

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МНОГОРЕЖИМНОГО САМОЛЕТА С НЕЗАВИСИМО УПРАВЛЯЕМЫМ 3-М КОНТУРОМ

Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С.

ПАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск

igor.leshchenko@yandex.ru

Аннотация

Проработана концепция модернизации двухконтурного двигателя с низкой степенью двухконтурности, состоящая в перепуске воздуха из-за первой ступени вентилятора в третий контур, оканчивающийся независимо управляемым соплом. Для анализа термодинамических процессов сформирована нелинейная математическая модель трехконтурного двигателя. Разработаны методики учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Определены режимы полета, где перепуск воздуха в третий контур оказывает наибольший положительный эффект. Проведена оптимизация параметров управления регулируемые элементами двигателя. Полученные расчетным путем оценки показали, что на дозвуковых крейсерских режимах полета применение независимо управляемого третьего контура позволяет улучшить топливную экономичность на 7...11%.

Ключевые слова

Повышение топливной эффективности, двигатель изменяемого цикла, трехконтурный двигатель, силовая установка истребителя, термодинамическая модель.

Введение

Возможности совершенствования силовых установок (СУ) с газотурбинными двигателями, связанного с традиционным повышением параметров термодинамического цикла, приблизились к пределу. Поэтому работа по исследованию авиационных ГТД сложных схем (и, соответственно, реализующих сложный термодинамический цикл) приобретает особую актуальность. Одним из многообещающих направлений является использование двигателей изменяемого цикла (ДИЦ), которые призваны революционно улучшить ЛТХ многорежимных самолетов за счет оптимальной адаптации силовой установки к каждому режиму полета.

В рекламных проспектах компании General Electric по проекту ADVENT (ADaptive Versatile ENgine Technology) обещается существенное, до 25%, снижение расхода топлива за счет применения независимо управляемого 3-го контура (см. рисунок 1). Однако никаких конкретных сведений о параметрах цикла, особенностях конструкции и управлении такой СУ не приводится.

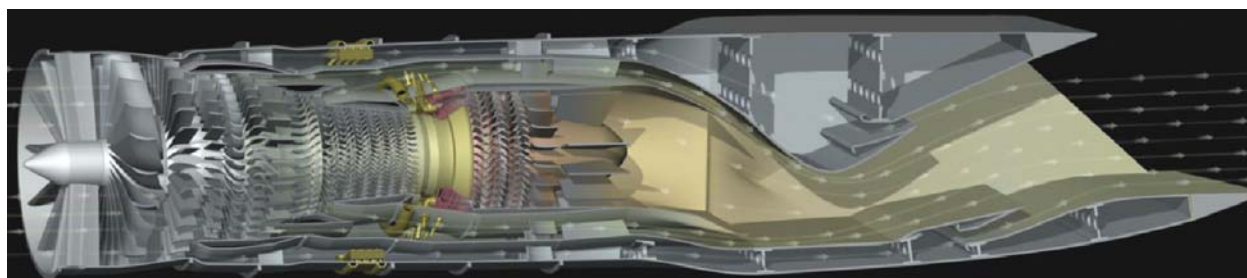


Рисунок 1. Проект ADVENT компании General Electric

В работе [1] проводится достаточно глубокий анализ указанного типа СУ, прежде всего, областей эффективного применения третьего контура и физической сущности явлений, позволяющих улучшить топливную эффективность. Тем не менее, конкретных данных о том, на сколько улучшается экономичность двигателя, в ней так же не содержится.

В этой связи для авторского коллектива приобрела актуальность задача исследования характеристик трехконтурного двигателя с целью оценки целесообразности проведения НИОКР в данной области. Для обеспечения корректности оценок все данные сравнивались с двигателем-прототипом, имеющим схему ТРДДФсм и параметры рабочего процесса, свойственные современным СУ отечественных истребителей. При этом предусматривается отбор воздуха в 3-й контур после первой ступени трехступенчатого вентилятора.

Проведение исследования потребовало разработки новых методик оценки экономичности СУ с учетом внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Работа включает анализ параметров и характеристик трехконтурного двигателя с термодинамической точки зрения, оптимизацию его программ управления, предварительную оценку особенностей течения в точке отбора воздуха в третий контур, а также конструктивно-компоновочную проработку.

Объект исследования

Трехконтурный двигатель изменяемого процесса (ТДИП) содержит все элементы, имеющиеся у ТРДДФсм. В отличие от традиционного ТРДДФсм, ТДИП (рисунок 2) также содержит:

- канал 3-го контура (9);
- регулируемое сопло 3-го контура (7);
- регулируемый разделитель потоков (3), способный перекрыть вход в канал 3-го контура.

