



ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОУЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Механический факультет (МФ)
Кафедра двигателей летательных аппаратов (ДЛА)

Исследовательская работа

Тема: “Исследование ВРД (ТРД и ТРДД) с целью выбора оптимальных степеней сжатия воздуха в компрессоре и степени двухконтурности для сверхзвукового пассажирского самолета (СПС)”

Выполнили студенты очной формы обучения
Специальности 25.05.05.

Группы ЭВСм3-1:

Алиева Асият Абдуллаевна

Калигина Полина Дмитриевна

Калий Павел Евгеньевич

Леонов Даниил Александрович

Сурма Александр Андреевич

Фирстова Анастасия Игоревна

Научный руководитель:

доцент; к.т.н. Гаджиев Хочбар Рассулович

Москва - 2021

Содержание

Введение	3
Цель работы	3
1. Общая часть	4
1.1 Аналитическая часть	4
1.1.1 История сверхзвука	4
1.1.2 Наши дни.....	7
2. Исследовательская часть.....	8
2.1 Расчетная часть	8
2.1.1 Выбор степени сжатия.....	8
2.1.2 Выбор степени двухконтурности двигателя.....	15
Заключение.....	20
Список использованной литературы	21

Введение

Со второй половины 20 века началось стремительное развитие гражданской авиации и, как следствие, существенное увеличение пассажиропотока и расширение географии полетов. Но полеты на большие расстояния занимают время вплоть до 20 часов. Сократить это время можно лишь одним способом: с помощью использования сверхзвуковых скоростей полета. Поэтому создание СПС (сверхзвуковой пассажирский самолет) является актуальной проблемой, решением которой занимаются многие страны, такие как Россия, ЕС, Япония, США.

В настоящее время одной из основных проблем в отечественных разработках СПС является отсутствие принципиально нового двигателя для силовой установки (СУ) данного самолета. В разработке СПС существует ряд специфических проблем, но двигатель является основным звеном, так как только посредством двигателя можно осуществить полет на сверхзвуковых скоростях. Такой двигатель должен быть поколения 5+ с максимальной температурой перед турбиной 2000 градусов и способностью обеспечения постоянства приведенных оборотов до температуры на входе 185 К ($M=2,35$).

Цель работы

Целью данной работы является исследование ВРД (ТРД и ТРДД) для выбора оптимальных параметров двигателя для силовой установки (СУ) СПС.

Объектом исследования является ВРД, как ТРД так и ТРДД с различной степенью двухконтурности и степенью сжатия.

Метод исследования — численный эксперимент по современной программе с последующим анализом полученных результатов и выбором оптимальных параметров двигателя для СУ делового СПС.

1. Общая часть

1.1 Аналитическая часть

1.1.1 История сверхзвука

Впервые о создании СПС задумались в послевоенные годы, как только военные научились преодолевать скорость звука. Но предполагалось, что такой самолёт будет создан на основе боевого аппарата, но последующее изучение показало, что это крайне сложно сделать, так как у этих самолётов разные требования и функции, которые они должны выполнять.

В сверхзвуковой гонке участвовали такие страны, как Великобритания, Франция, СССР и США. Результатом этой гонки стали советский Ту-144 и Concorde. Оба самолёта совершили свой первый полет с разницей в 2 месяца. Хотя Ту-144 и поднялся в небо раньше конкурента, но пролетал намного меньше. Проект Ту-144 достаточно быстро свернули из-за двух катастроф и экономической нерентабельности. Конкорд пролетал до 2003 года.



Рисунок 1 - Ту-144 на взлете



Рисунок 2 - Concorde на взлете

Основным минусом СПС была экономическая нецелесообразность. Данные самолёты оказались дорогими и сложными в эксплуатации, а также очень шумными. Отмена пассажирских рейсов двух конкурентов Ту-144 и Concorde говорит о том, что эти передовые технические мысли опередили своё время. Разработка, строительство и эксплуатация были чересчур дорогими.

Военные самолеты летают на сверхзвуковой скорости не постоянно, а только на определенных этапах полета, а пассажирский самолет должен лететь на такой скорости большую часть времени. Следовательно, еще во время первых попыток создания СПС появилась потребность в разработке совершенно нового двигателя. Двигатели Ту-144 и Concorde были абсолютно разными. Основной задачей на тот момент было обеспечение крейсерского полёта со скоростью более двух М (2200-2400 км/ч)

Для Concorde был разработан двигатель Olympus 593. Он был создан на базе двигателя для военных самолетов Olympus 22R. Это был одноконтурный реактивный двигатель с форсажной камерой.

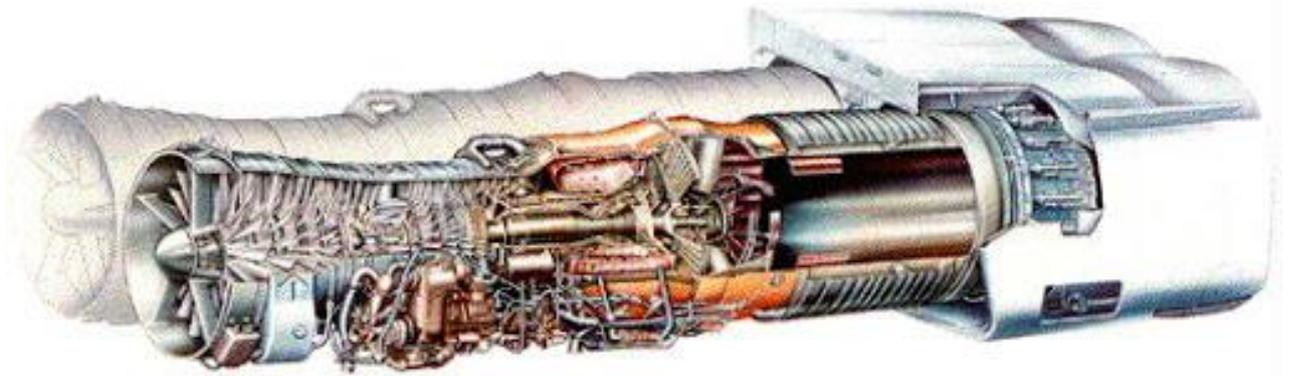


Рисунок 3 - Двигатель Olympus 593

При этом Concorde в своем полете использовал форсаж только при взлете, в отличие от ТУ-144, который был оснащен двухконтурными двигателями НК-144 и мог достигать такие скорости только на форсаже, что, соответственно, увеличило расход топлива. При этом был использован НТЗ, использовавшийся при создании двигателей для военных самолетов. Эту проблему удалось решить, разработав двигатель РД-36-51, который позволял летать на сверхзвуковых скоростях без использования форсажа, но он также был недостаточно экономичен.



