

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Федеральное государственное автономное

Образовательное учреждение высшего образования

«Самарский национальный исследовательский университет имени

С.П. Королева»

Институт двигателей и энергетических установок

Кафедра теории двигателей летательных аппаратов

Научная работа

«Начальный этап проектирования ГТД с взлетной тягой 235 кН для использования на
дальнемагистральных самолетах»

Выполнили:

Студенты: Пашкова Н.Д.,

Безбородова К.В.,

Боброва Е.А.

Группы: 2310-240305D

Научный руководитель:

старший преподаватель,

Филинов Е.П.

Начальный этап проектирования газотурбинного двигателя с взлетной тягой 235 кН для использования на дальнемагистральных самолетах

© Пашкова Наталья Дмитриевна¹, Безбородова Кристина Викторовна¹,
Боброва Елизавета Александровна¹.

¹Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», ул. Московское шоссе, д. 34, г. Самара, 443086, Россия.

Pashkova-2000@mail.ru, kityborodova@gmail.com
elizaveta1bobrova@gmail.com.

Цель исследования: определение оптимальных параметров двигателя с взлетной тягой 235 кН, для дальнейшего использования на дальнемагистральных самолётах. В статье рассмотрены особенности современных летательных аппаратов и подобраны наиболее экономически выгодные модели. Для них произведено САЕ моделирование в системе «АСТРА». Получены зависимости критериев эффективности от параметров рабочего процесса. Все данные проанализированы и выбраны наиболее благоприятные. Научная новизна исследования - непосредственная связь реально существующих летательных аппаратов и проектируемого газотурбинного двигателя, ранее все исследования в данной теме носили формат эскизного проектирования.

*ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ТЯГА,
ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНЫЙ САМОЛЁТ, ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ,
ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА, КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ,
CR929-600.*

The initial design stage of a gas turbine engine , with a given thrust 235 κH for use on long-haul aircraft

© Pashkova Natalya Dmitrievna¹, Bezborodova Kristina Viktorovna¹,

Bobrova Elizaveta Aleksandrovna¹.

¹Samara National Research University, 34, Moskovskoye shosse, Samara, 443086, Russia.

Pashkova-2000@mail.ru, kityborodova@gmail.com

elizaveta1bobrova@gmail.com.

The purpose of the research is to determine the optimal parameters of the engine with a take-off thrust of 235 kN for further use on long-haul aircraft. The article contains consideration of the features of modern aircraft and selection of the most cost-effective models. CAE modeling was performed in the Astra system for these models. The dependencies of EFFICIENCY criteria were obtained according to the parameters of the work process. All data were analyzed and the most favorable ones were selected. The scientific novelty of the research is a direct connection between real-life aircraft and the designed gas turbine engine. Previously, all research's in this topic were in the format of sketch design.

*GAS-TURBINE ENGINE, DESIGN, THRUST, LONG-HAUL AIRCRAFT,
AIRCRAFT, WORKING PROCESS PARAMETERS, EFFICIENCY CRITERIA,
CR929-600.*

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
Описание задачи и общая оценка рынка ДМС.	7
Подбор ДМС для начального этапа проектирования ГТД.	8
Теоретический анализ критериев эффективности.	14
Практический анализ критериев эффективности для выбранных ЛА.	15
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	18
Список используемых источников.....	20
Приложение А.....	21

ВВЕДЕНИЕ

Для современной авиации применение различных типов газотурбинных двигателей (ГТД) объясняется разнообразием видов самих летательных аппаратов (ЛА) и специфическими требованиями, предъявляемыми каждым типом ЛА к его силовой установке. Исследование рынка двигателей дальнемагистральных самолетов в настоящее время является очень перспективной и актуальной задачей, ввиду того, что на данный момент в нашей стране эксплуатируется более 130 единиц самолетов такого типа и еще один находится в разработке. Ранее производимые исследования на данную тему не имели привязку к реально существующим машинам и носили формат эскизного проектирования самолета.

Процесс создания двигателя является наиболее длительным и трудоемким процессом, который может растянуться до десяти лет. Начальным этапом создания двигателя является выбор рациональных параметров рабочего процесса и конструктивных схем турбокомпрессора. Главной ее целью является получение машины, которая удовлетворяет множеству требований: минимальный вес, наибольшая тяга, компактность, легкость в ремонте, долговечность и многое другое. Поэтому важнейшей задачей является разработка методов и моделей, которые могут надежно, быстро и точно найти адекватное решение.

