад давлений на сопле является критическим. **Этап 2.** Подставляя эту функцию $G=G(t)$ в уравнение (3), получаем зависимость давления в двигателе от времени, соответствующую заданному закону изменению расхода. **Этап 3.** Подставляя полученную зависимость давления от времени в уравнение (4), получим новую зависимость расхода газа через сопло от времени.

Повторяя далее последовательность этапов 2-3, можно получить зависимость давления и расхода от времени с требуемой точностью.

Используя такой способ, можно рассчитать изменение газодинамических параметров с течением времени, после чего можно определить тягу и другие характеристики двигателя.

Было произведено сравнение расчетных данных, полученных по разработанной методике, с экспериментальными данными, приведенными в [7]. Расхождение расчетных тягово-скоростных характеристик с экспериментальными составило около 20%. Полученные результаты позволяют использовать разработанную методику при расчете и оптимизации характеристик пульсирующих реактивных двигателей.

Разработанная методика была использована для расчета двигателя, предназначенного для разгона летательного аппарата до звуковых и небольших сверхзвуковых скоростей. Оптимизация параметров двигателя была проведена в предположении, что крейсерская скорость летательного аппарата, на который он будет устанавливаться должна составлять около 500 км/ч на высоте 5 км.

Расчет зависимости тяги от площади сопла производится при неизменных остальных параметрах. Вычисляем тягу при различных площадях сопла. (рис.1.)

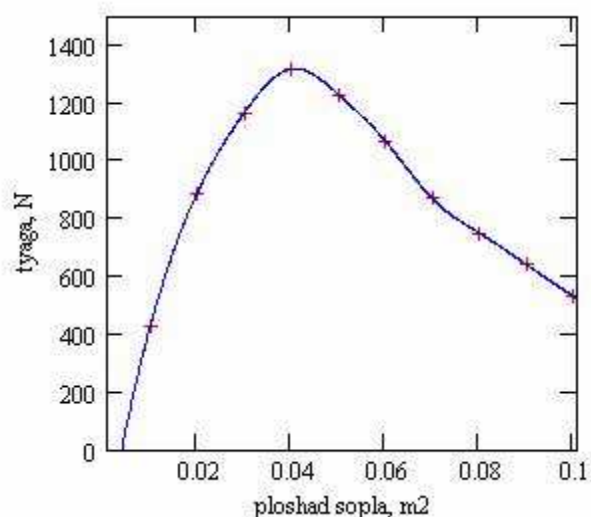


Рис.1. Зависимость тяги от площади сопла

Вид кривой тяги с максимумом ($F_c = 0,04 \text{ m}^2$) можно объяснить тем, что с увеличением площади сопла увеличивается расход газа на срезе сопла двигателя. Однако количество топливно-воздушной смеси, поступающей в двигатель за единицу времени зависит от скорости полета и ограничивается этой скоростью. После окончания расширения рабочего тела, пульсирующий двигатель не только не создает тягу, а, напротив, является сопротивлением. Поэтому для каждой скорости полета существует оптимальное соотношение площади сопла и тяги двигателя.

Для выбранной площади сопла рассчитываем зависимость тяги от площади входного устройства двигателя (рис. 2).

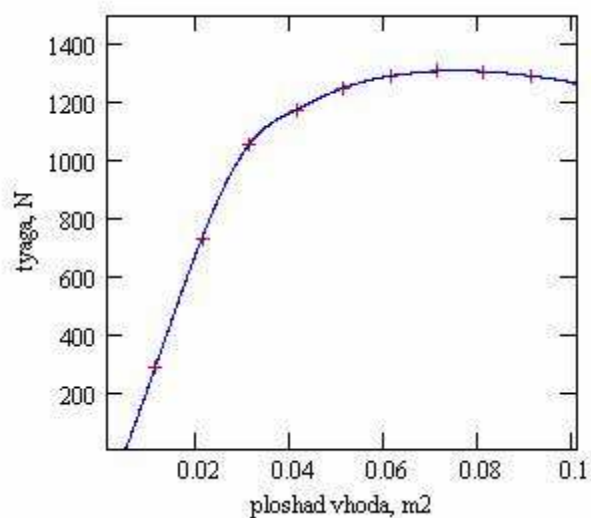


Рис. 2. Зависимость тяги от площади входного устройства

Видно, что при увеличении площади входного устройства тяга ПуВРД увеличивается

ется, причем в достаточно широком диапазоне изменения площади (до $F_{вх}=0,07 \text{ m}^2$). Это объясняется тем, что при увеличении площади входного устройства уменьшается время наполнения камеры сгорания свежей ТВС, значит, увеличивается частота циклов работы двигателя.

