

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СХЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ ThermoGTE

А.А.Горбунов, А.П.Склярова, Д.А.Боровиков, А.А.Новоселова,
ФГБОУ МАИ, г.Москва,

Возможности современных материалов, применяемых в авиационном двигателестроении не позволяют в дальнейшем повышать параметры термодинамического цикла. В результате, более актуальным решением является изменение привычной конструкции двигателя, которая позволила бы адаптировать двигатель к условиям полета. В процессе исследования двигателей изменяемого рабочего процесса (ДИП) [1] появились новые проблемы, связанные с его созданием. Большое количество регулируемых элементов двигателя и сложные переключающие устройства значительно увеличивают массу двигателя, что приводит к снижению летно-технических характеристик летательного аппарата (ЛА).

Одним из наиболее перспективных для многоцелевых самолетов видится разработка трехконтурного двигателя (ТРДТ). За счет переключающего устройства, такой двигатель может изменять степень двухконтурности в зависимости от условий полета. Предполагается, что это позволит снизить расход топлива на крейсерских режимах полета.

В США фирма General Electric развернула программу ADVENT по созданию трехконтурного ДИП (рис. 1)

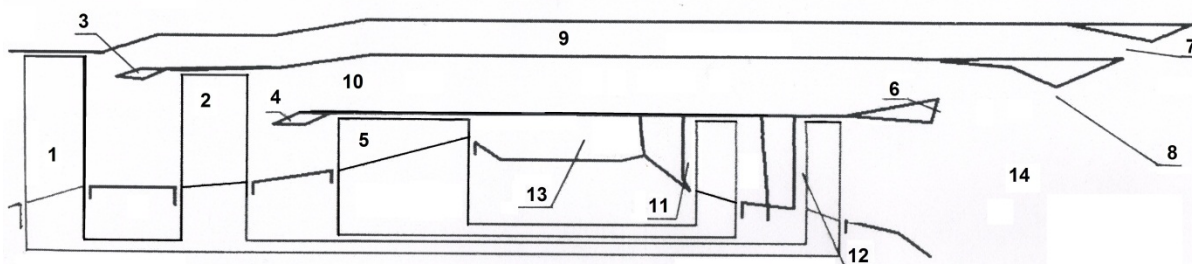


Рис.1

В этой схеме двигателя компрессор низкого давления разделен на две секции, после первой из них (1) установлен регулируемый разделитель потока (3), перепускающий часть воздуха в третий контур (9). После второй секции компрессора низкого давления (2) воздух традиционно разделяется нерегулируемым разделителем потока (4) на воздух второго контура (10) и воздух, идущий во внутренний контур, в котором традиционно поступает в компрессор высокого давления (5), камеру сгорания (13), турбину высокого (11) и низкого (12) давления, после чего смешивается с воздухом второго контура в смесителе (6). После общей для внутреннего и второго контура

форсажной камеры (14) продукты сгорания истекают в атмосферу через основное реактивное сопло (8), а воздух, поступивший в третий контур истекает через дополнительное регулируемое реактивное сопло (7).

По опубликованным данным видно, что обещанное снижение расхода топлива достигает 34% на крейсерском режиме (рис. 2).