Регулируемый разделитель потоков (3) (обозначим его РК-1, как первый по потоку разделительный корпус), установлен за первой ступенью компрессора низкого давления (1).

При открытии канала 3-го контура часть воздуха из-за первой ступени компрессора низкого давления поступает в указанный канал, и вытекает в атмосферу через отдельное регулируемое сопло третьего контура (7).

Когда канал 3-го контура перекрыт, весь воздух из первой ступени КНД поступает в последующие ступени КНД. В этом случае первая ступень КНД (1) и группа последующих ступеней КНД (2) работают как единый компрессор, аналогично КНД традиционного ТРДДФсм.

Будем для определенности называть первую ступень компрессора низкого давления КНД-1, а группу его последующих ступеней – КНД-2.

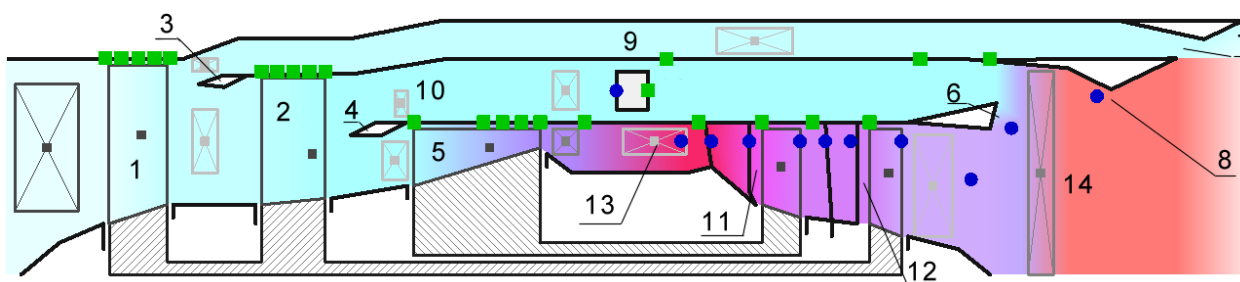


Рисунок 2 - Расчетная схема двигателя

После КНД-2 по тракту двигателя расположен нерегулируемый разделитель потоков (4), характерный для традиционной схемы ТРДДФсм (РК-2). На РК-2 поток воздуха, вышедший из КНД-2, разделяется на два потока. Поток внутреннего контура проходит последовательно через компрессор высокого давления (5), основную камеру сгорания (13), турбину высокого давления (11) и турбину низкого давления (12).

Поток наружного контура проходит через канал второго контура (10), и смешивается с потоком внутреннего контура в смесителе (6). Далее смешанный поток проходит через форсажную камеру сгорания (14) и выбрасывается в атмосферу через основное сопло (8), общее для 1-го и 2-го контуров.

Корректное математическое моделирование работы компрессора низкого давления при значительном отборе воздуха после первой ступени требует существенной доработки традиционных методик расчета. В идеале, необходимо применение т.н. трехпараметрической характеристики КНД, у которой в дополнение к двум традиционным параметрам режима работы – приведенной частоте вращения и приведенного расхода воздуха на входе (или на выходе), использовался бы третий параметр режима: приведенный расход воздуха, отбираемого после первой ступени. Получение расчетным путем таких характеристик, пригодных для их использования в термодинамической модели, требует неприемлемо больших вычислительных затрат. А с учетом того, что входной направляющий аппарат КНД выполнен поворотным, и в результате характеристика такого КНД становится зависимостью от четырех параметров, указанный путь представляется тупиковым (по крайней мере, на нынешнем этапе развития вычислительных возможностей).

В настоящей работе для моделирования КНД применен подход, когда вместо базовой его характеристики использовались отдельные характеристики его первой ступени и второй группы ступеней. Указанный подход позволяет корректно учесть влияние отбора за первой ступенью на баланс расходов в сечении входа во вторую ступень.

На основе 3-D модели, подготовленной для газодинамических расчетов трехступенчатого компрессора в среде FINE Turbo, был реализован расчет характеристик отдельно для 1-й ступени и для группы, состоящей из 2-й и 3-й ступеней. В качестве иллюстрации на рисунке 3 представлена характеристика исходного трехступенчатого КНД, а также характеристики КНД-1 и КНД-2.