Большинство основных параметров летающего аппарата зависят от массовых и объемных характеристик. Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса: температуры газа перед турбиной; суммарной степени повышения давления в компрессоре; степени двухконтурности двигателя; степени повышения давления в вентиляторе (в случае ТРДД). Рабочий процесс ГТД зависит также и от параметров, определяющих распределение свободной энергии между движителями. Выбору этих параметров предшествует определение их оптимальных значений.

Целью данной работы является проектирование актуального авиационного двигателя дальнемагистрального самолета (ДМС) по заданной тяге. Данная задача решается путем исследования рынка ДМС и последующим выбором наиболее оптимального по экономическим и летным параметрам варианта, по которому будет производиться проектирование условий работы ГТД и подбор наилучших параметров для его работы.

Полученные данные могут использоваться в дальнейшем также не только для создания нового двигателя с исходной тягой, но и, учитывая особенности развития экономики нашей страны, позволит модернизировать уже созданные и доведенные двигатели по известным полученным параметрам, так как это экономически и материально более выгодно.

Описание задачи и общая оценка рынка ДМС.

Одной из важнейших и актуальных задач является выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса авиационных ГТД. В данной работе основные данные зависят от характеристик самого самолета, на котором в последующем будет устанавливаться разрабатываемый двигатель.

Дальнемагистральные авиалайнеры – это самолёты с дальностью полета больше 8 тыс. км. (при дальности полета: до 2,5 тыс. км. – самолеты являются среднемагистральными). Они позволяют преодолевать большие расстояния без пересадок, что позволяет сократить количество самолетов на рейс на дальние расстояния, но они не подходят для полетов на малые расстояния, т.к. будет увеличен расход топлива. Самым дальними полетами являются полеты из Лондона в Сидней, что составляет более 17 000 км, пролетаемые за 19 часов и 19 минут, а основными маршрутами ДМС являются рейсы из Нью-Йорка в Мумбаи или в Гонконг, а также полеты из Международного аэропорта Дубая в Лос-Анджелес, Сан-Паулу, Хьюстон, Сан-Франциско. Всего на данный момент существует 56 дальнемагистральных маршрутов, и еще 6 прекращенных, что показывает высокую актуальность использования ДМС. [1]

Согласно данным РБК [2], ДМС в России 130 единиц, из них 76,6% — модели Boeing 747, 767 и 777. Основным конкурентом данного производителя является фирма Airbus. Данные авиастроительные компании занимают первые места в статистиках лучших производителей самолетов мира [2]. Еще совсем недавно Boeing был основным поставщиком ДМС, но в последнее время Airbus превосходит своего конкурента (число поставляемых авиалайнеров в 3 раза больше, чем у Boeing [3]). Из-за двух крушений флагманских лайнеров 737 Max компания Boeing пережила сильный обвал котировок, приостановку полетов модели в Китае и репутационный скандал.

Основная проблема современных турбовентиляторных двигателей по сравнению с турбореактивными, под которые делали оригинальный Boeing-737 – это большие масса и габариты новых двигателей. Особенно – большой диаметр внешнего вентилятора, который приводит к значительному лобовому сопротивлению воздуха в полете и нарушению изначально просчитанной центровки самолета. [4]











Компания Rolls-Royce активно работает над снижением отрицательного воздействия ее двигателей на окружающую среду.

Несмотря на ситуацию, в которой находятся выше рассмотренные компании на сегодняшний день, они обе имеют хорошие перспективы для дальнейшего развития, что позволяет им находиться в рядах лидеров по производству самолетов. А остальные фирмы ведущих стран, таких как Бразилия, Китай, Япония, Россия и т.д. пока не могут составить конкуренцию американским и французским производителям.



Подбор ДМС для начального этапа проектирования ГТД.

Оценив авиационный рынок самолетов, мы выяснили, какие дальнемагистральные лайнеры используются на данный момент. Их основные параметры сведены в таблицу 1 (в дальнейшем они будут использоваться для предварительных расчетов), с указанием количества модификаций.

