

УДК 621.454

**А.М. ТЕРЕШИН***Центральный Аэрогидродинамический Институт им. профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия***ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПВРД С ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ**

*В настоящее время для высокоскоростных летательных аппаратов, используемых в атмосфере Земли, рассматриваются сверхзвуковые и гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели с дозвуковым или сверхзвуковым диффузионным процессом горения топлива в камере сгорания. В работе рассмотрена концепция гиперзвукового ПВРД, у которого возможно полностью решен один из основных вопросов реализации детонационного процесса горения: обеспечение гомогенной смеси перед фронтом детонации. Расчетными исследованиями показано, что в предлагаемой концепции гиперзвукового ПВРД реализуется либо смешанное диффузионное, либо (на расчетных режимах) детонационное горение. В качестве топлива подразумевается использование водорода или какого-либо другого альтернативного топлива. Определены основные конструктивные параметры проточного тракта двигателя и области его эксплуатации.*

**Ключевые слова:** гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, косой скачок уплотнения, косая волна детонации, волна разрежения.

**Введение**

Известно, что при числах  $M > 10 \dots 12$  тягово-экономические характеристики гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с диффузионным горением топлива ухудшаются [2]. В связи с этим, для диапазона чисел  $M > 12$  в настоящее время рассматриваются возможности создания детонационного ГПВРД, у которого сгорание топлива осуществляется в косой волне детонации, а реализуемые характеристики превышают характеристики обычного ГПВРД. Однако для реализации детонационного ГПВРД необходимо решить ряд весьма сложных задач. К ним, в первую очередь, относятся:

- создание гомогенной смеси перед детонационной волной;
- стабилизация детонационной волны;
- исключение горения в пограничном слое;

– большое волновое сопротивление при подаче топлива со стенок канала и с пилонов.

Рассмотренная в работе концепция детонационного ГПВРД возможно позволит обеспечить решение этих задач. Настоящая работа является развитием работы [1].

**Результаты исследований**

Отмеченные здесь вопросы в научнотехническом мире известны. Достаточно обратиться к работам [2, 3, 4, 5, 6], в которых рассматриваются двигатели с реализацией различных процессов горения в камере сгорания. Если классическая форма до- или сверхзвукового летательного аппарата (ЛА) складывается из отдельных структурных групп: корпуса, крыльев и двигателя, то для гиперзвукового ЛА суммирование подъемной и движущей сил объема приводит к так называемому несущему движителю (Д. Кюхеманн, Дж. Вебер [7]). На рис.1 показано среднее сечение такого гипотетического несущего движителя.

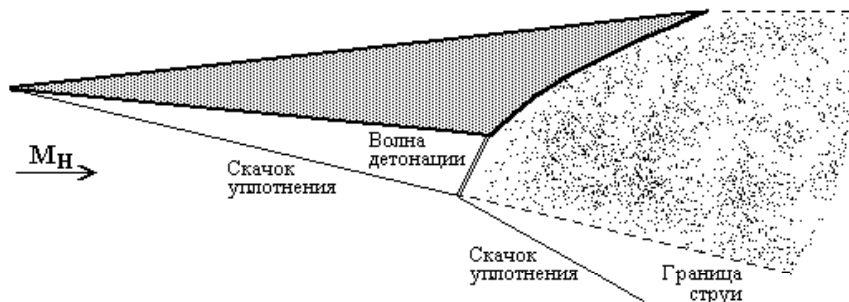


Рис.1. Несущий движитель с волной детонации [7]

Детонационное горение имеет достоинство, заключающееся в том, что значительное количество топлива сгорает в малом объеме. Однако детонационное горение имеет более низкий КПД по сравнению с изоэнтальпийным сжатием и последующим в ГПВРД сверхзвуковым диффузионным горением, но, поскольку затраты на изоэнтальпийное сжатие очень велики, детонационное горение экономически оказывается более выгодным. Опять же, стабилизация волны детонации в случае, показанном на рис.1, представляет определенные трудности, которые необходимо решать.

