

- время полета до 1 ч.

Разработана и действует соответствующая инфраструктура технического обслуживания, включая катапульту. Весь процесс создания выполнен в инициативном порядке.

УДК 621.452.23

ВОЗМОЖНЫЕ СХЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Богомолов М.А., Минайлов А.В., Грасько Т.В.

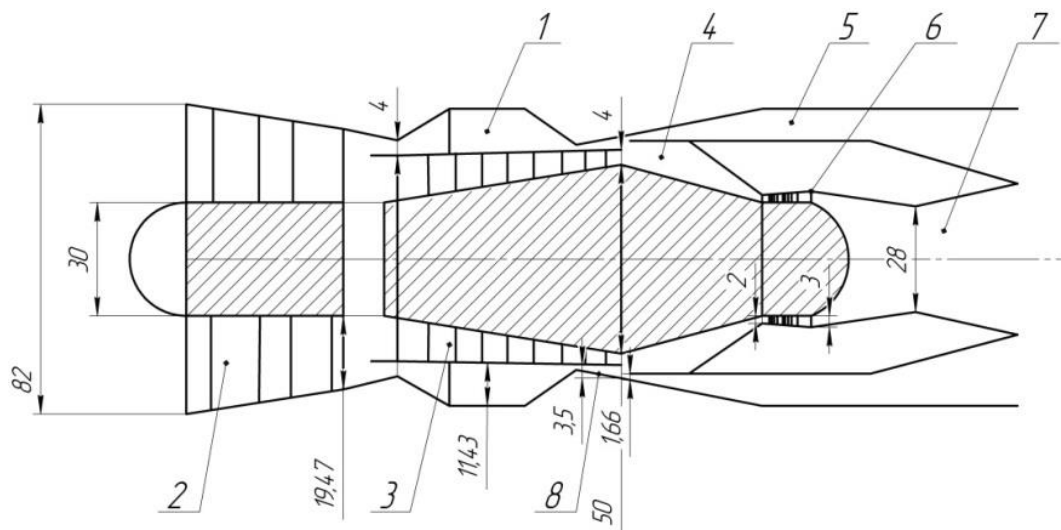
Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж

Ключевые слова: детонационное горение

В современных условиях ухудшающейся экологической обстановки, а также надвигающемся кризисе энергоресурсов, все большую актуальность приобретает вопрос экономичности авиационных силовых установок. Газотурбинные двигатели, работающие по циклу Брайтона, на данный момент практически полностью исчерпали свой потенциал, и дальнейшее развитие авиационных двигателей требует новых подходов в организации преобразования химической энергии топлива в полезную работу. Прорывным толчком к дальнейшему развитию могло бы стать детонационное горение, однако в данном направлении есть ряд проблем, требующих глубокой проработки. Использованию непрерывной (спиновой) детонации в ГТД препятствует ряд причины, среди них:

- высокая температура во фронте детонационной волны;
- значительная неравномерность полей давления и температур на выходе из камеры сгорания;
- сложность инициирования детонационной волны;
- высокие вибронагрузки.

В данной работе предлагаются к рассмотрению несколько схем реализации детонационного турбореактивного двигателя. В первом варианте предлагается внести ряд изменений в классическую схему ТРДДсм, которые показаны на рисунке 1.



- 1 - камера сгорания; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления;
 4 – камера смешения; 5 – сопло второго контура; 6 – турбина высокого и низкого давления;
 7 - сопло первого контура; 8 – диффузор за камерой сгорания

Рис. 1 – Схема турбореактивного двухконтурного детонационного двигателя

В указанной схеме решается ряд важных проблем:

- за счет введения камеры смешения перед газовой турбиной удастся снизить температуру газа до приемлемых для неохлаждаемой турбины значений – 1000-1200К.

- КВД во внутреннем контуре позволяет сравнивать статические давления на входе в камеру сгорания.

- сопло второго контура оказывается более выгодным при использовании в двигателях с малой степенью двухконтурности.

При использовании на двигателях с большой степенью двухконтурности оказывается более выгодным полное смешение в камере смешения без сопла второго контура.