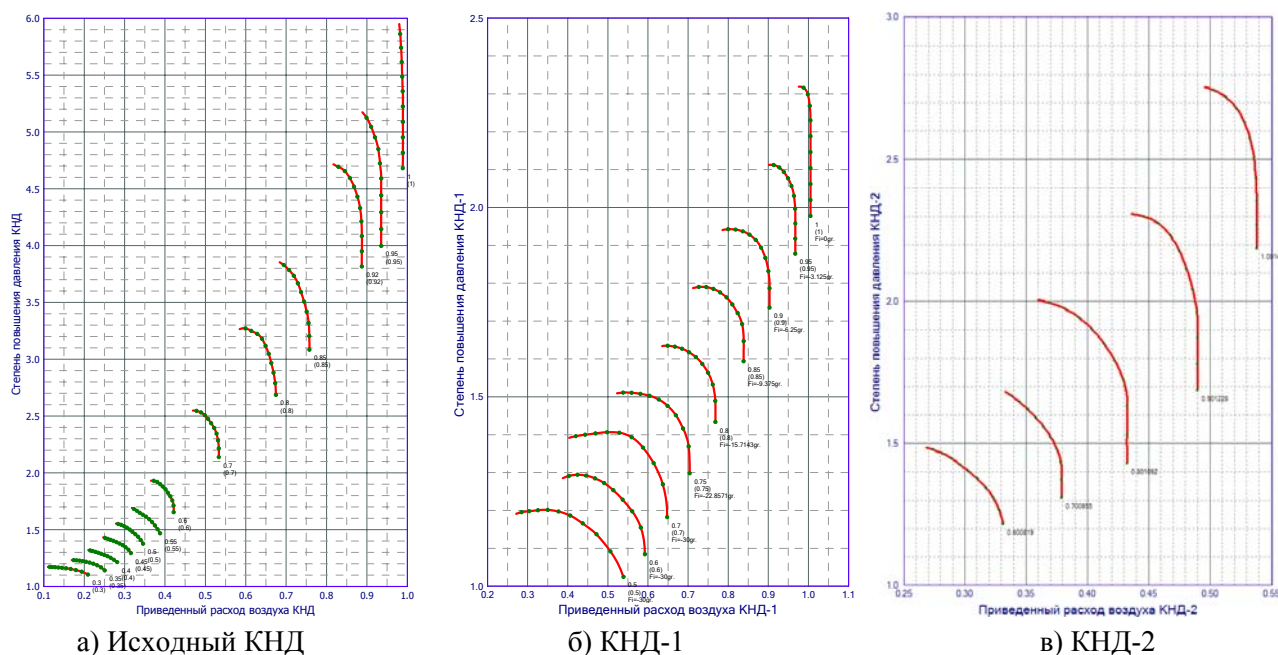


Рисунок 3 - Характеристики КНД

Анализ силовой установки с использованием «внутридвигательных» показателей эффективности двигателя выявил, что применение 3-го контура не позволяет улучшить экономичность на крейсерских режимах полета. Этот факт связан с существенно неоптимальным распределением работы термодинамического цикла по контурам, в результате чего значительный рост суммарного расхода воздуха при заданной тяге двигателя не приводит к заметному снижению расхода топлива.

В связи с вышеуказанным возникла необходимость оценивать тягу не двигателя, а силовой установки, принимая во внимание не только разницу импульсов входящего и выходящего потоков рабочего тела $R = G_c \cdot c_c - G_e \cdot V$, но и внешнее сопротивление входного и выходного устройств.

Методика учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств

Внешнее сопротивление сверхзвукового входного устройства (СВУ) состоит из сопротивления обечайки и дополнительного сопротивления. Дополнительное сопротивление $X_{Доп}$ возникает только на тех режимах работы СВУ, когда его коэффициент расхода $\varphi < 1$. В рамках настоящей работы учитывалось только дополнительное сопротивление входного устройства. Сила сопротивления входного устройства по жидкому контуру определяется с помощью выражения:

$$X_{Доп} = c_{X\text{ Доп}} \cdot Q \cdot F_{Вх}, \text{ где}$$

$$Q = \rho \cdot \frac{V^2}{2} - \text{скоростной напор,}$$

$F_{Вх}$ - площадь входного сечения воздухозаборника;

$c_{X\text{ Доп}}$ - безразмерный коэффициент аэродинамического сопротивления воздухозаборника по жидкой линии тока.