Таблица 1-Эксплуатируемые дальнемагистральные самолеты (ДМС)

Название самолета	Разраб.	Год эксплуатации	Взлет. масса, кг	Дальн. полета, км	Кол-во пассажиров	Часовой расход топлива, кг\ч	Кр. скорость полета, км\ч
Boeing 777 (9 мод.)	 The Boeing Company	M1 с 1993 M9 с 2013	340000	14236	360	6900	905
Ил-96 (2 мод.)	 ОКБ Ильюшина	M1 с 1993 M2 с 2009	260000	9000	368	7650	870
Airbus A-340 (2 мод.)	 Airbus	M1 с 1993 M2 с 2002	273000	15185	407	7550	880
Boeing 747 (3 мод.)	 The Boeing Company	M1 с 1969 M3 с 2011	398392	12940	450	10633	977
Gulfstream G550	 Gulfstream	2003	41277	12500	19	1500	850
Bombardier Global Express	 Bombardier Aerospace	1995	41957	9360	19	-	904
Falcon 7X	 Dassault Aviation	2005	31752	11020	19	-	904
Airbus A380	 Airbus	2007	560000	15200	525	12500	900
CRJ929 (3 мод.)	 ПАО «ОАК» /  Comac	2027 (план)	245000	12000	277	-	908

Продолжение таблицы 1

Boeing 787 (3 мод.)	 The Boeing Company	M1 с 2011 M3 с 2018	254011	13223	287	15900	902
Airbus A350 -900	 Airbus	2014	268000	15000	315- 440	5800	903

В результате исследования рынка ДМС сделан вывод, что наиболее новейшей является модель самолёта CRJ929, а самой поздней из эксплуатируемых Boeing 747-100. По взлетной массе первое место занимает Airbus A380, а последнее Falcon 7X. Проводя анализ дальности полета, можно сделать вывод, что для полета на самые дальние расстояния лучше выбирать Airbus A380, а летательным аппаратом, более близким к среднемагистральным полетам оказался Ил-96. Самое большое число пассажиров может принять Airbus A380, плюсы которого мы уже отмечали, а наименьшее число мест в Gulfstream G550, Falcon 7X и Gulfstream G550. Сравнение ЛА по часовому расходу достаточно затруднительно, так как для некоторых самолетов эти данные не находятся в открытом доступе. Критическая скорость полета наибольшая у Boeing 777, что хорошо, а наименьшая у Gulfstream G550.

Однако, данные параметры менее важны для данной работы. Поэтому следующим этапом работы является рассмотрение количества необходимых двигателей для самолета. Долгое время на конструкцию авиалайнеров оказывали влияние мировые законодательные ограничения, согласно которым двухмоторные самолеты не могли прокладывать маршрут на удалении более 1 часа крейсерского полета от близлежащего подходящего для посадки аэропорта. По этой причине все дальнемагистральные самолеты, совершающие полеты над океанами, конструировались с тремя и четырьмя двигателями. Использование на самолете большего количества двигателей не означало, что будет потребляться огромное количество топлива. Под этим подразумевалось, что последствия отказа двигателей будут не столь катастрофичны, а что шанс взлететь, при отказе силовых агрегатов, становится выше.

Усилиями фирмы Boeing по продвижению своей двухмоторной модели Boeing 767 в середине 80-х были введены нормы ETOPS [5], благодаря которым двухмоторные самолеты могли удаляться от ближайших аэропортов на 90, 120, 180 и более минут. Это позволило производителям разрабатывать крупные двухмоторные дальнемагистральные самолеты такие как: Boeing 777 и Airbus A330, которые по причине своей экономичности стали повсеместно вытеснять самолеты с количеством двигателей более двух [6]. По заявлению Boeing: «расход топлива, аэродинамическое сопротивление и вес силовой

установки самолета с двумя мощными двигателями значительно меньше, чем у такого же самолета с тремя или четырьмя двигателями поменьше.»

Вариант с использованием одного двигателя небезопасен, так как иногда происходит отказ во время полета, а современный авиалайнер должен продолжать полет при данной нештатной ситуации (чего он сделать не может при наличии лишь одного силового агрегата).

Наличие трех двигателей в авиалайнере также крайне нежелательно, они располагаются сзади, что уменьшает шум в салоне и разворачивающий момент при отказе двигателя, но создает проблемы с «затенением» стабилизатора и двигателей на больших углах атаки и с задней центровкой, что приводит первоначально к помпажу и отказу боковых двигателей, затем отказу среднего, и к резкому уменьшению эффективности руля высоты (самолёт попадает в режим глубокого сваливания и далее — плоского штопора, из которого без специального оборудования не выводится) [7].

Поэтому на практике (и в данной работе) наиболее благоприятным вариантом будет самолет с двумя ГТД.

Также нами был рассмотрен не только классический вариант установки двигателя под крылом на пилонах, но и расположение авиаагрегата в хвостовой части или над крылом.

При расположении авиаагрегата над крылом происходит эффект Коанда, который должен приводить к приросту подъемной силы от обдува крыла двигателями, но на незначительную величину (около 5%), при этом если тяжелые ГТД будут на фюзеляже, сила притяжения будет стараться как бы "сложить" самолет, давая большую нагрузку на планер. Именно поэтому данная схема используется крайне редко.