Рисунок 4 - Двигатель РД-36-51

1.1.2 Наши дни

На сегодняшний день коммерческая эксплуатация сверхзвуковых пассажирских самолётов с большой вместимостью экономически нерентабельна, поэтому акцент внимания сместился на бизнес-авиацию и перед авиастроителями стоит актуальная задача-создание делового СПС. Исследовательские работы по созданию СПС 2-го поколения с использованием последних научно-технических достижений ведутся как у нас в стране, так и в США, ЕС, Японии. В последнее десятилетие активную работу по созданию СПС ведут такие компании как Boeing (проект Aerion AS2), Gulfstream (SSBJ, Quiet Spike) и Lockheed Martin (X-59). За счёт ряда инженерных решений предполагается значительно снизить интенсивность звукового удара. Экономическую целесообразность создатели СПС видят не только в реализации самолетов для VIP клиентов, но также в создании прорывных технологий, связанных с освоением нового вида авиационной техники. Япония также ведет работы по созданию СПС в сотрудничестве с Boeing. Научные организации и ОКБ нашей страны имеют богатый опыт создания СПС 1-ого поколения и проектов создания сверхзвуковых ЛА деловой авиации, а также ЛА военного назначения со сверхзвуковой крейсерской скоростью (Миг-25, крейсерский полет с $M=2.35$).

Создание таких самолётов связано со следующими проблемами:

- сложность конструкции;
- производимый шум;
- экономичность;
- воздействие на экологию.

У СПС нового поколения предполагается более высокий уровень аэродинамического и массового совершенства, топливной эффективности, безопасности, комфорта пассажиров по сравнению с СПС 1-ого поколения. Перепад давления в головной ударной волне в крейсерском сверхзвуковом полете у перспективного СПС должен быть меньше в 5-6 раз. Это достигается выбором конфигурации летательного аппарата, крыло такого самолета смещено назад относительно носа самолета, а нос и часть фюзеляжа перед крылом имеют удлиненную форму. Но основным способом остается применение компоновки, которая не допускает сложения ударных волн от различных частей самолета. Также немаловажную роль играет размещение силовой установки над или под фюзеляжем. В современных проектах преимущественно используется надкрыльевое расположение, так как такое расположение обеспечивает экранирование звука и ударной волны.

На данный момент в России отсутствует двигатель для СПС, который отвечает современным требованиям. Это затрудняет и задерживает разработку СПС, так как двигатели являются ключевым составляющим. Опыт создания двигателей для военных самолетов не может браться в расчет, так как это принципиально разные двигатели. Также стоит брать в расчет то, что в действительности практически ни один военный самолет не летает с крейсерской сверхзвуковой скоростью, за исключением МиГ-25 и SR-71. Двигатели для военных самолетов работают в условиях большого количества переменных режимов во всем диапазоне высот и скоростей полета.

Для СПС 2-го поколения нужен двигатель 5+ поколения с температурой перед турбиной около 2000 К, что позволит обеспечить нужную тягу без форсажа.

Разработке технического задания (ТЗ) для такого двигателя посвящена работа нашей группы.

2. Исследовательская часть

2.1 Расчетная часть

2.1.1 Выбор степени сжатия

Проектирование перспективного двигателя поколения 5+ для сверхзвукового пассажирского самолета требует формирования определенного технического задания (ТЗ). Одним из важных параметров, входящих в ТЗ проектируемого двигателя является степень повышения давления в осевом компрессоре.

Так как задачи транспортных перевозок не требуют широкого спектра режимов полета, для перспективного делового пассажирского самолета рассматриваем двигатель, основные режимы работы которого включают взлетный, крейсерский и посадочный. Для дальнейшего исследования будем учитывать полет на взлетном ($H=0$ м и $M=0$) и крейсерском ($H=20\,000$ м и $M=2,35$) режимах, так как они определяют основные ТХ двигателя.

Чтобы осуществить предварительный выбор оптимальной для поставленных задач степени повышения давления в компрессоре, рассмотрим зависимости работы (формула 1.1) и внутреннего КПД теплового

цикла двигателя (формула 1.2). Для этого рассчитаем соответствующие значения в зависимости от различных степеней сжатия по известным формулам.

$$L_u = c_p T_H \frac{e-1}{\eta_c} \left[\frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right] \quad (1.1)$$

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{\frac{e-1}{\eta_c} \left[\frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right] \eta_r}{\Delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1} \quad (1.2)$$

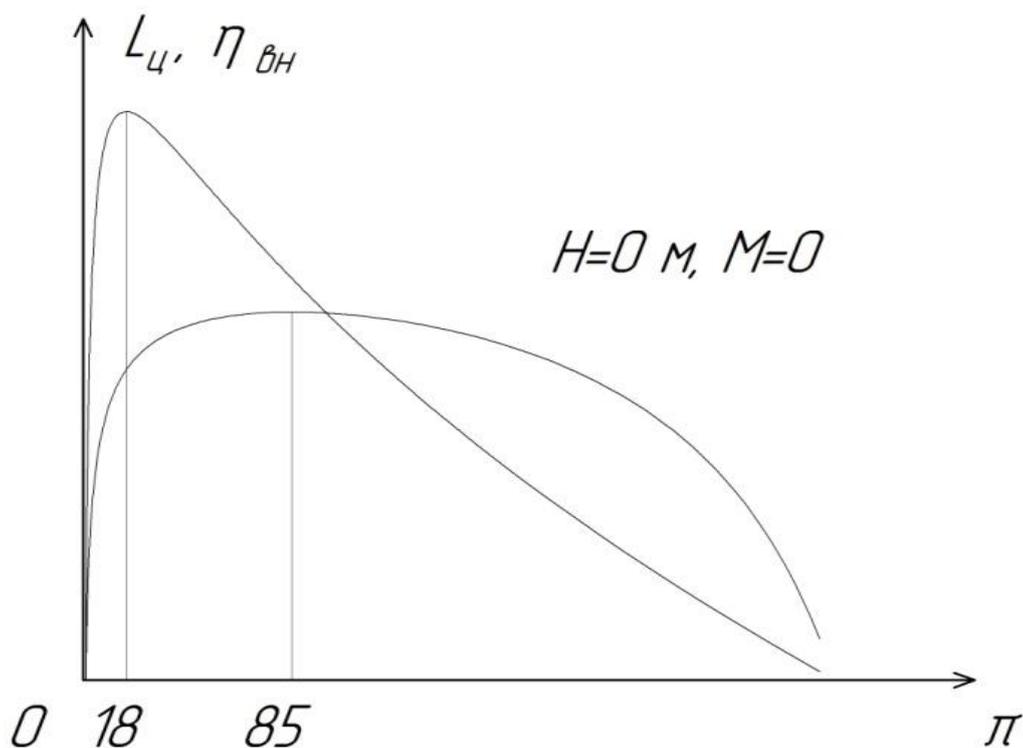


Рисунок 5 - График зависимости работы цикла L_u и внутреннего КПД $\eta_{\text{вн}}$ от степени повышения давления π . $H=0 \text{ м}, M=0$