Величина $c_{X\text{ Доп}}$ изменяется при изменении режима работы входного устройства и скорости полета. При $\varphi = 1$ величина $c_{X\text{ Доп}}$ равна 0. При уменьшении φ величина $c_{X\text{ Доп}}$ возрастает. Увеличение числа М полета приводит к возрастанию коэффициента аэродинамического сопротивления. Для справки, при $\varphi = 0.5$ и $M_H = 0.8$ величина $c_{X\text{ Доп}}$ составляет 0.23.

Внешнее сопротивление кормовой части выходного устройства сверхзвукового самолета возникает на сужающемся участке кормовой части гондолы. Сила сопротивления кормовой части определяется по формуле $X_{Корм} = c_{X\text{ Корм}} \cdot Q \cdot F_{Мид}$, где

Q – скоростной напор;

$F_{Мид}$ – площадь миделевого сечения мотогондолы;

$c_{X\text{ Корм}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления.

Коэффициент аэродинамического сопротивления c_X задается как зависимость от отношения площадей $\frac{F_{Мид}}{F_C}$, с расслоением зависимости по числу М полета.

Оценка потерь эффективной тяги за счет сопротивления входного и выходного устройств.

Прежде чем переходить от т.н. «внутридвигательных» тяги и удельного расхода топлива к аналогичным параметрам, определяемых с учетом внешнего сопротивления (эффективным характеристикам силовой установки), необходимо оценить, на каких режимах работают входное и выходное устройства и какие значения принимает их аэродинамическое сопротивление.

В качестве базовой эталонной информации авторы располагают результатами расчета двигателя-прототипа, выполненного без 3-го контура, т.е. по схеме ТРДДФсм. Для этого двигателя существует перечень условий полета и режимов его работы, при известных значениях тяги, определяемой без учета внешнего сопротивления. Эти расчетные точки были оценены с помощью модели ТДИП.

В результате расчета получены данные, подтверждающие, что коэффициент расхода входного устройства имеет значение, меньшее 1, на всех режимах, кроме полета с максимальной скоростью. Так, при полете на малой высоте с дозвуковой скоростью из-за большой плотности атмосферного

воздуха двигатель приходится очень глубоко дросселировать, в результате φ принимает значение 0.4. На этом же режиме полета внешние створки сопла максимально прикрыты, в результате отношение площадей $\frac{F_{Mud}}{F_C}$, а, следовательно, и $c_{X_{Корм}}$, также имеют максимальные значения.

Наибольшее значение коэффициента аэродинамического сопротивления СВУ достигается на крейсерских режимах полета (у земли и на высоте 11 км), а также при полете у земли с трансзвуковой скоростью при максимальном скоростном напоре.

На рисунке 4 представлены относительные составляющие тяги двигателя для различных условий полета. 100% соответствует тяге двигателя, получаемой по разнице его выходного и входного импульсов. Если от этой тяги отнять силы внешнего сопротивления на входном и выходном устройствах, то для придания пропульсивной силы летательному аппарату остается лишь эффективная тяга силовой установки $R_{Эфф}$. В наибольшей степени потери на внешнее сопротивление актуальны на крейсерских режимах полета у земли.

Так, например, на режиме $H=0$, $M_n=0.7$, суммарная доля потерь превышает 40%! Из них большая часть приходится на входное устройство. Т.о., для сообщения самолету движущей силы, достаточной для поддержания установившегося горизонтального полета, остается менее 60% от тяги двигателя. При дальнейшем анализе характеристик СУ будем оперировать со значениями именно эффективной тяги для режимов, отображенных на рисунке 4.