Большее распространение получили самолеты с двигателями в хвостовой части. В этом случае крыло можно сделать более тонким и аэродинамически более совершенным, а при отказе двигателя будет меньше радиальное смещение. Однако, в данной конфигурации задняя часть перетяжелена, что ограничивает размеры и число двигателей — в сложных случаях приходится предусматривать хвостовую опору, а самолёт чувствителен к распределению нагрузки. А самым большим недостатком является затрудненный путь к топливному баку, который располагается в крыле.

Именно поэтому самым оптимальным на данный момент вариантом расположения являются самолеты с авиаагрегатами под фюзеляжем. В этом случае получается более

простая и легкая система подачи топлива и проще регулировать центр тяжести самолета в полете, так как масса ГТД находится практически в центре. Двигатели под крыльями работают эффективнее, поскольку находятся в "невозмущенном потоке" - вне завихрений воздуха, которые образуются в полете возле фюзеляжа. Во время полета самолет "опирается" на воздух целиком, и крыльями, и фюзеляжем, и хвостовым оперением, а чем равномернее будет распределена нагрузка по всей площади, тем лучше для всех узлов и сочленений. Исходя из этого выбираем эту оптимальную схему установки.

Составим таблицу с основными двигателями, эксплуатируемыми на ДМС в настоящее время для самых востребованных, а также перспективных ЛА в настоящее время. Для удобства параметры были заменены следующими символами n -число двигателей, $\pi_{к\Sigma}$ - суммарная степень повышения давления, $P_{вз/кр}$ -тяга взлетная/крейсерская, G_B - расход воздуха, m - степень двухконтурности, l -длинна, d - диаметр (таблица 2).

Таблица 2 - Характеристики двигателей

Название самолета	Двигатель	n	$\pi_{к\Sigma}$	$P_{вз}$, кН	$P_{кр}$, кН	G_B , кг/с	m	l/d ,мм
Boeing 777 (9 мод.)	GE90-115B	2	42	514	77.9	1379	8,14	7290/ 3404
	PW 4098	2	38,6	436	-	-	6,3	4570\ 3500
Ил-96 (2мод.)	ПС-90А	4	35,5	156,9	34,3	504	4,5	4964\ 1900
Airbus A-340 (2 мод.)	CFM56-5C	4	37,4	139 -151	34.8	465	6,6	2616\ 1730
	RR Trent 500	4	35	275,3	-	-	7,6	46890\ 2470
Boeing 747 (3 мод.)	Pratt & Whitney JT9D-3A	4	26,7	203,73	-	-	-	3260\ 2340
	PW 4062 GE CF6-80C2B5F	4	31,8	275,6	-	-	5,31	4270\ 2690
	General Electric GE _n -2B67	4	52,4	295,81	-	-	8,0	4310\ 2659
Airbus A380	Engine Alliance GP7270	4	43,9	311	-	-	9	4740\ 3160

Продолжение таблицы 1

CR929 (3 мод)	Rolls- Royce.Ge NX- 2B67B	2	52,4	295,81	-	-	8	4310/ 2659
Boeing 747 (3 мод)	Rolls- Royce Trent 1000	2	50	360.4	-	-	10	4738\ 2850
Airbus A350 -900	Rolls- Royce Trent XWB-84	2	50	374	-	1436	9,6	5812\ 3000

На основании анализа необходимых параметров (количества двигателей и тяги) можно сделать вывод, что наиболее удачными для моделирования являются самолеты Boeing 747, CR 929 и Airbus A340, с модификациями 400ER,600 и 500 соответственно.

Рассмотрим положительные стороны каждого летательного аппарата. Boeing 747 (рисунок 1) имеет высокую экономичность, что делает его одним из самых распространённых в мире широкофюзеляжных пассажирских самолётов.



Рисунок 1- Boeing 747

Преимущество CR 929 (рисунок 2), в том, что данный самолет является перспективной разработкой сразу двух стран: России и Китая.



Рисунок 2- CR929-600

Его цена определена в 113,5—117,8 млн долларов; в первый год он должен быть на 20 % дешевле конкурентов [8]. Компоненты данного летательного аппарата на настоящий момент готовы предоставлять более чем 100 поставщиков, что указывает на высокую популярность рассматриваемой модели.

Последний самолет Airbus A340 (рисунок 3) имеет высокий уровень звукоизоляции и высокие технические характеристики, которые можно увидеть в таблице 1.