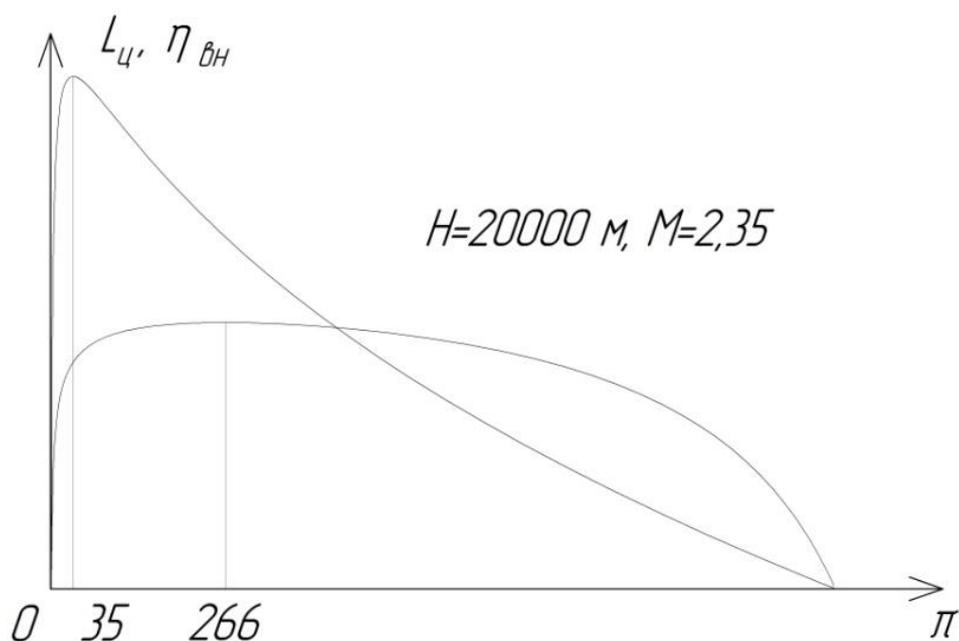


Рисунок 6 - График зависимости работы цикла L_c и внутреннего КПД $\eta_{вн}$ от степени повышения давления π . $H=20000$ м, $M=2,35$ (с учетом входного устройства)

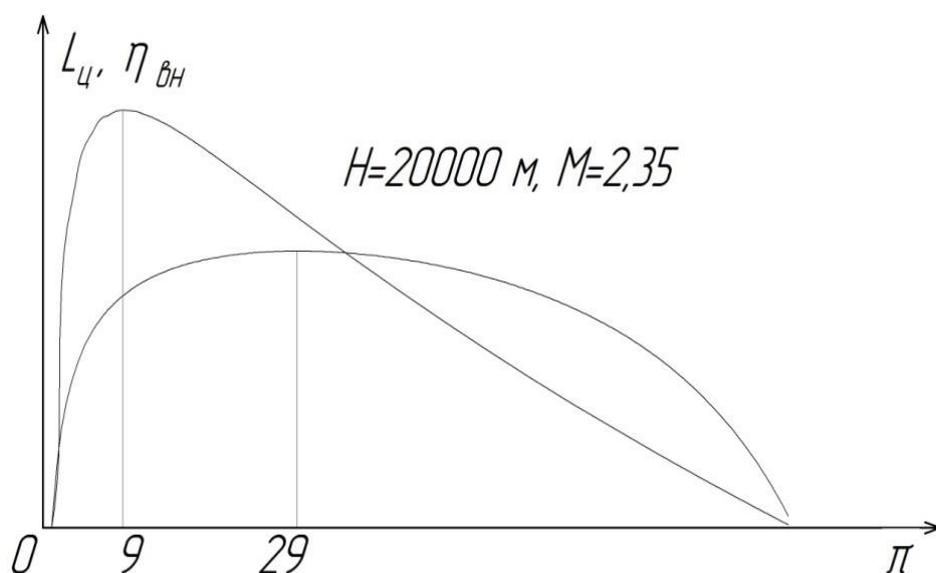


Рисунок 7 - График зависимости работы цикла L_c и внутреннего КПД $\eta_{вн}$ от степени повышения давления π . $H=20000$ м, $M=2,35$ (без учета входного устройства)

На первых двух графиках (Рисунок 5 и Рисунок 6) получена зависимость работы и внутреннего КПД для всей силовой установки, учитывая входное устройство, которое на сверхзвуковых летательных

аппаратах (ЛА) непосредственно участвует в процессе торможения и последующего сжатия газа.

Исходные данные температур перед турбиной, и на данной высоте, определяющие степень подогрева представлены ниже:

$M=0; H=0 \text{ м} - T_T=1800 \text{ К}; T_H=288 \text{ К}$

$M=2,35; H=20 \text{ 000 м} - T_T=2000 \text{ К}; T_H=217 \text{ К}$

Чтобы оценить работу и КПД двигателя именно как тепловой машины на крейсерском режиме, рассчитаем температуру на входе в компрессор и соответствующую степень подогрева. В результате имеем $T_B=462 \text{ К}, T_T=2000 \text{ К}$, отсюда $\Delta=4,33$. Из полученных данных на третьем графике (Рисунок 7) видим зависимость работы и внутреннего КПД только для компрессора, вследствие этого, можем оценить его степень повышения давления. Наблюдаем, что искомое значение приблизительно лежит в пределах от 9 до 29. Таким образом, достигаются приемлемые значения работы и внутреннего КПД.

Чтобы выбрать более точное значение степени повышения давления в компрессоре, рассчитаем сравнительную характеристику тяги (Рисунок 8) и удельного расхода (Рисунок 10) в зависимости от степени повышения давления в диапазоне 10-20, для двигателя со степенью двухконтурности $m_0=0,3$ и тягой на взлетном режиме $R=20 \text{ тс}$.