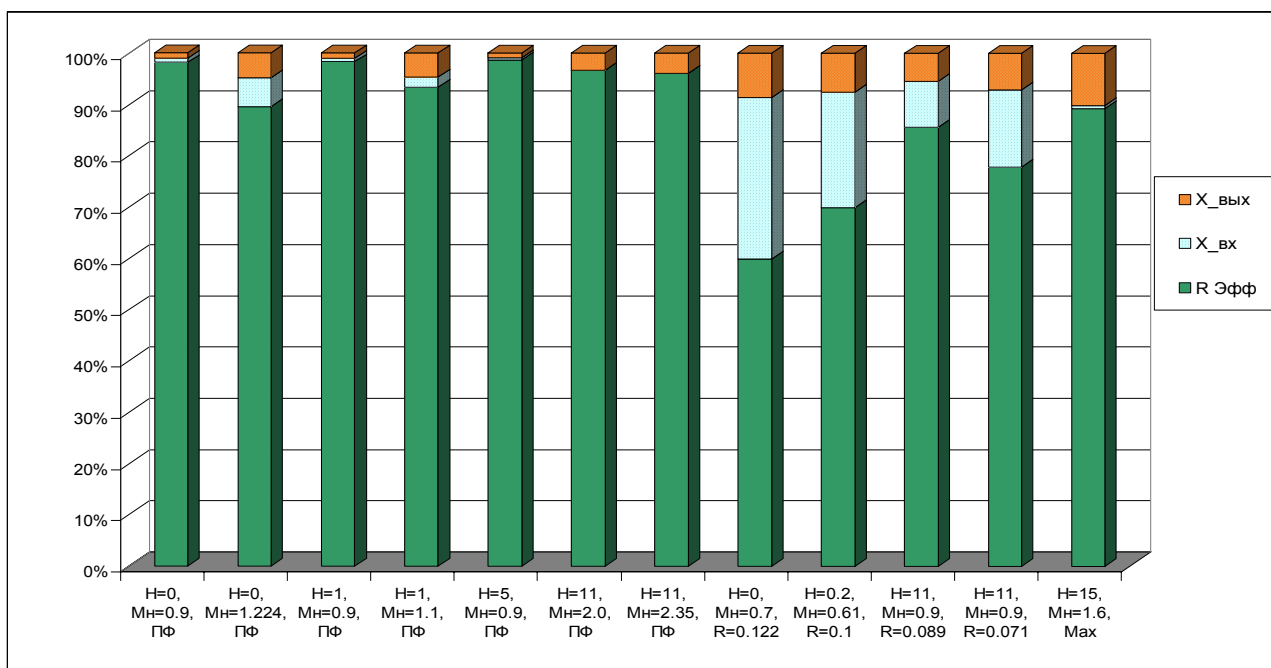


Рисунок 4 - Относительные значения составляющих тяги для различных условий полета и режимов работы двигателя-прототипа (100% - тяга двигателя)

Тяга двигателя напрямую связана с расходом топлива. Уменьшение тяги двигателя при сохранении постоянной эффективной тяги СУ должно снижать режим работы двигателя и уменьшить расход топлива. Таким образом, очевидна идея поиска путей снижения внешнего сопротивления силовой установки при поддержании заданных значений эффективной тяги.

Анализ данных, отображенных на рисунке 4, помогает обосновать перечень режимов полета и работы двигателя, для которых такой поиск актуален. Так, например, для режимов полного форсажа при числе $M = 0.9$ смысла снижать внешнее сопротивление нет, поскольку оно и так минимально. Нет также смысла искать способ увеличить площадь среза сопла для полетов с высокими скоростями

на форсированных режимах, поскольку роль потерь невелика, а сверхзвуковые створки сопла находятся на механических упорах.

Таким образом, предметом дальнейшего исследования выбраны:

- дозвуковые крейсерские режимы полета;
- сверхзвуковой крейсерский бесфорсажный режим;
- режим полета у земли на режиме ПФ с максимальным скоростным напором.

Оценка эффективности трехконтурной схемы с учетом дополнительного сопротивления входного и выходного устройств.

Для исследования выбрано 6 режимов полета и работы силовой установки:

1. $N=0$, $M_n=1.224$, полный форсаж;
2. $N=0$, $M_n=0.7$, крейсерский бесфорсажный, $R_{эф отн} = 0.073$;
3. $N=0.2$, $M_n=0.61$, крейсерский бесфорсажный, $R_{эф отн} = 0.073$;
4. $N=11$, $M_n=0.9$, крейсерский бесфорсажный, $R_{эф отн} = 0.076$;
5. $N=11$, $M_n=0.9$, крейсерский бесфорсажный, $R_{эф отн} = 0.055$;
6. $N=15$, $M_n=1.6$, крейсерский бесфорсажный, $R_{эф отн} = 0.175$.

Для каждого из указанных режимов работы двигателя имеются результаты расчета, полученные для компоновки ТРДДФсм с базовой программой управления, оптимизированной по параметрам двигателя без учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Эти данные будем называть параметрами двигателя-прототипа. Они будут приняты за основу при сравнении достижимых эффектов улучшения экономичности.

Для каждого режима полета с помощью метода IOSO [3] решалась задача оптимизации управления. Постановка задачи была следующей.

В состав варьируемых переменных входили:

- угол установки ВНА КНД-1;
- площадь смесителя по наружному контуру;
- площадь критического сечения сопла 1-го и 2-го контуров;
- площадь критического сечения сопла 3-го контура.

Эффективная тяга задается как параметр режима работы, по которому ограничивается подача топлива в основную камеру сгорания. При этом для форсированного 1-го режима полета было принято, что величина коэффициента избытка воздуха $\alpha_{ФКС}$ такая же, как у двигателя-прототипа.