После выбора площадей входного устройства и сопла рассчитываем зависимость тяги от приведенной длины камеры сгорания, представляющей отношение объема камеры сгорания к площади сопла. Расчет выполнен в широком диапазоне изменения приведенной длины: от 1 до 45 м. (рис.3)

Из графика видно, что с увеличением приведенной длины камеры сгорания тяга пульсирующего двигателя уменьшается. Это уменьшение находится в пределах 20...30% при широком изменении приведенной длины камеры сгорания.

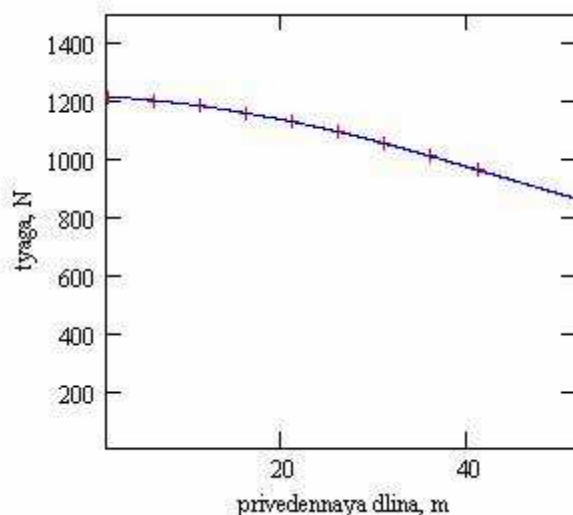


Рис.3. Зависимость тяги от приведенной длины камеры сгорания

Это объясняется тем, что с увеличением приведенной длины камеры сгорания происходит увеличение времени наполнения, что уменьшает частоту циклов работы двигателя. Поэтому, несмотря на увеличение цикловой массы рабочего тела, тяга двигателя уменьшается.

Однако следует отметить, что в расчетах не учитывается инерционность воздуха. В реальном двигателе при увеличении приведенной длины камеры сгорания увеличивается длина столба топливно-воздушной смеси в момент начала подвода теплоты. Поэтому подвод теплоты будет

осуществляться в условиях, приближающихся к условию $V=\text{const}$, что будет увеличивать максимальное давление цикла. За счет этого характеристики пульсирующего двигателя могут несколько увеличиться относительно рассчитанных в работе. (В расчетах заложены 30% потери теоретического давления из-за отклонения реального цикла от условия $V=\text{const}$).

При расчете зависимости тяги от скорости движения воздуха в камере сгорания рассматривался диапазон изменения скоростей воздуха после входного диффузора от 1 до 90 м/с (3,6...320 км/ч).

В расчетах предполагалось, что если скорость воздуха после входного диффузора будет слишком большая, это приведет к уменьшению статической плотности воздуха, поэтому начальная масса рабочего тела на момент начала расширения газа может уменьшаться. Однако результаты расчета показали, что тяга практически не меняется в широком диапазоне изменения скоростей движения воздуха после входного устройства.

Для исследуемого двигателя были рас-

считаны основные рабочие характеристики при скорости 500 км/ч (140 м/с), высоте полета 5000 м:

коэффициент избытка воздуха -	1,4;
частота работы двигателя -	114 Гц;
расход воздуха -	2 кг/с;
расход топлива -	0,1 кг/с;
удельная тяга -	59 Н/(кг/с);
эффективный КПД двигателя -	0,18;
полетный КПД двигателя -	0,31
удельный расход топлива -	0,3 кг/Нчас;
тяга двигателя -	1220 Н

Для этого двигателя была рассчитана зависимость тяги от высоты и скорости полета: (рис. 4). Расчеты выполнены для высот полета: 0; 2,7; 5,4; 8 км.

Из рис.4 видно, что необходимую тягу для разгона летательного аппарата двигатель может развить, только если его предварительно разогнать до скорости 220 км/ч. (Напомним, что требуемую тягу пульсирующий двигатель "ФАУ-1" развивал при скорости 240 км/ч, что подтверждает полученные результаты).