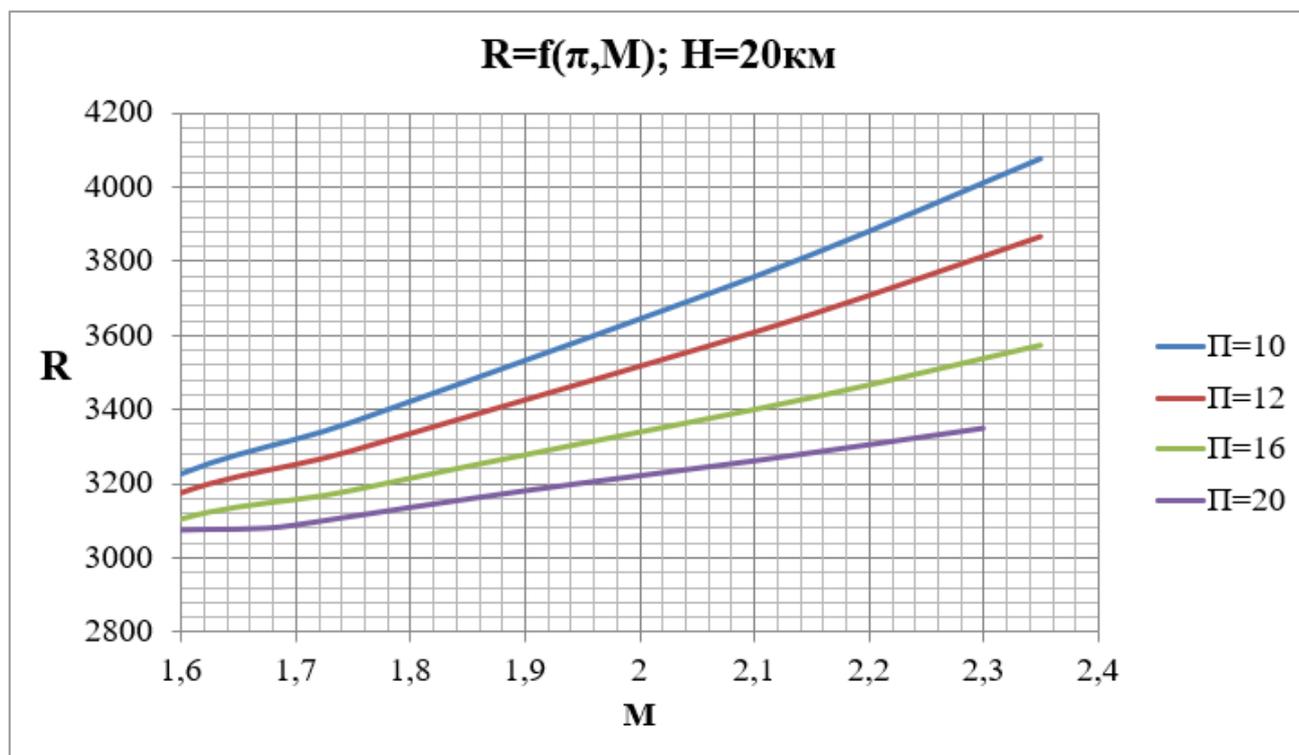


Рисунок 8 - График зависимости тяги R от числа Маха M при заданных степенях повышения давления π на высоте $H=20 \text{ км}$

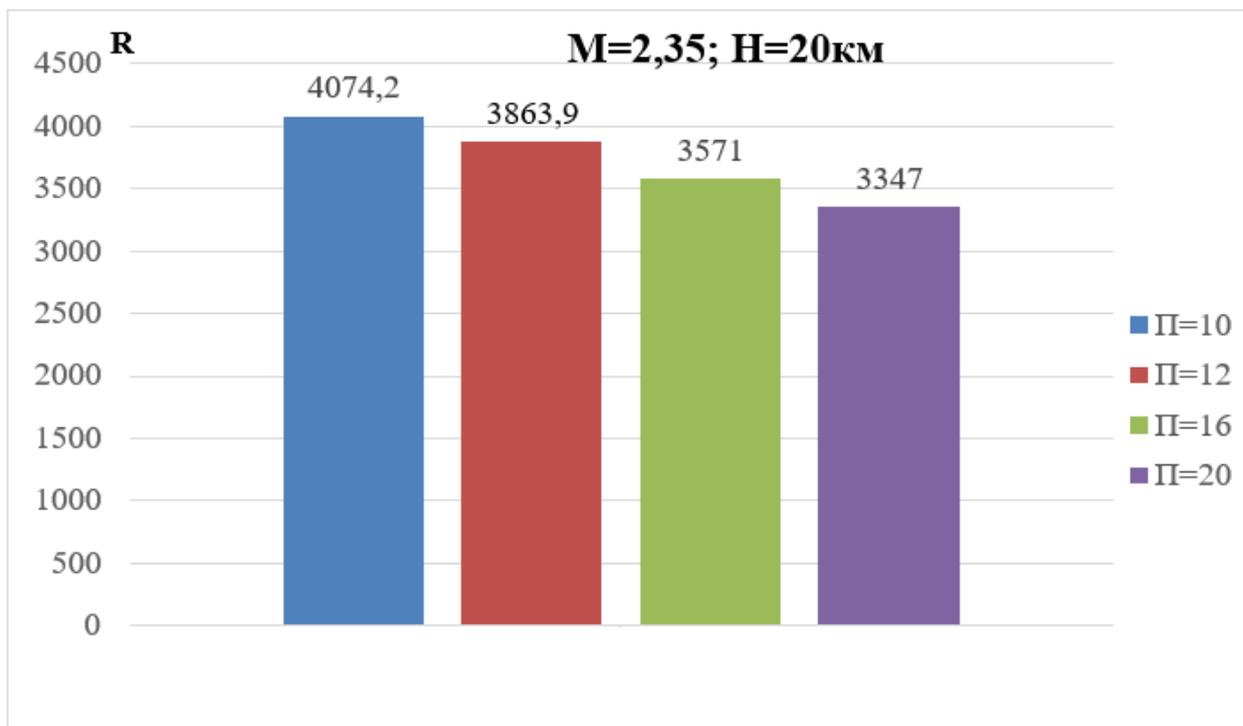


Рисунок 9 - Диаграмма зависимости тяги R от степени повышения давления π

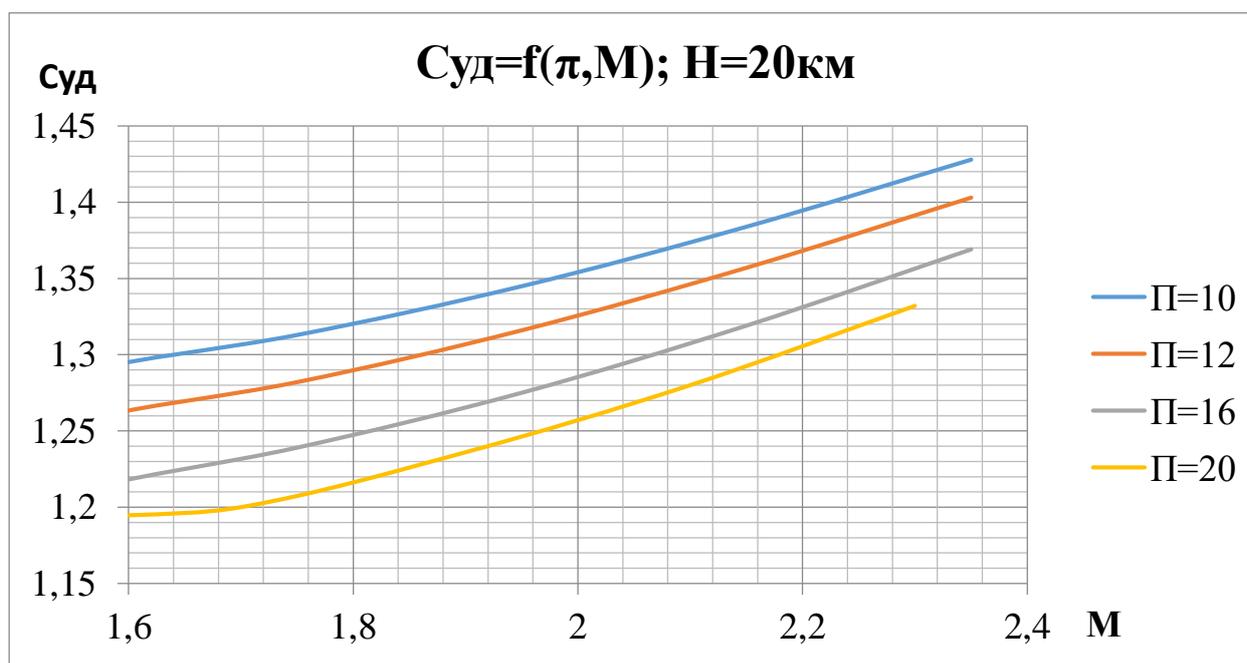


Рисунок 10 - График зависимости удельного расхода топлива Суд от числа Маха M при заданных степенях повышения давления π