В качестве целевой функции использовался эффективный удельный расход топлива. Наклаывались функциональные ограничения на минимальные запасы устойчивости каскадов компрессора, максимальные частоты вращения роторов и температуру газа перед турбиной.

В рамках данного исследования ставилась задача оценить изолированное влияние использования 3-го контура на улучшение экономичности по эффективным параметрам силовой установки. Поэтому для каждого режима работы решалась еще одна задача, постановка которой отличается от описанной выше по тексту тем, что сопло 3-го контура закрыто полностью, т.е. двигатель представляет собой обычный ТРДДФсм.

Результаты решения данных задач представлены на рисунках 5...8. Обозначение «Опт ПУ ТДИП» соответствует оптимизированному управлению с использованием 3-го контура; «Опт ПУ ТРДДФсм» - оптимизированному управлению без использования 3-го контура; «Прототип» - двигателю-прототипу, управляемому по его внутренним параметрам.

По представленным на рисунке 5 результатам можно сделать следующие выводы.

На всех режимах полета оптимальное управление с 3-м контуром позволило снизить эффективный удельный расход топлива. Максимально достижимый эффект указанного снижения составляет 11% для режимов полета $H=0$, $M_n=0.7$ и $H=0.2$, $M_n=0.61$. Для крейсерских полетов на высоте 11 км можно снизить эффективный удельный расход топлива на 7...9.5%. На режиме сверхзвукового бесфорсажного крейсерского полета применение 3-го контура позволяет снизить эффективный удельный расход топлива на величину порядка 3%. Высокий потенциал улучшения экономичности (до 5%) на режиме сверхзвукового форсированного полета у земли говорит, скорее, о том, что указанный режим двигателя-прототипа оптимизирован под критерии, не связанные с экономичностью.

Для всех 6 режимов полета и работы двигателя применение 3-го контура позволило увеличить расход воздуха на входе в двигатель, и, соответственно снизить аэродинамическое сопротивление входного (рисунок 6) и выходного (рисунок 7) устройств.

Доля воздуха, перепускаемого после 1-й ступени КНД в 3-й контур, достигает 25% (рисунок 8).

Для вариантов оптимизированного управления без использования 3-го контура («Опт ПУ ТРДДФсм») также наблюдается снижение эффективного удельного расхода топлива силовой установки, но достижимое улучшение экономичности значительно меньше (не более 4%).