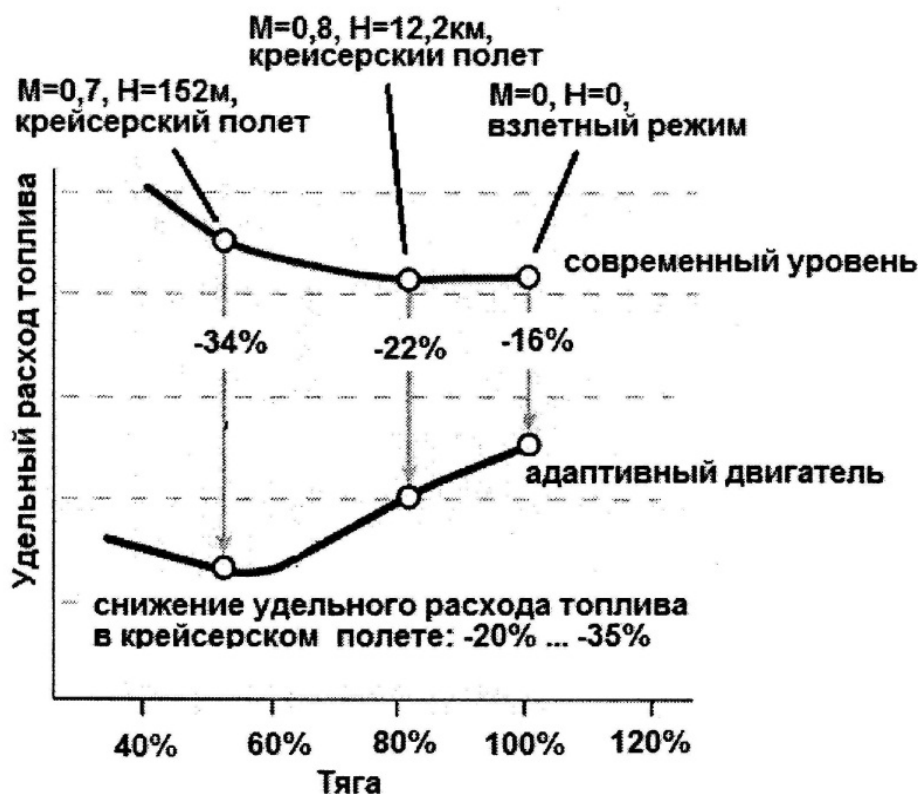


Рис.2

Однако в этих данных, носящих явно рекламный характер, представители General Electric не расшифровали ни перечень исходных данных, ни значения расходов перепускаемого воздуха и т.д.

Авторы провели собственное исследование схемы трехконтурного двигателя, считая ее одной из наиболее перспективных. Расчеты проводились в программном комплексе (ПК) ThermoGTE, разработчиком которой является Лещенко И.А. [2]. Данный ПК позволяет рассчитывать двигатели произвольных схем. В качестве исходных данных был принят двигатель с параметрами, близкими к АЛ-31, но с перспективным компрессором низкого давления (КНД), после первой ступени которого осуществлялся перепуск воздуха в третий контур. Расчет характеристик КНД производился по обобщенной модели Федорова Р.М.[3]. Для удобства использования была написана программа для импорта характеристик компрессора в необходимом формате сразу в ThermoGTE.

В ПК была создана математическая модель рассматриваемого двигателя. По обобщенной модели Федорова рассчитаны КНД первого и второго каскада. Проведен параметрический анализ двигателя, при котором

получены оптимальные значения расхода воздуха на крейсерском режиме через третий контур.

На рис.3 приведены дроссельные характеристики ТРДТ на режиме $M=0$, $H=0$ и на рис.4 на режиме $H=11\text{км}$, $M=0,8$ при различных значениях площади канала 3-го контура – F_3 , начиная от значения $F_3=0$, означающего отсутствие перепуска в третий контур. Скачок в поведении дроссельной характеристики на $M=0$, $H=0$ объясняется переключением системы охлаждения турбины при сниженных значениях температуры газа перед ней на меньшие значения отборов воздуха.