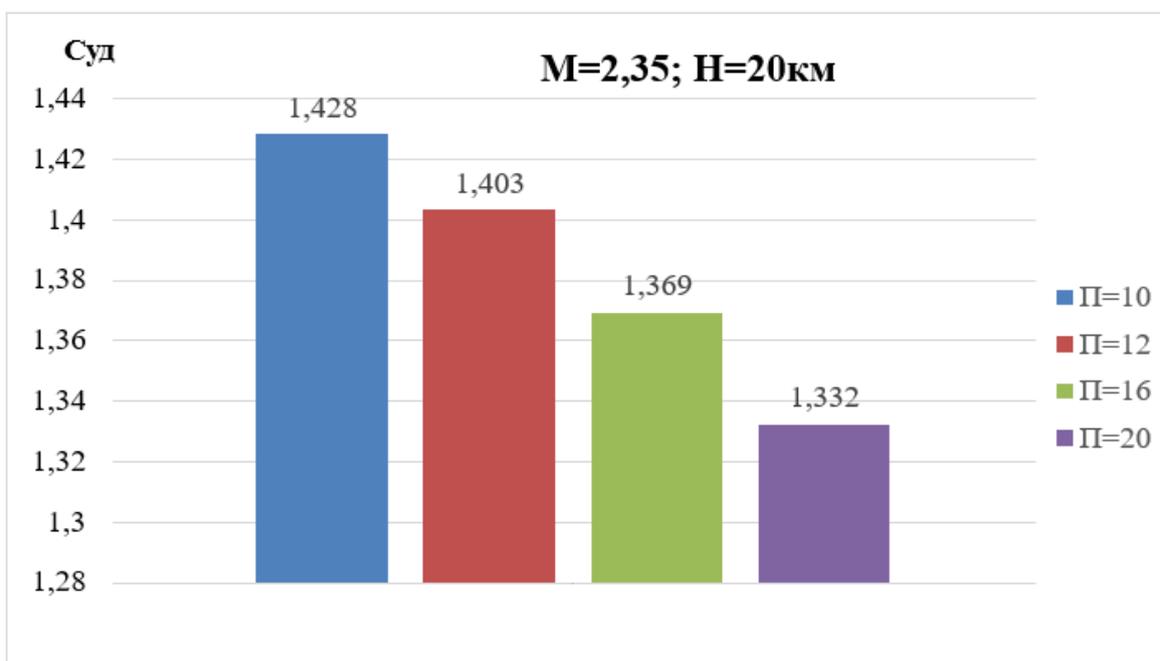


Рисунок 11 – Диаграмма зависимости удельного расхода топлива Суд от степени повышения давления π

В результате проведенного анализа можем сделать вывод, что с увеличением степени повышения давления в компрессоре ТРДД уменьшается тяга (Рисунок 9), но в то же время увеличивается экономичность, путём снижения удельного расхода топлива (Рисунок 10 и Рисунок 11).

Выберем компромиссное значение, когда значение тяги снижается незначительно, но при этом увеличивается экономичность, а именно $\pi=12$. Дальнейшее увеличение степени повышения давления приведет к усложнению конструкции компрессора и увеличению его массы, а, следовательно, и массы двигателя в целом. Полученное значение π так же согласуется с приведенной ранее зависимостью работы и КПД цикла (Рисунок 7), а именно обеспечиваются их приемлемые значения.

Выбор степени повышения давления не является последним этапом для формирования технического задания к двигателю. Одним из важных параметров является степень его двухконтурности, от которой зависят как экономичность, так и габариты ТРДД (турбореактивного двухконтурного двигателя). Наличие второго контура в данном случае важно для обеспечения более высокой топливной эффективности, чем у ТРД (турбореактивного двигателя), а также для охлаждения узлов силовой установки.

1) $\pi=10$; $M=2,35$

R (кг)				
H=20 (км)				
0	0,1	0,3	0,5	0,8
10645.6	4619.2	4074.2	3603.6	3025.2
Cr [кг/кг ч]				
H=20 (км)				
0	0,1	0,3	0,5	0,8
1.526	1.49	1.428	1.405	1.413
T г [К]				
H=20 (км)				
0	0,1	0,3	0,5	0,8
2000	1999.999	2000	2000	2000

2) $\pi=12$; $M=2,35$

R (кг)			
H=20 (км)			
0	0,3	0,5	1
4576,1	3863,9	3269,9	2554,7
Cr [кг/кгч]			
H=20 (км)			
0	0,3	0,5	1
1,501	1,403	1,309	1,421
T г [К]			
H=20 (км)			
0	0,3	0,5	1
2000	2000	1999,999	1999,992

3) $\pi=16$ $M=2,35$

R (кг)				
H=20 (км)				
0	0,1	0,3	0,5	0,8
9129.2	4044.9	3571.0	3154.5	2641.0
Cr [кг/кг ч]				
H=20 (км)				
0	0,1	0,3	0,5	0,8
1.465	1.426	1.369	1.350	1.365
T г [К]				
H=20 (км)				
0	0,1	0,3	0,5	0,8
2000.00	2000.000	2000.000	2000.000	2000.000

2.1.2 Выбор степени двухконтурности двигателя

Вторым этапом работы является выбор оптимальной степени двухконтурности для двигателя сверхзвукового пассажирского самолета (СПС).

Степень двухконтурности — это отношение объема воздуха, проходящего через внешний контур, за момент времени, к объему воздуха, проходящего через внутренний контур.

Так как при разработке научно-технического задания (НТЗ) для двигателя мы приняли температуру газа $T=2000$ К, необходимо предусмотреть должное охлаждение теплонагруженных корпусов деталей двигателя (например, таких как камеры сгорания, камеры смешения и регулируемого сопла), которое достигается при выборе степени двухконтурности $m_0 > 0$. В нашем случае, мы рассматриваем степени двухконтурности $m_0 = 0; 0,3; 0,5; 1$ при определенной ранее оптимальной степени сжатия в компрессоре $\pi = 12$.