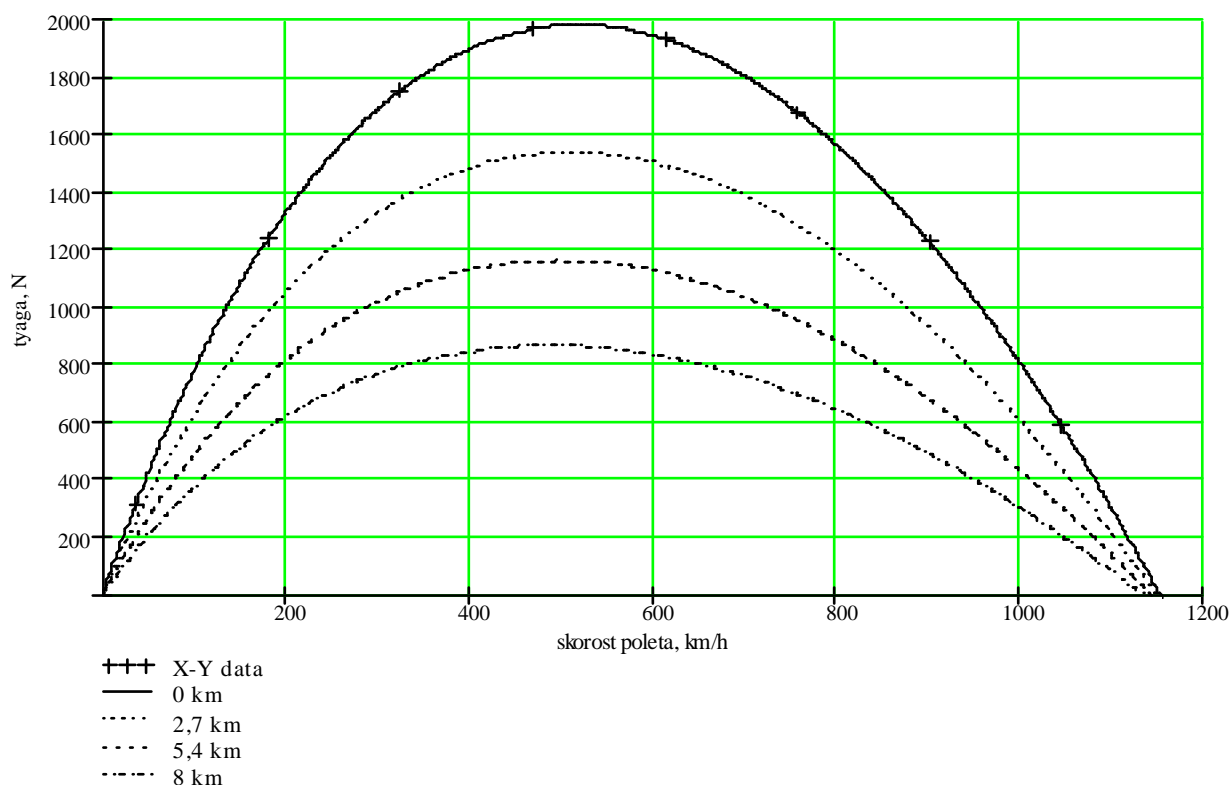


Рис 4. Зависимость тяги от скорости полета для высоты: 0 км; 2,7 км; 5,4 км; 8 км

Однако нужно отметить, что в расчетах инерционные свойства воздуха не учитываются, и считается, что наполнение камеры может осуществляться только за счет наличия скоростного напора. На самом деле, за счет эффекта "продувки", можно осуществлять наполнение камеры сгорания свежей топливовоздушной смесью (ТВС) даже при нулевой скорости полета, что позволяет пульсирующему двигателю давать небольшую тягу на старте. Это означает, что в реальном двигателе тяга на небольших скоростях полета будет несколько выше рассчитанной.

Поскольку по расчетам было показано, что для запуска летательного аппарата с рассматриваемым пульсирующим двигателем необходимо предварительно разогнать его до скорости 200...300 км/ч, была изучена возможность форсирования тяги проектируемого двигателя на старте, чтобы при запуске летательного аппарата можно было обойтись без использования пусковой установки.

