

Интеграционный проект СО РАН № 03: «Разработка и обоснование модели ГПВРД с МГД-управлением газовым потоком в камере сгорания»

Научный руководитель проекта: член-корреспондент РАН В.В.Шайдулов

Организации-исполнители: Институт вычислительного моделирования СО РАН, Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, Красноярский государственный университет

Исследования, проведенные в период 2000-2002 гг., были направлены на изучение возможности создания энергодвигательной установки гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА). Поставленная задача потребовала комплексного подхода к проблеме. Она включала в себя термодинамический расчет тягово-экономических характеристик гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД), обоснование требований к отдельным элементам ГЛА, разработку принципов управления потоком в камере сгорания ГПВРД и вне аппарата при создании искусственного «теплого коридора», разработку и обоснование модели бортовой энергетической установки (детонационного магнитогазодинамического (МГД) генератора).

В ходе исследований изучено влияние на структуру течения локального подвода энергии различной мощности, пространственного распределения и частоты при различных сверхзвуковых числах Маха набегающего потока. Установлена зависимость осредненной плотности газа в тепловом следе от перечисленных параметров, определены условия, при которых может быть получено значительное снижение плотности. Выполнены расчеты при условиях, соответствующих модельному эксперименту, получено удовлетворительное качественное совпадение структур течений (рис. 1). Получены критерии для оценки энергетической эффективности подвода тепла перед телом в сверхзвуковом потоке газа. На основе функциональных назначений летательных аппаратов и термодинамической модели процесса выполнены оценки для аппаратов снарядного и самолетного типов. Даны оценки минимальных чисел Маха, начиная с которых целесообразен подвод тепла перед телом. Выполнены оценки увеличения дальности полета на крейсерском режиме для летательного аппарата самолетного типа и на активном участке для летательного аппарата снарядного типа. Получены оценки экономии топлива при выведении воздушно-космического самолета на околоземную орбиту. Показано, что для получения значимого эффекта необходимо существенную часть ($\approx 40\%$) расходуемого топлива вкладывать в нагрев газа. Дана оценка минимально необходимого "коэффициента полезного действия" преобразования энергии топлива в энергию нагрева газа.

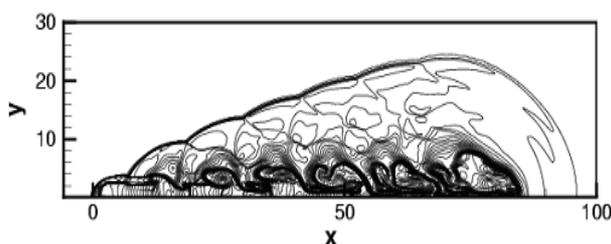


Рис.1. Поле плотности за импульсно-периодическим тепловым источником при числе Маха набегающего потока $M_0=5$ и частоте подвода энергии 50 кгц.

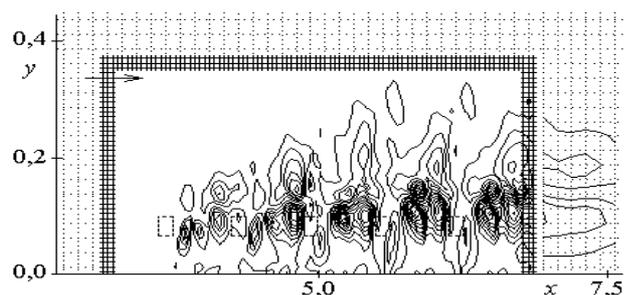


Рис.2. Распределение завихренности потока в канале при дискретно распределенном периодическом подводе энергии для $M_0=2$.

Показано, что с помощью относительно небольших затрат энергии, подводимой локально в нескольких зонах в импульсно периодическом режиме, можно существенно изменять структуру течения в канале. Установлено, что возникает существенная завихренность потока, наибольшая при расположении зоны подвода энергии вблизи стенки канала (рис. 2), что свидетельствует о возможности интенсификации процессов смешения сверхзвуковых потоков.

Разработана математическая модель детонационного МГД-генератора, который рассматривался как источник электроэнергии на борту ГЛА. На основе модели изучена динамика МГД-процесса при давлениях в канале до 20 МПа и рассчитаны энергетические характеристики. Установлено, что удельная электрическая мощность генератора может достигать значения ≈ 380 МВт/м³, а коэффициент полезного действия $\approx 10\%$.

Проведено обоснование способа МГД-управления газовым потоком в камере сгорания ГПВРД со сжиганием топлива в области ударно-сжатого газа (рис. 3). Исследована структура течения с Т-слоями в периодическом режиме работы. Расчеты показали принципиальную возможность использования МГД-управления с Т-слоем для расширения диапазона работы двигателя по числам Маха и существенного улучшения удельных тяговых характеристик (рис. 4).

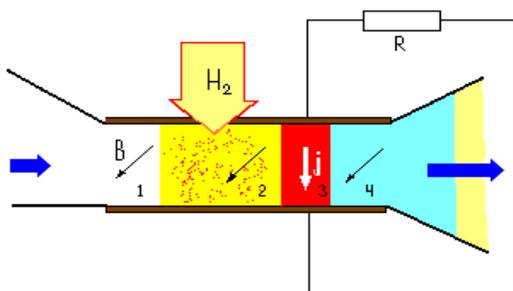


Рис. 3. Принципиальная схема ГПВРД с МГД-управлением потоком и структура течения.

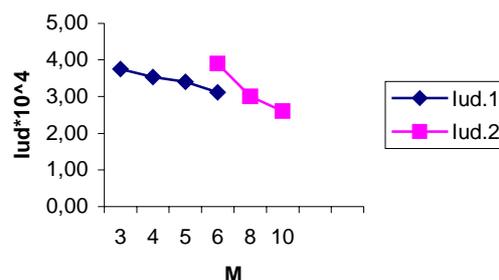


Рис. 4. Зависимость величины удельного импульса от числа Маха полета (I_{ud1} – для ГПВРД без МГД-управления, I_{ud2} – для ГПВРД с МГД-управлением).

На основе численного решения системы нестационарных двумерных уравнений магнитной газодинамики проведено моделирование процесса инициирования токового слоя в потоке газа при импульсном подводе энергии от внешнего источника. Исследована динамика процесса, определены составляющие энергетического баланса при различных скоростях энергоподвода. Установлено, что в отсутствие механизма вязкости при взаимодействии с магнитным полем наблюдается развитие гидродинамической неустойчивости, приводящей к разделению токового слоя на две части, которые обтекаются потоком (рис. 5).

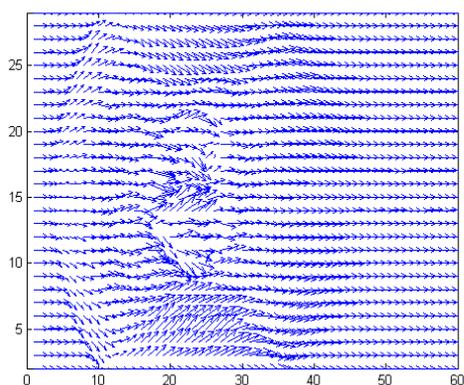


Рис. 5. Векторное поле скоростей в канале при МГД-взаимодействии.



Рис. 6. Общий вид экспериментальной импульсной установки УТ-2.

Цель экспериментальных исследований на импульсной установке УТ-2 (рис. 6) – определение характера МГД-взаимодействия Т-слоя со сверхзвуковым газовым потоком. Отработаны методики измерения основных характеристик течения в тракте установки. Для определения структуры течения и интерпретации результатов экспериментов проведено математическое моделирование газодинамических процессов в установке УТ-2.