В отмеченных выше работах (а именно в [2, 3, 5]) рассматриваются схемы силовых установок (СУ) с возможной реализацией в них детонационного рабочего процесса. В основном это СУ, интегрированные с корпусом ЛА и

имеющие воздухозаборное устройство (ВЗУ) внешнего или внутреннего сжатия с замыкающей косой волной детонации.

На рис.2 представлены рассмотренные в работах [2, 3, 5] схемы СУ и характер изменения статической температуры потока (сплошные линии) вдоль линии тока (штриховые линии). Там же на графиках нанесен уровень температуры воспламенения (штрихпунктирные линии) гомогенной топливо-воздушной смеси в замыкающей волне детонации. Геометрия поверхности торможения СУ, очевидно, должна быть выполнена для получения необходимых значений параметров потока перед фронтом детонации; и в первую очередь, для числа Маха ( $M_1$ ), статической температуры  $T_1$ , статического давления  $P_1$ , (что, собственно, и определяет возможность детонации).

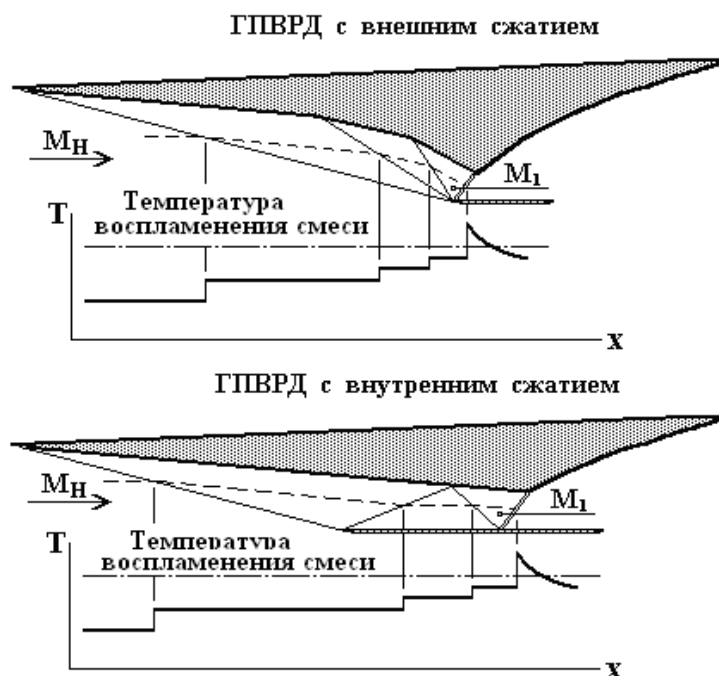


Рис. 2. Схемы ГПВРД с детонационным горением [2, 3, 5]

Из представленных схем не ясно, как можно реально подготовить гомогенную топливовоздушную смесь по всему сечению двигателя, причем равномерную по концентрации топлива перед фронтом детонации. Конкретно не определены места и способы подачи топлива. Также затруднены ответы на другие, отмеченные выше, вопросы.

Автором разработана концепция ГПВРД, которая, возможно, полностью позволяет реализовать рабочий процесс с детонационным горением (или близким к нему) с обеспечением решения вышеотмеченных задач (реализация эффективного детонационного процесса).

На рис.3 показана схема ЛА с СУ предлагаемой концепции. Основной отличительной особенностью здесь является то, что топливоподающие в набегающий поток пилоны, выполненные в совокупности в виде решетки, расположены вне корпуса ЛА, а их внешние поверхности со стороны корпуса служат поверхностями торможения потока.

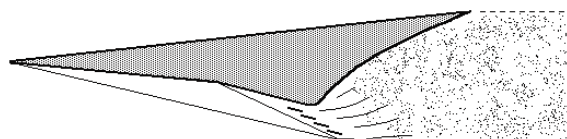


Рис. 3. Схема ЛА с СУ предлагаемой концепции

Решение достигается определенным взаимным расположением на ЛА топливных пилонов и их профилированием. На рис. 4 представлен фрагмент решетки со схемой расчетного течения. Пилоны размещены параллельно поверхности торможения плоского ВЗУ ЛА со смещением каждого последующего вниз по потоку.