Рисунок 3- Airbus A340

Все три выбранных самолёта имеют различных производителей из разных стран, их строение сильно отличается друг от друга, что позволяет дать большой охват оценки ДМС.

Теоретический анализ критериев эффективности.

Величины параметров рабочего процесса определяют технико-экономические показатели ЛА, поэтому их нужно выбирать такими, чтобы они обеспечивали максимальную эффективность самолета.

В качестве критериев анализа выбраны:

1. Суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет на заданную дальность M_{cy+t} . Сумма относительных масс топлива и силовой установки, которые непосредственно связаны с двигателем, составляет 50% от взлётной массы самолёта, поэтому эффективность двигателя в значительной мере влияет на эффективность летательного аппарата. Снижение массы топлива и массы силовой установки при постоянной взлетной массе означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке – уменьшение взлетной массы самолета. Поэтому масса силовой установки и топлива M_{cy+t} может быть принята в качестве критерия эффективности ЛА.

2. В качестве второго критерия принят удельный расхода топлива двигателя - $C_{уд}$ на крейсерском режиме полета. При минимальной степени повышения давления удельный расход топлива стремится к бесконечности, а удельная тяга обращается в нуль. При предельной степени повышения давления подведенное тепло уменьшается и становится равным потерям в контуре двигателя. В настоящее время на двигателях, предназначенных для дозвуковых и транспортных самолетов, реализованы степени повышения давления, незначительно превосходящие оптимальные, но которые существенно меньше экономических. Из-за этого дальнейшее увеличение степени повышения давления приводит к снижению удельного расхода, данная зависимость реализованы на рисунке 4.

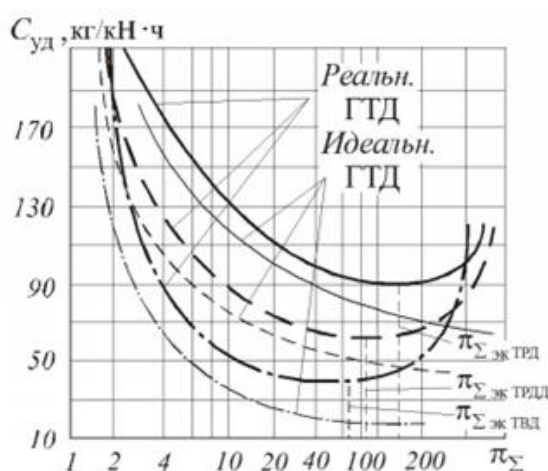


Рисунок 4- Зависимость удельного расхода от суммарной степени повышения давления

3. Последним был выбран критерий затрат топлива (в кг) на 1 тонна-километр перевезенного груза $-C_{т.км}$. Данный параметр позволит произвести экономию топлива и повысить эффективность эксплуатации. У турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) для дальнемагистрального и среднемагистрального самолета расход топлива на перевозку одной тонны коммерческой нагрузки на один километр выше на 3,6 и 10,9% соответственно, чем у оптимальных аналогов для этих самолетов.

Практический анализ критериев эффективности для выбранных ЛА.

Исходя из предыдущего пункта наиболее выгодными будут являться наименьшие значения вышеперечисленных критериев. Их выбор позволит провести оценку рабочего процесса в зависимости от степени двухконтурности, степени повышения давления и температуры газа перед турбиной. Определим их наиболее оптимальные значения. Данная задача по выбору наиболее рациональных параметров рабочего процесса двигателя является наиболее важной и трудоемкой. Без использования виртуальной модели рабочего процесса ГТД решение указанной задачи представляется практически невозможным. В данной работе предложено использовать САЕ-систему «АСТРА» (рисунок 5), данная система позволяет сократить время, а также повысить эффективность работы.