Рассмотрим, как влияет степень двухконтурности на 2 характерные параметра при разработке двигателя, а именно его габариты (рисунок 12) и массу (рисунок 13). Это влияние представлено в виде диаграмм:

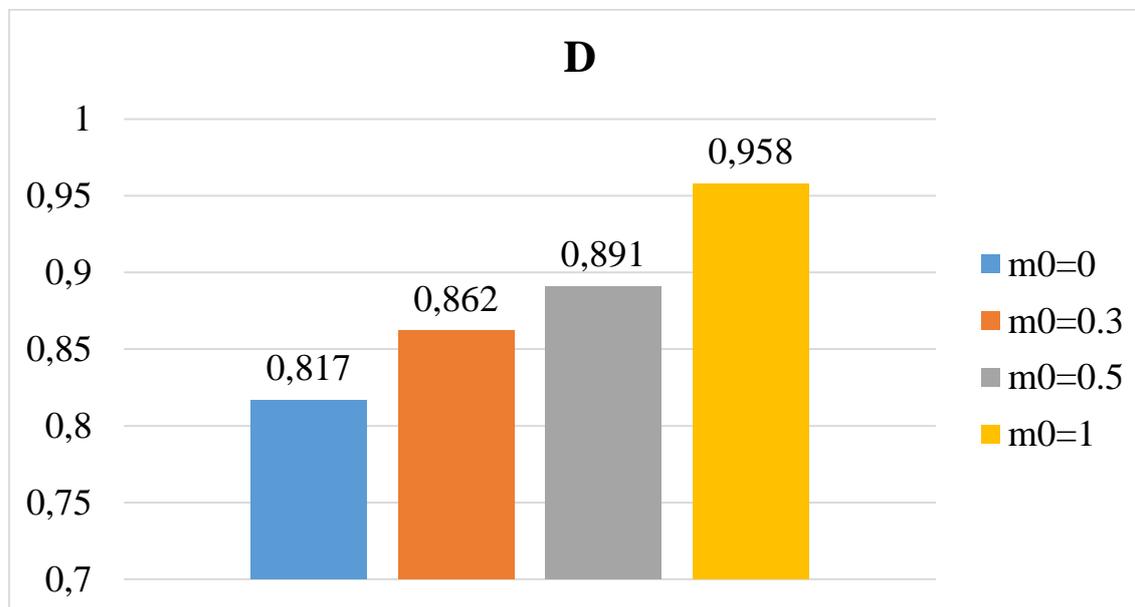


Рисунок 12 - Диаграмма зависимости диаметра двигателя от степени двухконтурности

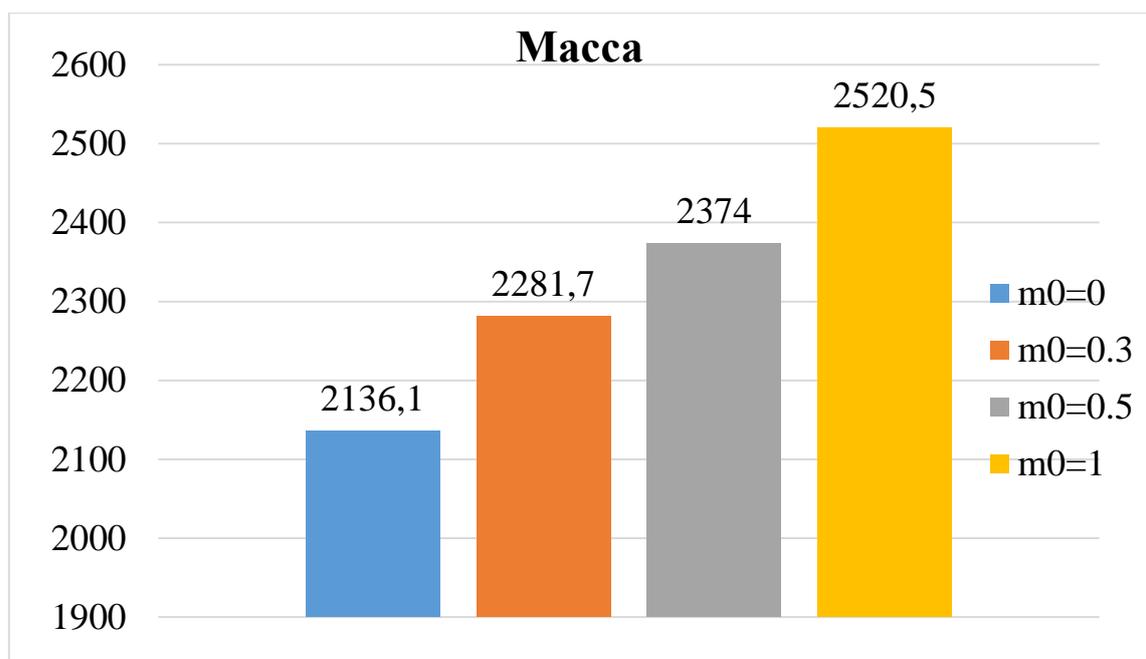


Рисунок 13 - Диаграмма зависимости массы двигателя от степени двухконтурности

Чем больше степень двухконтурности, тем больше габариты двигателя и масса. Однако следует учитывать, что увеличение габаритов приводит к возрастанию интенсивности скачков уплотнения, которые мы хотим минимизировать.

Также учтем зависимость лобовой тяги от степеней двухконтурности. Лобовая тяга есть отношение располагаемой тяги двигателя к площади его поперечного сечения.

$$R_{\text{лоб}} = \frac{R}{F} = \frac{R}{\pi D^2 / 4}$$

Тогда при постоянной тяге двигателя $R=20$ кН и ввиду разных габаритов, зависящих от степени двухконтурности, имеем зависимость, представленную на диаграмме (рисунок 14):