Водород из пилонов подается спутно по потоку. Индуцированные пилонами с верхней стороны косые скачки уплотнения (на рис.3 точка «а» на линии тока) последовательно взаимодействуют с подготовленными топливовоздушными струями (точка «f»), повышая их температуру выше температуры воспламенения топлива.

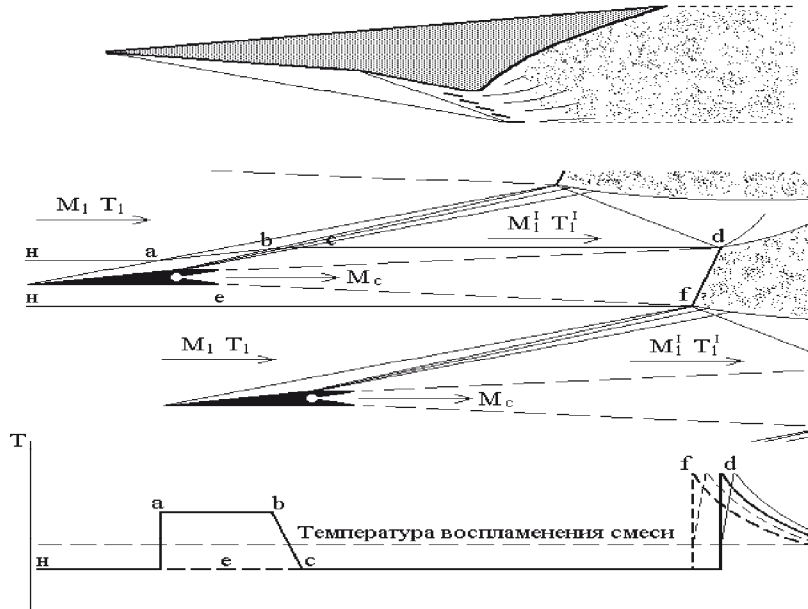


Рис. 4. Расчетная схема течения

Для предотвращения воспламенения водорода в области истечения его из инжекторов, пилоны с верхней стороны выполнены с изломом, на котором реализуется течение Прандтля-Майера. В этом случае в волнах разрежения «b-c» происходит снижение статической температуры потока практически до ее значения перед пилонами, что ниже температуры воспламенения. Воспламенение осуществляется в точке «d».

Выбор линейного смещения одного пилон относительно другого в решетке и их количество существенно зависит от числа  $M$  полета ЛА и от расчетной величины коэффициента избытка воздуха. Так как с увеличением числа  $M$  полета увеличиваются местные скорости обтекания потоком пилонов, то увеличиваются и оптимальные длины смещения топлива с воздухом. Это приводит к необходимости изменения относительного расстояния между пилонами. На нерасчетном режиме, когда топливовоздушная смесь не гомогенна, рабочий процесс за косым скачком «f-d» происходит со смешанным диффузионным горением.

При определенных сочетаниях параметров набегающего потока и топлива реализуется условие Чепмена-Жуге и горение осуществляется в косой волне детонации. Условие реализации детонации в рассматриваемой концепции ГПВРД

однозначно определяет его параметры. Основные критериальные зависимости, позволяющие связать конструктивные параметры ГПВРД с параметрами набегающего потока и топлива, были определены на основании существующего опыта исследований по реализации детонации в гомогенных потоках [3]. Полученные в разработках зависимости в общем виде могут быть представлены следующим образом:

$$\left. \begin{array}{l} \text{Начальные условия} \\ \text{Н, } M_1 \cong M_1', T_1 \cong T_1' \\ \text{Н}_{ВХ}, \Theta_K, G_{H_2}, C_R, \alpha \dots \\ L_{CM} = f(M_1, M_C, T_1, T_C, d_C) \end{array} \right\} \Rightarrow \text{Результат} \\ F_\Gamma, n, L_\Pi, \Theta_\Pi, d_C$$

Здесь:  $H$  – высота полета;  $H_{ВХ}$  – высота входа в ВЗУ;  $\Theta_K$  – суммарный угол клина поверхности торможения ВЗУ;  $G_{H_2}$  – расход топлива;  $C_R$  – коэффициент тяги;  $\alpha$  – коэффициент избытка воздуха;  $L_{CM}$  – размер области смешения топливовоздушной смеси до гомогенного состояния;  $d_C$  – диаметр инжекторов топливных пилонов;  $F_\Gamma$  – площадь горла ВЗУ;  $n$  – количество топливных пилонов;  $L_\Pi$  – размер топливных пилонов,  $\Theta_\Pi$  – угол заострения топливных пилонов.