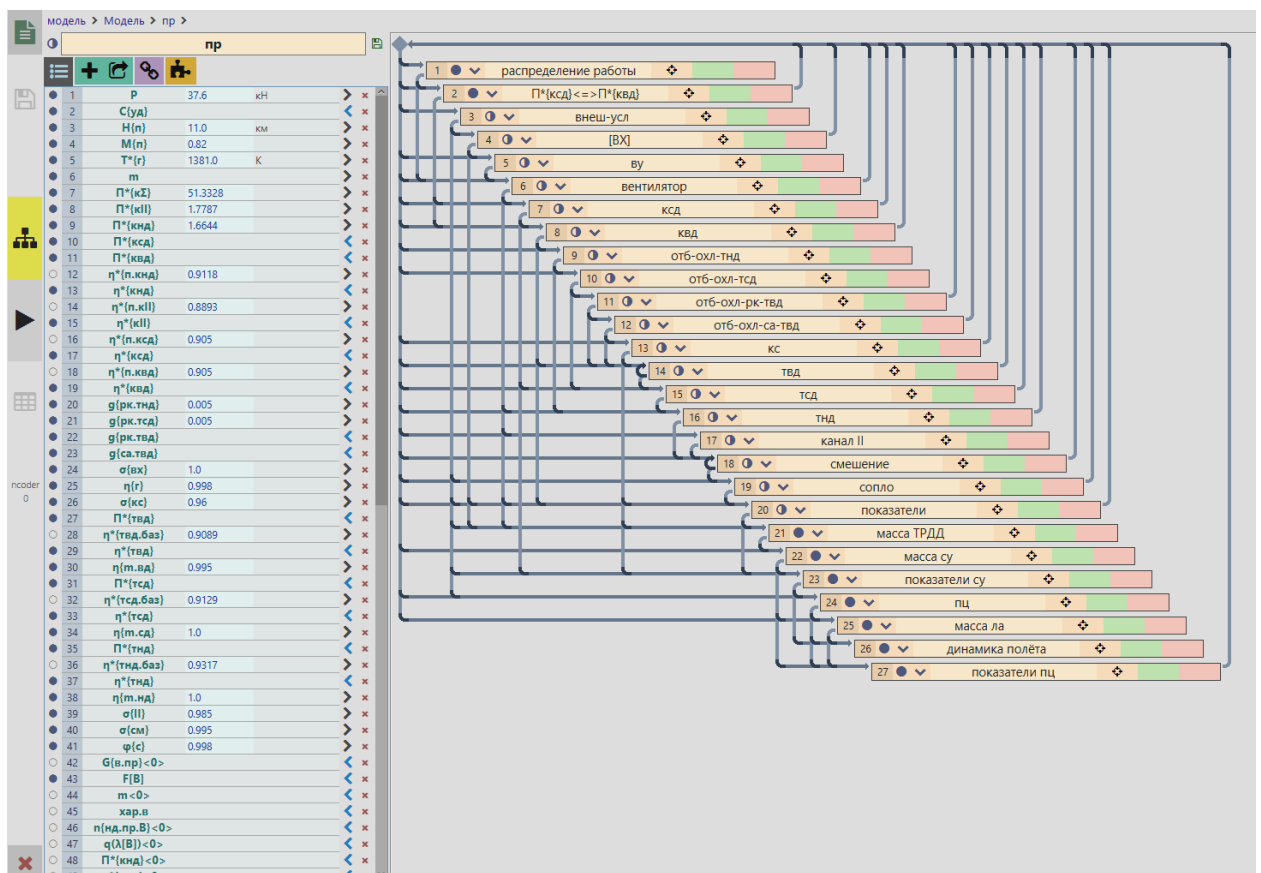


Рисунок 5 – Расчетная модель в системе «АСТРА»

САЕ-система «АСТРА» разработана в Самарском государственном аэрокосмическом университете (национальном исследовательском университете) (СГАУ). Данная система позволяет формировать проточную часть двигателя, оценивать габариты и массу, а также прочностные характеристики основных узлов. Также преимуществом данной программы является возможность моделирования полетного цикла летательного аппарата и проведения многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса на основе определения показателей эффективности по результатам моделирования полетного цикла летательного аппарата. Составленная модель имеет погрешность расчетов менее 1% по отношению к реальным значениям [9].

Для самолетов, выбранных ранее, было произведено определение основных удельных параметров двигателя M_{cy+t} и $C_{т.км}$, в зависимости от параметров рабочего процесса T_r (изменяемое в пределах от 1500 до 1800), $P_{к.сумм}$ (изменяемое в пределах от 26 до 50) и m (изменяемое в пределах от 4 до 12). В ходе анализа полученных данных, наиболее выгодные параметры наблюдаются при степени двухконтурности равной 8. Графики при данном значении представлены в приложении А. Из их анализа видно, что почти все значения принимают минимум при $T_r = 1575$ К и $P_{к.сумм} = 26$, что является наиболее рациональным вариантом. Сведем их для удобства в таблицу 3.