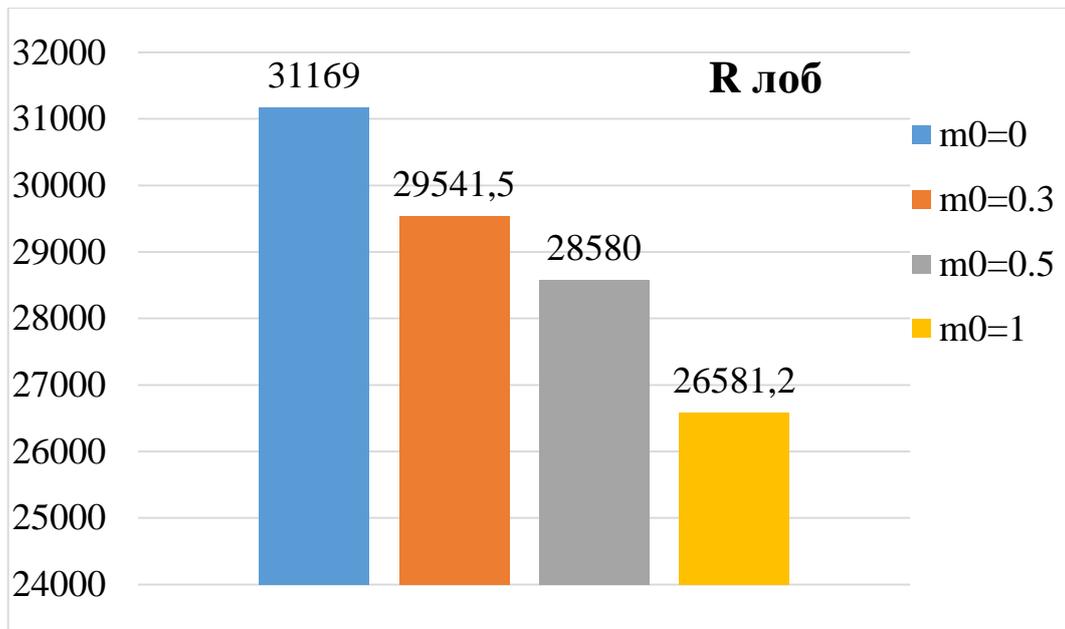


Рисунок 14 - Диаграмма зависимости лобовой тяги от степени двухконтурности

Мы видим, что с увеличением двухконтурности двигателя лобовая тяга уменьшается по отношению к двигателю ТРД ($m_0=0$). Поскольку, чем больше $R_{\text{лоб}}$, тем меньше доля тяги, которую развивает двигатель на преодоление его собственного сопротивления, то в нашем случае при полете СПС на высотах $H=20\text{км}$ выгоднее иметь двигатель с большей лобовой тягой.

Чтобы окончательно выбрать оптимальную степень двухконтурности рассмотрим также зависимость располагаемой тяги (рисунок 15 и рисунок 16) и удельного расхода топлива (рисунок 17 и рисунок 18) от скорости (числа Маха) на высоте $H=20\text{ км}$.

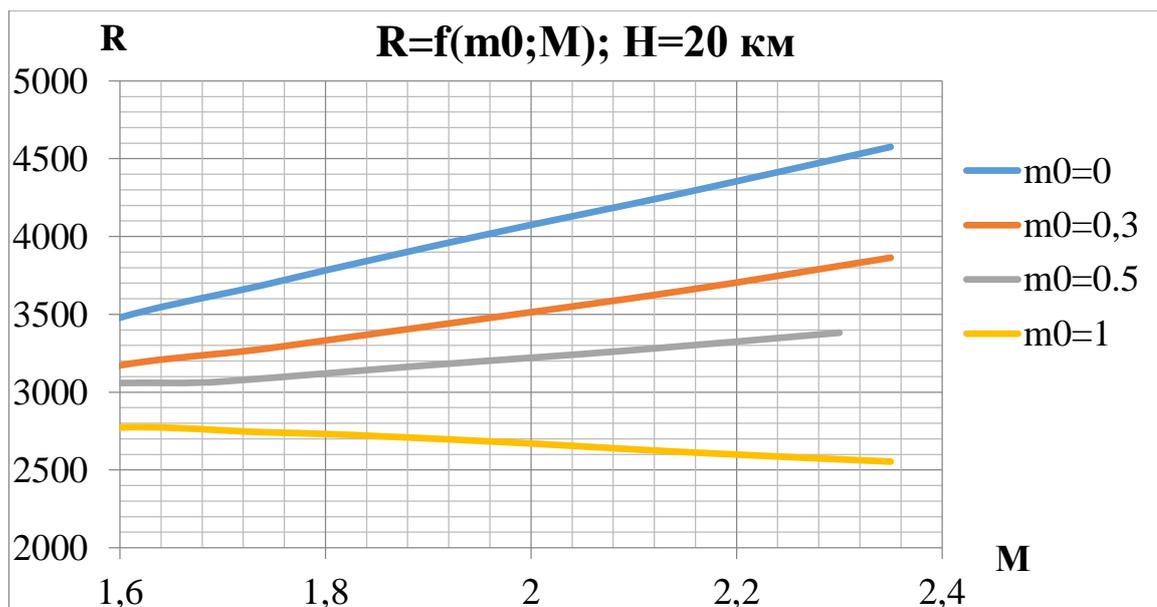


Рисунок 15 - График зависимости располагаемой тяги при высоте полета $H=20\text{км}$ от степени двухконтурности

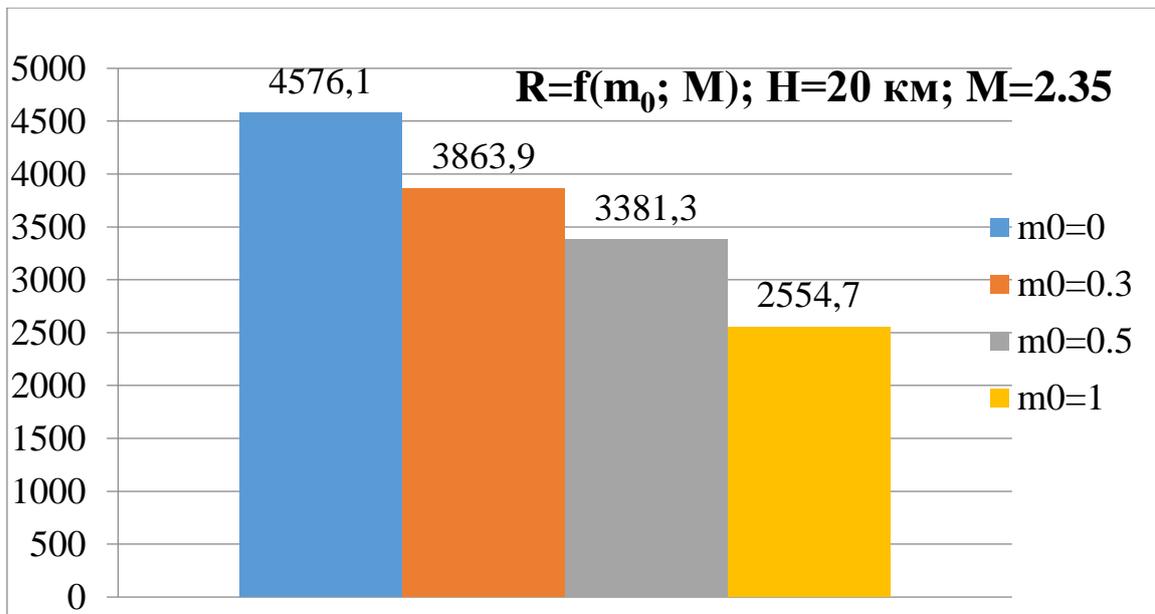


Рисунок 16 - Диаграмма зависимости располагаемой тяги при числе Маха $M=2,35$ и высоте полета $H=20$ км от степени двухконтурности