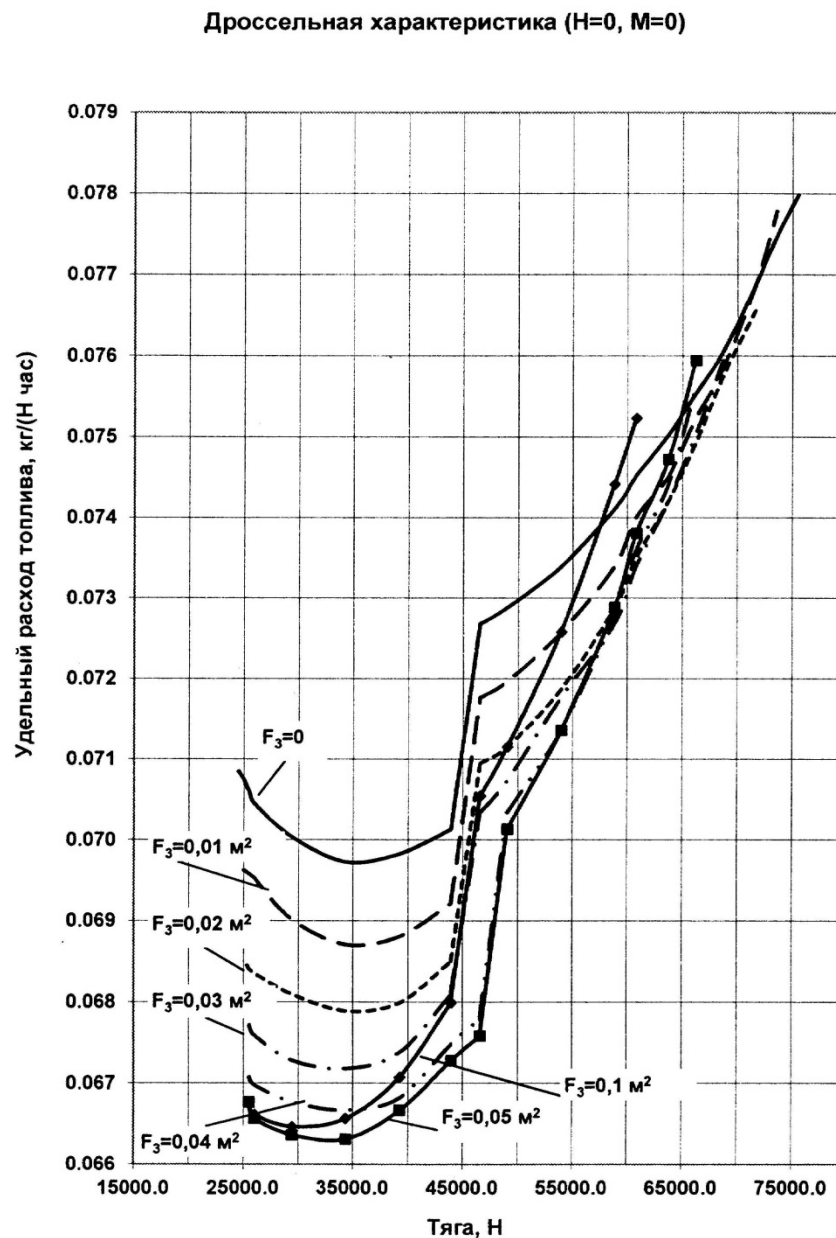


Рис.3

Дроссельная характеристика (H=11км, M=0,8)

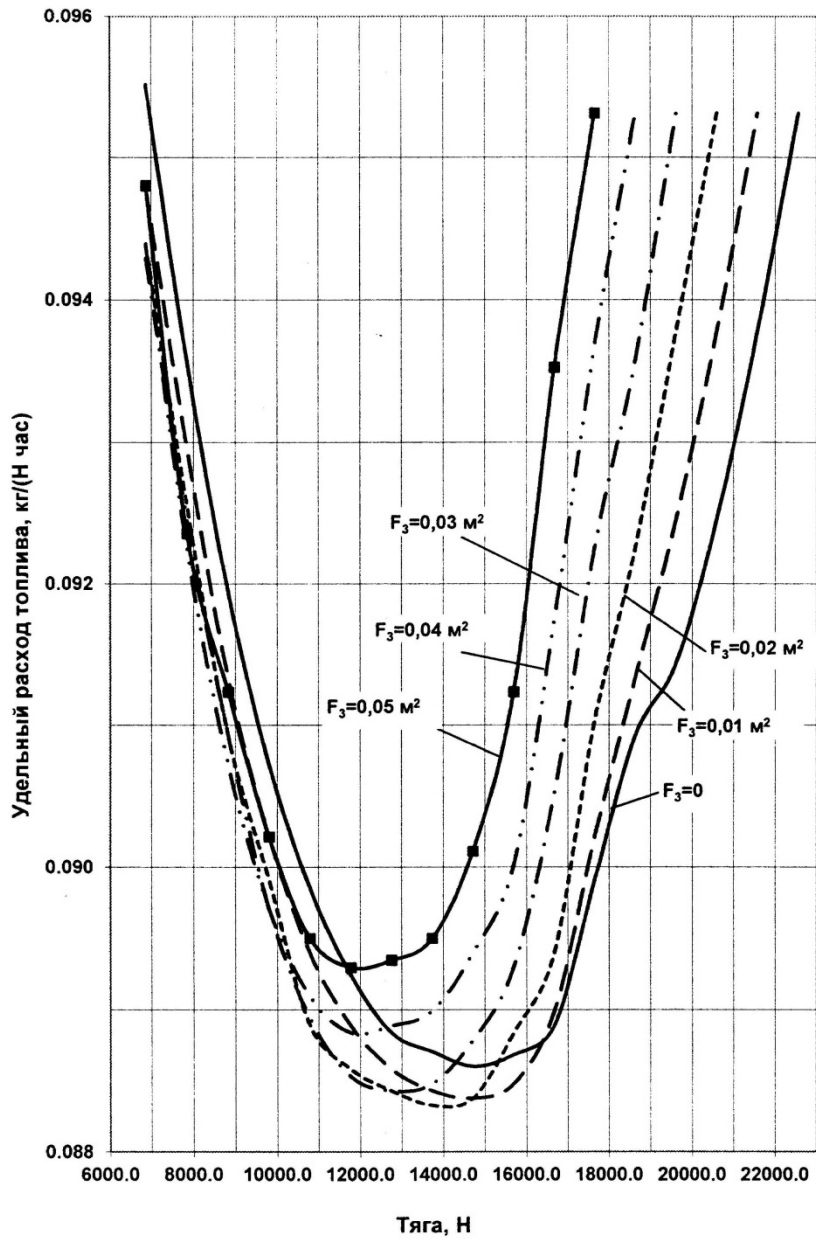


Рис.4

Расчеты показали, что на дозвуковых режимах полета перепуск в третий контур позволит получить снижение удельного расхода топлива на $\approx 7\%$, что с одной стороны подтверждает перспективность данной схемы двигателя, а с другой стороны, поскольку авторами рассматривалось влияние только расхода перепускаемого воздуха, подтверждает необходимость проведения дальнейших исследований трехконтурного двигателя для многоцелевых самолетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов / М.: Машиностроение, 1988. – 176с.
2. Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолета с независимо управляемым третьим контуром // Насосы. Турбины Системы. 2016. №2, с.40-48.
3. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров: монография / Воронеж: изд.-полиграф. центр «Научная книга», 2015. – 220с.