Таблица 3 – Значения удельных параметров летательных аппаратов

Параметр	Самолет		
	Boeing 747-400ER	CR 929-600	Airbus A-340-500
$C_{уд}$, кг/кН·ч	58,022		
M_{cy+t} , Т	168,559	18,885	196,592
$C_{т.км}$, Т·км	0,163	0,185	0,23

Из полученных зависимостей и таблицы 3 видно, что удельный расход топлива двигателя $C_{уд}$ для каждого из рассмотренных ЛА является приблизительно равной величиной при одинаковых параметрах рабочего процесса. Данное явление может объясняться тем, что первый из рассматриваемых параметров практически не зависит от параметров самолета, а в большей степени показывает характеристики двигателя. Также значение затрат топлива (в кг) на 1 тонна-километр перевезенного груза $C_{т.км}$ практически не изменяется. Данная величина может оставаться постоянной из-за почти равного

соотношения дальности полета к перевозимой массе. Суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет на заданную дальность M_{cy+T} в большей степени изменяется от параметров ЛА, что объясняет большой разбег в определяемых величинах у разных моделей. По данному параметру, по большей части и будет производиться сравнение. Следовательно, второй самолет является более благоприятным для двигателя с заданной тягой.

Графические соотношения рассматриваемых величин совпадают с идеальными теоретическими с достаточно большой точностью (менее 2%) [10], что показывает высокие характеристики проектируемого двигателя. Идеальным летательным аппаратом, существующим на данный момент, для установки на нем спроектированной машины с тягой 235 кН и оптимальными параметрами $T_r=1575$ К, $P_{k_сумм}=26$ и $m= 8$ будет являться самолет CR929-600.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На данный момент газотурбинный двигатель (ГТД) является наиболее дорогим и сложным устройством, поэтому в настоящей работе рассмотрена возможность проектирования нового двигателя на основе уже созданных, который в свою очередь будет подходить по параметрам для различных типов летательных аппаратов (ЛА). Данное решение позволит снизить стоимость всех этапов жизненного цикла газотурбинного двигателя и трудность при его проектировании.

В ходе научной работы было проведено исследование рынка дальнемагистральных самолетов и их параметров, на примере 27 летательных аппаратов данного типа, используемых на данный момент. Произведено рассмотрение актуальности, а также анализ по основным критериям, важными для дальнейшей работы: количество двигателей и требуемая тяга 235 кН при взлёте. Для этого у каждого самолета были рассмотрены установленные на них ГТД и их параметры. В результате подходящим для последующего моделирования были выбраны 3 летательных аппарата: CR 929-00 (Россия-Китай), Airbus 340-500 (Франция) и Boeing 747-400ER(США) (наиболее предпочтителен по вышеописанным критериям) с двигателями Rolls-Royce GeNX-2B67B, RR Trent 500 и Rolls-Royce Trent 1000 соответственно.

Следующим этапом была составлена модель в САЕ-системе «Астра». В ходе работы для разных самолётов изменялись следующие параметры: температура газа, суммарная степень повышения давления и степень двухконтурности. Целью создания модели является моделирование изменений основных удельных параметров двигателя: $C_{уд}$, $M_{сy+т}$ и $C_{т.км}$, в зависимости от параметров рабочего процесса (T_r , $P_{к_сyмм}$ и m) для определения наиболее оптимальных значений. В результате была произведена табуляция параметров с равным шагом для каждого летательного аппарата. По полученным результатам были построены графические зависимости. Все рассмотренные летательные аппараты достаточно сильно различаются, что дает обширные результаты, которые можно легко использовать для анализа других похожих самолетов. В результате исследования результатов наиболее рациональным решением оказался самолёт с минимальными значениями определяемых переменных ($T_r=1575$ К, $P_{к_сyмм}=26$, $m= 8$), которым является CR929-600. Его экономические характеристики, а также положительные и отрицательные стороны были рассмотрены для полноты выгоды использования, а наиболее выгодные параметры проектируемого ГТД подробно описаны, с оценкой приближения их к идеальным значениям.

Подводя итог выше сказанному, в ходе выполнения работы были произведены следующие действия:

1. Анализ рынка всех дальнемагистральных самолетов;
2. Подбор наиболее подходящих самолетов для заданной тяги;
3. Проектирование двигателя, который можно поставить на выбранные самолеты;
4. Выбор и оптимизация наиболее выгодных параметров рабочего процесса.

Данные расчеты достаточно точны и при их учете в дальнейшем, возможно значительно облегчить последующее, более детальное проектирование авиационного двигателя.

