



**ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ
АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ
СИЛОВЫХ УСТАНОВОК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**МАТЕРИАЛЫ ВСЕРОССИЙСКОЙ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ**

**ЦАГИ
1999**

Особенно большим становится на этих режимах и прирост сопротивления из-за балансировки аппарата.

Особенности компоновки гиперзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем и траектории его полета приводят к значительному увеличению тепловых нагрузок на отдельные элементы аппарата. Большие величины тепловых потоков в таких зонах могут быть обусловлены переходом ламинарного пограничного слоя в турбулентный, отрывом потока, взаимодействием скачков уплотнения, влиянием свойств реального газа, катализом поверхности и т.д. В отдельных случаях уровни этих тепловых потоков настолько велики, что в настоящее время пока лишь ищутся возможные пути их снижения.

К особенно теплонапряженным элементам гиперзвукового летательного аппарата интегральной компоновки относятся передние кромки фюзеляжа, крыла и воздухозаборника. При малых радиусах затупления тепловые потоки к ним будут весьма большими, даже для идеально-некаталитических поверхностей. Как показывают аналитические, численные и экспериментальные исследования, уровни тепловых потоков к отдельным элементам таких аппаратов в некоторых случаях при интерференции ударных волн могут во много раз превышать значения теплового потока в передней точке фюзеляжа. Перспективными средствами снижения тепловых потоков к таким теплонапряженным элементам планера и силовой установки будут газодинамические методы управления потоками и активная теплозащита с использованием эндотермических реакций при конверсии топлива.

В целом, проведенные к настоящему времени аналитические, численные и экспериментальные исследования по проблемам интеграции гиперзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем создают научную базу данных по критическим технологиям гиперзвуковой аэротермодинамики при формировании аэродинамического облика таких аппаратов.

ДВИГАТЕЛИ С ДЕТОНАЦИОННЫМ СЖИГАНИЕМ ТОПЛИВА

С.М. Фролов

*Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН,
Москва*

Требования к двигателям летательных аппаратов и стационарным двигательным установкам, используемым для производства энергии, непрерывно повышаются в связи с расширением

диапазона нагрузок, необходимостью работы на предельных нагрузках, ужесточением экологических показателей и др. Если для двигателей летательных аппаратов, как правило, требуется повышение тяговых характеристик, скорости и дальности полета, то для стационарных двигателей доминируют вопросы топливной экономичности и эмиссии вредных веществ в атмосферу. Во всех случаях возрастают требования к надежности и стоимости двигательных установок.

Несмотря на то, что в технике в настоящее время активно используются поршневые двигатели, лидирующую роль в производстве и преобразовании энергии в наземных, воздушных и морских приложениях играют газотурбинные двигательные установки (ГТДУ). В течение длительного времени ведется работа по повышению характеристик и экономичности ГТДУ, и на сегодняшний день достигнуты практически предельные показатели. Дальнейшее улучшение характеристик ГТДУ, хотя и возможно, но ограничено термодинамической эффективностью цикла Брайтона, при котором горение в камере сгорания протекает при постоянном давлении. Альтернативой ГТДУ могут стать двигательные установки, использующие более эффективный термодинамический цикл. В этой связи на первый план выходит концепция пульсирующего детонационного двигателя (ПДД), использующего преимущества детонационного сгорания топливно-воздушной смеси. В таком двигателе горючая смесь сгорает в периодически инициируемой детонационной волне, т.е. почти при постоянном объеме.

ПДД рассматривают как перспективную альтернативу другим двигателям для чисел Маха полета до $2 \div 2.5$. Один цикл рабочего процесса ПДД включает несколько стадий: (1) заполнение камеры сгорания топливно-воздушной смесью (ТВС), (2) инициирование детонации у закрытого торца камеры сгорания, (3) сжигание смеси в бегущей волне детонации, (4) истечение продуктов через сопло. Тяговые характеристики ПДД во многом определяются частотой генерации детонационного взрыва в камере. Считается, что при частотах выше 100 Гц ПДД может конкурировать с двигателями с другой организацией горения.

Основные преимущества ПДД связаны с термодинамической эффективностью сгорания в детонационной волне. К числу проблем, стоящих на пути реализации ПДД, относятся необходимость быстрого смешения жидкого углеводородного топлива с воздухом в камере сгорания, надежное инициирование детонации в ТВС на относительно коротких длинах (порядка $1 \div 2$ м) и при

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

относительно низких энергиях инициатора, сильная чувствительность детонации к условиям в камере, предотвращение преждевременного зажигания ТВС вблизи горячей стенки камеры сгорания и неконтролируемого самовоспламенения заряда вследствие смешения с продуктами взрыва. Анализ показывает, что при изменении высоты полета от уровня моря до 10 км и числа Маха полета от 1 до 2 температура и давление ТВС в ПДД меняются в достаточно широких пределах как перед, так и за ударным фронтом детонационной волны. Чтобы обеспечить стабильность характеристик ПДД в таких условиях, необходимо принимать специальные меры.

В докладе приведен краткий обзор исследований по ПДД и обсуждены некоторые возможные пути решения ключевых проблем.