Для рассматриваемого двигателя был предложен способ форсирования тяги за счет установки на борту нескольких легких углепластиковых воздушных баллонов. Расчеты показали, что для проектируемого двигателя трех баллонов со сжатым воздухом будет достаточно, чтобы обеспечить ускоренное наполнение камеры сгорания в течение 21 с. Этого времени будет достаточно, чтобы разогнать летательный аппарат до скорости около 200 км/ч. После разгона аппарата до этой скорости воздушные баллоны могут быть сброшены с небольшой высоты или при отрыве летательного аппарата от земли вместе с дополнительным топливным баком, топливо из которого было выработано на старте. Поскольку воздушные баллоны способны выдерживать попадание пули, то после падения их можно будет использовать снова без ремонта.

Из рис. 4 видно, что максимальная скорость летательного аппарата при установке на него исследуемого пульсирующего двигателя должна составить 1000...1100 км/ч (0,9 М). Однако при этом следует отметить то, что в полученные результаты намеренно закладывались большие потери. В расчеты были заложены 25% потери полного давления во входном устройстве; 30% потери

полного давления при подводе теплоты (учитывает то, что подвод теплоты осуществляется не при постоянном объеме); 20% потери подводимого количества теплоты из-за неполноты сгорания топлива. В случае дальнейшего совершенствования разработанного двигателя при более полном сгорании топлива, при уменьшении потерь полного давления можно ожидать, что исследуемый пульсирующий двигатель сможет разогнать летательный аппарат до числа Маха полета порядка 1,2 М. Это является очень большой скоростью для двигателей такой стоимости.

Ранее уже были попытки создать высокоскоростной пульсирующий двигатель. Но известно, что пульсирующий двигатель "Argus" крылатой ракеты "ФАУ-1" позволял развить максимальную скорость не более 620...650 км/ч.

В ходе данной работы были проведены проверочные расчеты по разработанной методике, которые подтвердили, что максимальная скорость летательного аппарата "ФАУ-1" с пульсирующим двигателем "Argus" не превышает 650...680 км/ч.

Разработанная методика расчета показала достаточно высокую точность при оценке скоростных характеристик пульсирующего двигателя "Argus", поэтому можно утверждать, что полученные результаты обладают высокой степенью достоверности.

Главным результатом проделанной работы является то, что в результате оптимизации характеристик была получена схема пульсирующего двигателя, который, в отличие от известных летающих аналогов, способен разогнать летательный аппарат до числа Маха полета $M=0,9-1,2$ (рис.4).

Рассчитанный пульсирующий двигатель может использоваться в качестве силовой установки высокоскоростного беспилотного летательного аппарата. Батарея, состоящая из нескольких двигателей, может использоваться в качестве разгонной ступени космического аппарата.

Список литературы

1. Effects of Fuel Distribution on Detonation Tube Performance. Hugh Douglas Perkins. NASA/TM-2002-211712, 2002. P. 67.

2. Innovative Airbreathing Propulsion Concepts for Access to Space. Woodrow Whitlow, Jr., Richard A. Blech, and Isaiah M. Blankson. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, NASA/TM—2001-210564, 2001. P. 14.

3. Role of Air-Breathing Pulse Detonation Engines in High Speed Propulsion. Louis A. Povinelli and Jin-Ho Lee; Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. Michael O. Anderberg; Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Massachusetts. NASA/TM—2001-211163, 2001.

4. М.А. Мамонтов «Некоторые случаи течения газа по трубам, насадкам и проточным сосудам». М: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951.

5. Е.К. Мошкин «Нестационарные режимы работы ЖРД». М.: «Машиностроение», 1970.

6. «Предварительная оценка пульсирующего двигателя». М.: НИИ-1, 1945.

7. Маликов В. Ракетные работы "третьего рейха". Техника - молодёжи. 2002. №5. С. 26-28.

A PERFORMANCE ANALYSIS OF THE PULSEJET INTENDED FOR AIRCRAFT ACCELERATION UP TO MACH NUMBER 0,9...1,2

© 2006 V.I. Panchenko, A.V. Borisoglebskij

Kazan State Technical University

It was investigated and optimized pulsejet`s performances. As compared with other flying analogues the engine is available flying up to 0,9...1,2 Mach number. The pulsejet could be used as propulsion system for high-speed unmanned aircraft, as space vehicle`s first-stage engine.