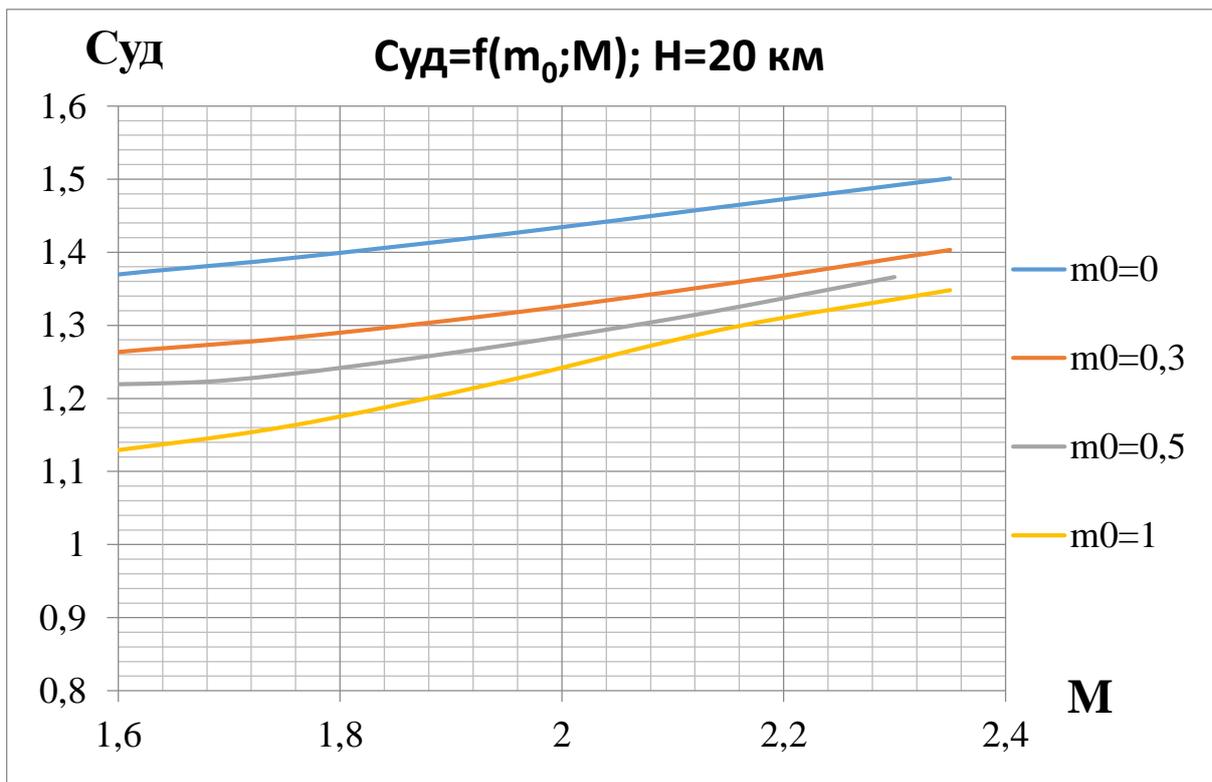


Рисунок 17 - График зависимости удельного расхода топлива при высоте полета $H=20$ км от степени двухконтурности

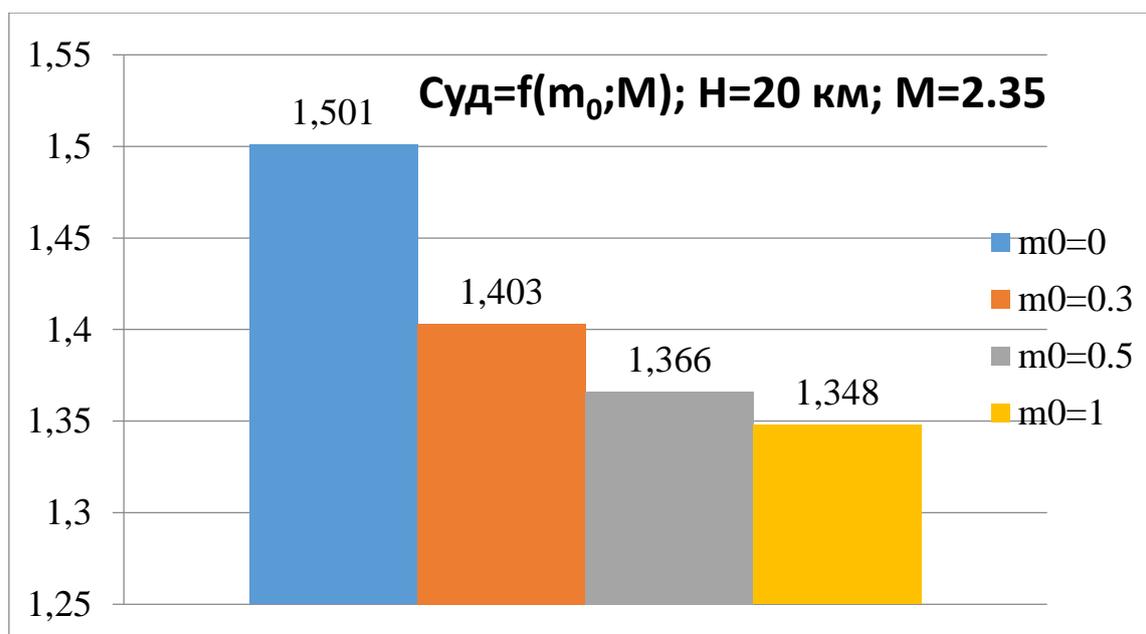


Рисунок 18 - Диаграмма зависимости удельного расхода топлива при числе Маха $M=2,35$ и высоты полета $H=20$ км от степени двухконтурности

В результате проведенного анализа имеем: с увеличением степени двухконтурности ТРДД уменьшается располагаемая тяга, но в то же время снижается удельный расход топлива, что приводит к повышению экономичности.

Таким образом, необходимо выбрать такое значение степени двухконтурности двигателя, при котором будет достигаться наибольшее значение лобовой тяги. Но с другой стороны оно не должно быть сильно большим, так как мы имеем ограничения по весу и габаритам конструкции.

Тогда выбираем компромиссное значение степени двухконтурности $m_0=0,3$, так как при этой величине обеспечивается должное охлаждение корпусов деталей двигателя, достигаются незначительные потери в располагаемой (R) и лобовой тяге ($R_{\text{лоб}}$), а также увеличивается экономичность за счет уменьшения удельного расхода топлива. Полученное значение степени двухконтурности так же согласуется с выбранными ранее значениями КПД и работы цикла.

Дальнейшее увеличение степени двухконтурности ($m_0>0,3$) приведет к увеличению габаритов и утяжелению конструкции двигателя, повышению интенсивности скачков уплотнения и потерь на трение. Что нецелесообразно по отношению к разработанному НТЗ для нашего СПС.

Заключение

В ходе данной работы было проведено исследование ВРД (ТРД и ТРДД) для выбора оптимальных параметров двигателя для СПС, а именно степени повышения давления в осевом компрессоре, а также степени двухконтурности.

По вычисленным данным были получены значения степени повышения давления: $\pi=12$ и степень двухконтурности $m_0=0,3$. Эти параметры оказались приемлемыми - при них обеспечиваются удовлетворительные значения тяги и удельного расхода топлива.

Список использованной литературы

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей, часть 1 – М.: Машиностроение, 1977.
2. Котовский В.Н., Комов А.А. Теория авиационных двигателей. Тексты лекций. Часть 1. М.: Издательство МГТУ ГА, 2013.
3. Бутов А.М., Козарев Л.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей. М.: Издание ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского, 1993.
4. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. Издательство «Перо», Москва 2018.