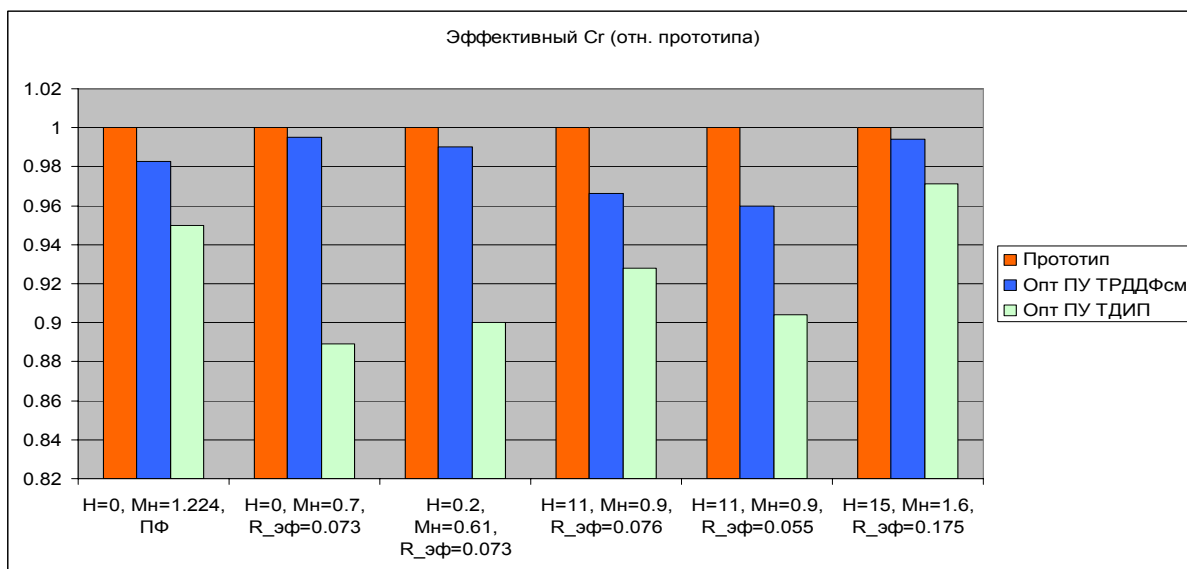


Рисунок 5 - Оценка снижения эффективного удельного расхода топлива СУ

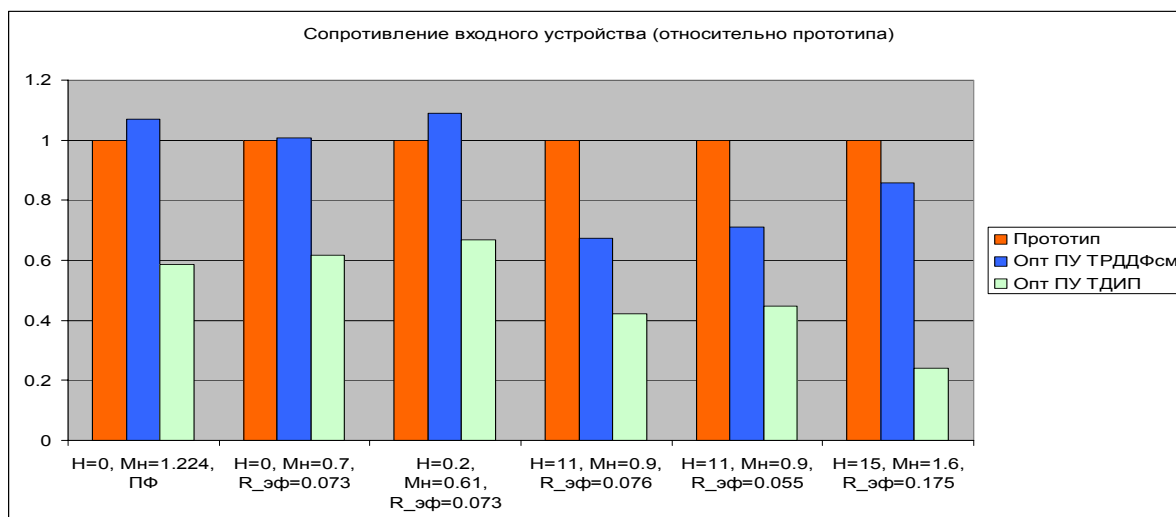


Рисунок 6 - Оценка аэродинамического сопротивления входного устройства

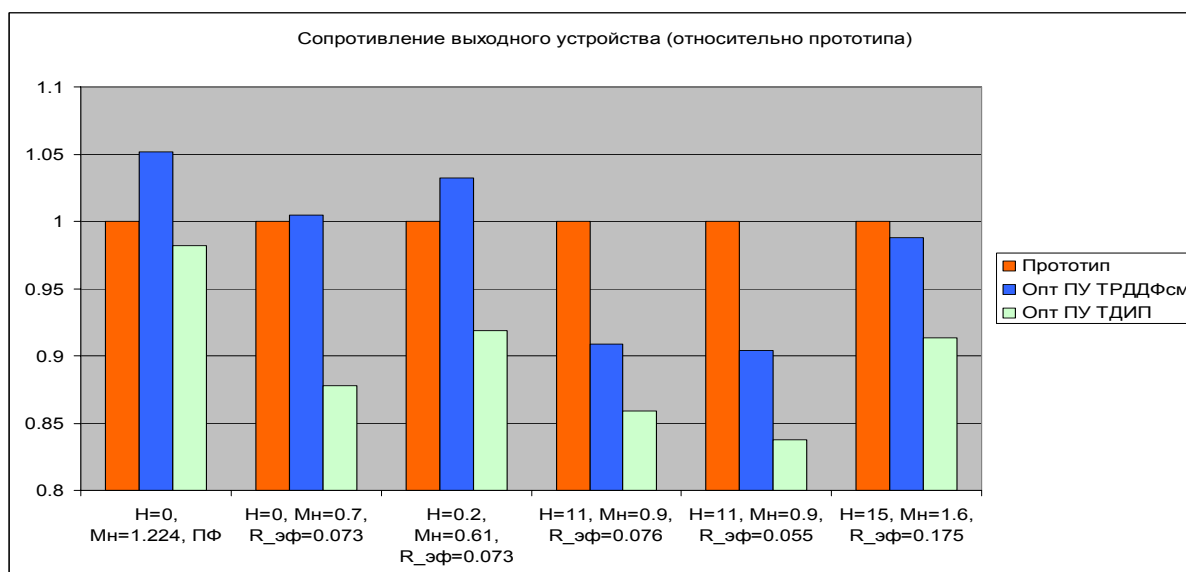


Рисунок 7 - Оценка аэродинамического сопротивления выходного устройства

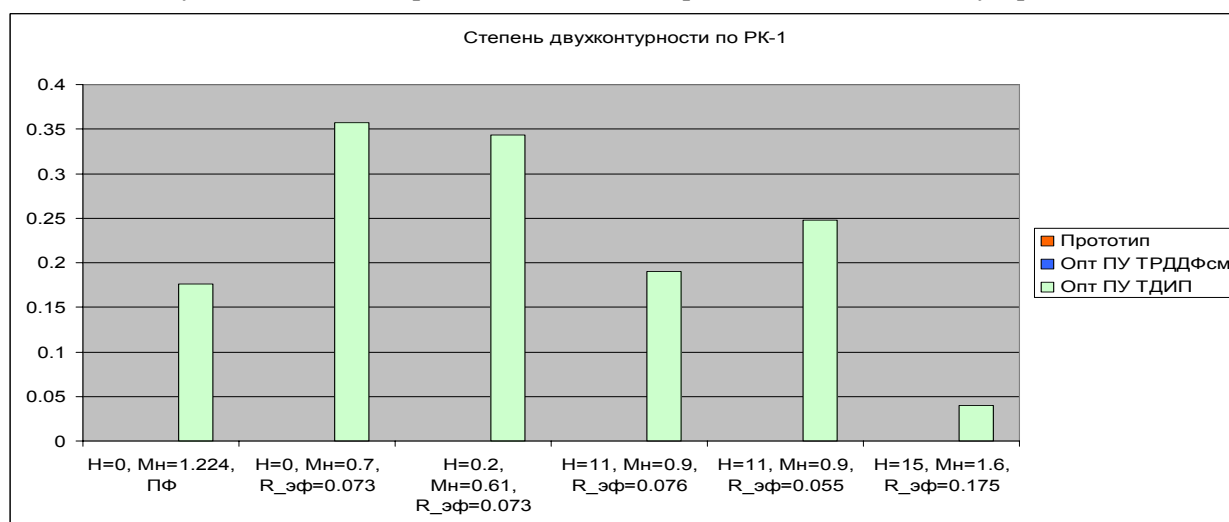


Рисунок 8 - Степень двухконтурности по РК-1

Заключение

Проблема низкой топливной эффективности «переразмеренной» СУ многорежимного самолета на крейсерских режимах успешно решается за счет перепуска избыточного воздуха через 3-й контур. Усложнение схемы двигателя, связанное с организацией течения через независимо управляемый 3-й контур, позволяет заметно улучшить согласование входного устройства, двигателя и выходного устройства в составе силовой установки многоцелевого сверхзвукового самолета.

На дозвуковых крейсерских режимах полета можно за счет 3-го контура улучшить топливную экономичность на 7...11%, а на сверхзвуковых бесфорсажных режимах - на 3%. Основным фактором полезного эффекта является уменьшение сил внешнего сопротивления, что позволяет снизить потребный режим работы двигателя и расход топлива. При этом оптимальное по эффективному расходу топлива управление обычным ТРДДФсм позволяет снизить расход топлива не более чем на 4% по сравнению с прототипом.

Для рассмотренной схемы ТДИП реализация отбора воздуха из-за первой ступени КНД может сделать проблематичной обеспечение устойчивой работы КНД при закрытом третьем контуре. Возможными путями решения данной проблемы являются разработка и применение механизма перекрытия полости переходного канала 3-го контура (на входном участке) на режимах с нулевыми

расходами воздуха через него, либо постоянный перепуск в минимальных количествах (порядка 2-4% от расхода на входе в двигатель) на всех режимах работы двигателя через 3-й контур. Предварительный расчет показал возможность реализации постоянно действующего перепуска в 3-й контур без ухудшения параметров двигателя на форсированных режимах.

Проработка объемно-массовой компоновки дополнительных элементов, связанных с реализацией течения в 3-м контуре, показала неотрицательный результат (возрастание массы силовой установки не превышает величины массы топлива, сэкономленного за один типовой полет).

Литература

1. Ronald J. Simmons, M.S., The Ohio State University. Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. Dissertation. Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University.
2. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч.2. М.:ВВИА, 2007.
3. Егоров И. Н. Тюленев В. П., Павленко В. Ф. Методы непрямої статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНТИ № 2622-B89, 1989.