В отличие от традиционно рассматриваемых схем ГПВРД с единой детонационной волной в представляемых разработках детонация

происходит в конечном (по числу топливных пилонов) числе волн, которые в совокупности образуют картину разрывного (ступенчатого) детонационного процесса в двигателе.

В зависимости от расчетных параметров ЛА и его СУ определены области реализации детонационного горения. Показано, что на реализацию детонационного горения существенно влияет величина суммарного угла поверхности торможения ВЗУ, угол заострения топливных пилонов и расчетные значения угла атаки полета ЛА. На рис. 5 для  $\Theta_{\Pi} = 5^\circ$  представлена зависимость

чисел  $M_1$  перед топливными пилонами от чисел  $M_H$  полета для различных значений  $\Theta_K$ . Расчет показывает, что при  $\Theta_K < 13^\circ$  из-за низкой температуры потока перед топливными пилонами вообще невозможно воспламенение смеси. С другой стороны, при  $\Theta_K = 20^\circ \dots 25^\circ$  (предельные значения  $\Theta_K$  для ГПВРД) температура потока перед пилонами выше температуры воспламенения топлива и горение реализуется на кромках топливных инжекторов, что недопустимо для организации оптимального рабочего процесса в двигателе.

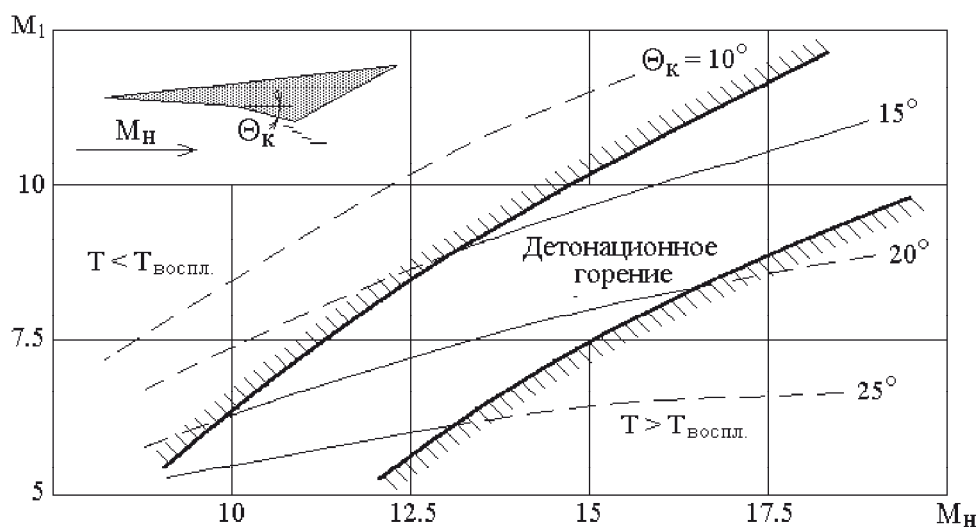


Рис. 5. Область реализации детонационного горения в зависимости от параметров набегающего потока и геометрии воздухозаборного устройства

Анализ данных на рис.5 показывает, что детонационный или смешанный диффузионный процессы горения в ГПВРД рассматриваемой концепции возможны в узком коридоре значений  $\Theta_K$ , зависящем от числа  $M_H$  полета. В связи с этим для обеспечения рабочего процесса в широком диапазоне скоростей полета ( $M_H = 10 \dots 20$ ) необходимо регулирование ВЗУ и решетки топливных пилонов, но это в свою очередь также является непростой задачей.