Для первой схемы были просчитаны численными методами дроссельные и высотно-скоростные характеристики, представленные на рисунках 2 и 3.

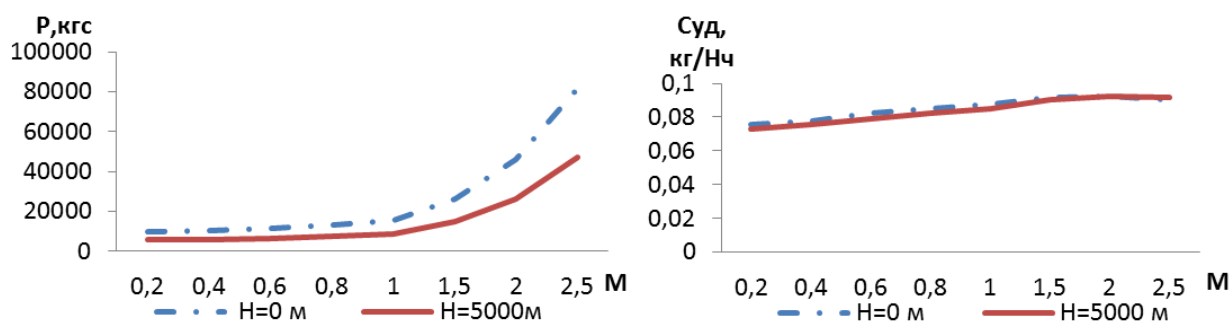


Рис. 2 – Высотно скоростные характеристики ТРДД

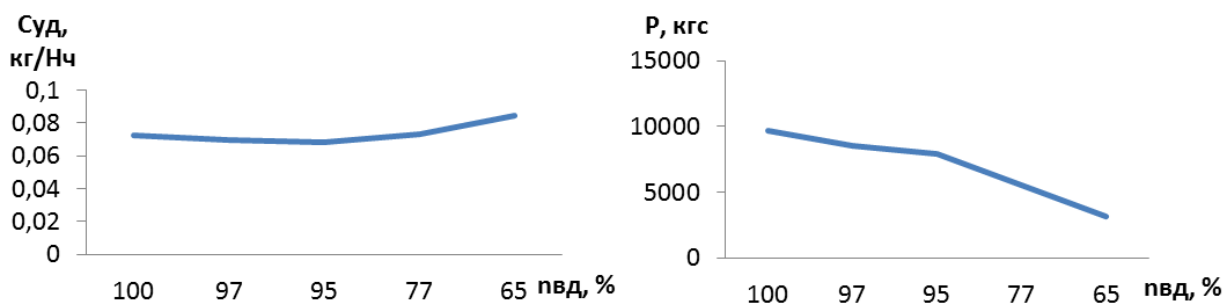


Рис. 3 – Дроссельные характеристики перспективного ТРДД

Вывод: термодинамические расчеты показывают превосходство данной схемы над существующими ТРДДФ, однако реализация на практике может быть осложнена сверхзвуковыми течениями на выходе из камеры сгорания. Данная проблема может быть решена в несколько иной схеме, предполагающей наличие расширяющегося сопла за камерой сгорания и привода компрессора низкого давления от газогенератора, расположенного во внутреннем контуре. Особенностью данной схемы является то, что при использовании в качестве вентилятора с поворотными рабочими лопатками возможна реализация перспективной турбо-прямоточной схемы двигателя.

Значительные перспективы по снижению удельного расхода топлива, массы и увеличению удельной тяги заключаются в дальнейшем развитии детонационного горения.

Список литературы

1. Нечаев Ю. Н. Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей. – М.: ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 2002.
2. Зверев И.Н., Смирнов Н.Н. Газодинамика горения. – М.: Издательство Московского университета, 1987. - 308с.
3. Зельдович Я. Б., Баренблатт Г.И., Либрович В.Б., Махвиладзе Г.М. Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука, 1980. – 478 с.
4. Соколик А.С. Самовоспламенение, пламя и детонация в газах. М.: Издательство Академии Наук СССР, 1960. – 427с.