Рассматривая предлагаемую концепцию ГПВРД с точки зрения теплонапряженности, можно отметить ее явные преимущества. Во-первых, расстановка решетки пилонов может всегда быть выбрана с учетом неперемешивания потока воздуха с топливом вблизи пограничного слоя на фюзеляже ЛА. Это позволяет избежать горения топливоздушная смеси в пристенной области и ограничивает тепловые потоки от зоны горения к корпусу ЛА.

Во-вторых, сами пилоны топливopодачи подвергаются только аэродинамическому нагреву и их ступенчатое расположение позволяет осуществлять их частичное охлаждение за счет теплового излучения в окружающее пространство.

И, наконец, в-третьих, использование детонационного горения за счет уменьшения конструктивных размеров двигателя позволяет снизить суммарные тепловые потоки в корпус фюзеляжа ЛА.

### Выводы

Проведенные в настоящей работе расчетно-теоретические исследования показывают возможность создания детонационного ГПВРД. Однако полностью подтвердить жизнеспособность рассматриваемой концепции двигателя возможно только после проведения обязательных экспериментальных исследований.

### Литература

1. Tereshin A.M. A concept of hypersonic detonation ramjet [Text]t. International colloquium «Control of detonation processes». — М., 2000. — 170 p.
2. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. [Текст] / Р.И. Курзинер. — М.: Машиностроение, 1989. — 180 с.
3. Исследование течений с подводом тепла вблизи внешней поверхности летательного ап-

парата. [Текст] – Обзор ОНТИ ЦАГИ. – М., 1982. – №617.

4. Щетинков Е.С. Физика горения газов. [Текст] / Е.С. Щетинков. – М.: Наука, 1965. – 85 с.

5. Пензин В.И. К вопросу о месте детонационного ГПВРД в семействе прямоточных двигателей. [Текст] / В.И. Пензин. – Препринт №59. – М.: Изд-й отдел ЦАГИ, 1992. – 20 с.

6. Бартльме Ф. Газодинамика горения. [Текст]: пер. с нем. / Ф. Бартльме. – М.: Энергоиздат, 1981. – 185 с.

7. Kuchemann D. Hypersonic aircraft and their aerodynamic problems. Progress in Aeronautical Sciences 6, 271-353 [Text]. Oxford: Pergamum Press. 1965. – 70 p.

Поступила в редакцию 10.06.2014

#### **А.М. Терешин. Гиперзвуковой ПВРД с детонационным горением**

*В настоящее время для высокоскоростных летательных аппаратов, используемых в атмосфере Земли, рассматриваются сверхзвуковые и гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели с дозвуковым или сверхзвуковым диффузионным процессом горения топлива в камере сгорания. В работе рассмотрена концепция гиперзвукового ПВРД, у которого возможно полностью решен один из основных вопросов реализации детонационного процесса горения: обеспечение однородной смеси перед фронтом детонации. Расчетными исследованиями показано, что в предлагаемой концепции гиперзвукового ПВРД реализуется либо смешанное диффузионное, либо (на расчетных режимах) детонационное горение. В качестве топлива подразумевается использование водорода или какого-либо другого альтернативного топлива. Определены основные конструктивные параметры проточного тракта двигателя и области его эксплуатации.*

**Ключевые слова:** гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, косой скачок уплотнения, косая волна детонации, волна разрежения.

#### **A.M. Tereshin. Hypersonic ramjet with detonation burning**

*Nowadays for the high-speed aircraft used in an atmosphere of the Earth, supersonic and hypersonic ramjets with subsonic or supersonic diffusion combustion of fuel in the combustion chamber are widely studied. This paper contains concept of hypersonic ramjet where probably one of the most important problems for realization of detonation combustion process is completely solved: maintenance of a homogeneous mix before detonation front. Computational researches show that in the suggested concept of hypersonic ramjet mixed diffusion combustion or (at design conditions) detonation combustion is realized. Application of hydrogen as fuel or any other alternative fuel is meant. The basic design data of the engine duct and its operation range are determined.*

**Key words:** the hypersonic ramjet, oblique shock wave, oblique detonation wave, depression wave