Список используемых источников

1. Беспосадочные авиарейсы [Электронный ресурс]/URL: <https://web.archive.org/web/20091019103421/http://www.dubaiairport.com/DIA/English/TopMenu/News+and+Press/Airport+News/Emirates+Terminal+3+at+Dubai+International+Launches+Phase+Two.htm>;
2. Исследование РБК: на чем летает Россия [Электронный ресурс]/URL: <https://www.rbc.ru/research/society/27/11/2015/564de81a9a79472dab71463a>;
3. Стоит ли покупать акции Boeing [Электронный ресурс]/URL: <https://investfuture.ru/articles/id/stoit-li-pokupat-aktsii-boeing>;
4. "Самолёты ОКБ Ильюшина" (Новожилов и др., М., "Машиностроение") [Текст], 1990г.;
5. Относительная масса топлива [Электронный ресурс]/URL: <https://studfile.net/preview/8163279/page:5/>;
6. Крах компании Боинг отсрочили русские инженеры [Электронный ресурс]/URL: <http://новости-сша.ru-an.info/новости/крах-компании-боинг-отсрочили-русские-инженеры/>;
7. Wayback Machine [Электронный ресурс]/URL: <https://web.archive.org/web/20060715071059/http://www.boeing.com/commercial/airports/faqs/etopseropenroutealt.pdf>;
8. Кто будет играть первую скрипку в проекте ШФДМС [Электронный ресурс]/URL: <http://aviation21.ru/kto-budet-igrat-pervuyu-skripku-v-proekte-shfdms/>
9. Формирование математической модели выполненного ГТД различных типов и схем в САЕ-системе АСТРА: эл. метод. указания / сост. В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев, И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. – 25 с.: ил.
10. Иноземцев, А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]. В 5 т. Т. 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные и силовые схемы / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М. : Машиностроение, 2008. – 208 с.

Приложение А

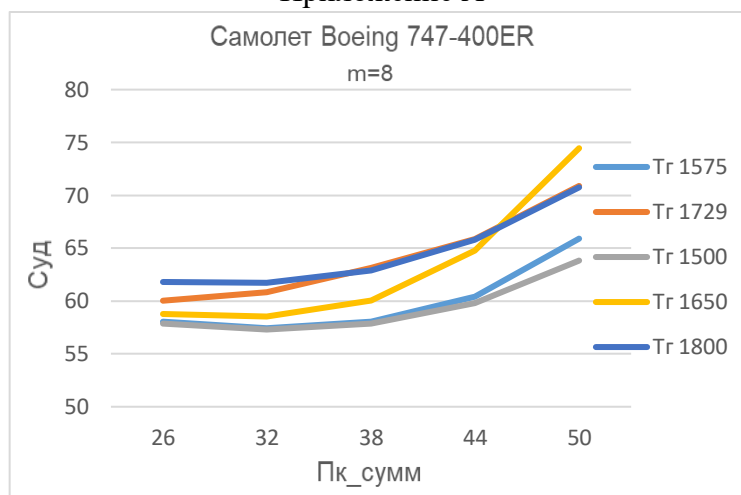


График зависимости $C_{уд}$ от $\Pi_{к_сумм}$, $T_{г}$ и m самолета Boeing 747-400ER

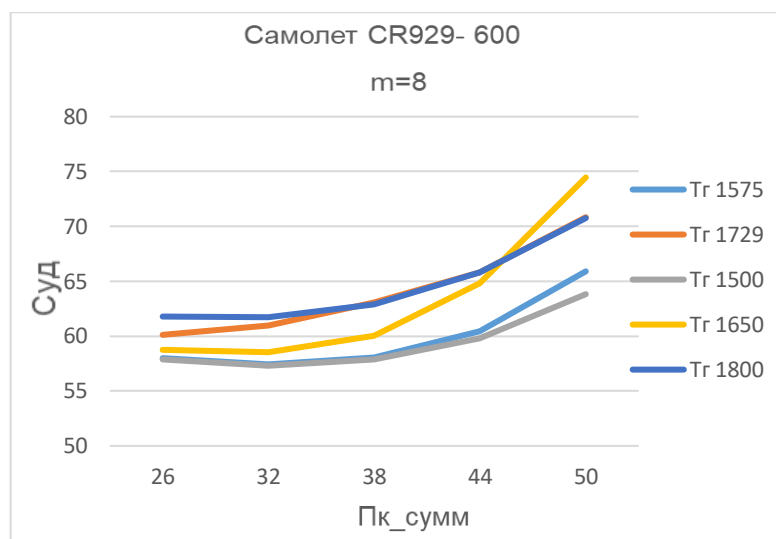


График зависимости $C_{уд}$ от $\Pi_{к_сумм}$, $T_{г}$ и m самолета CR929-600

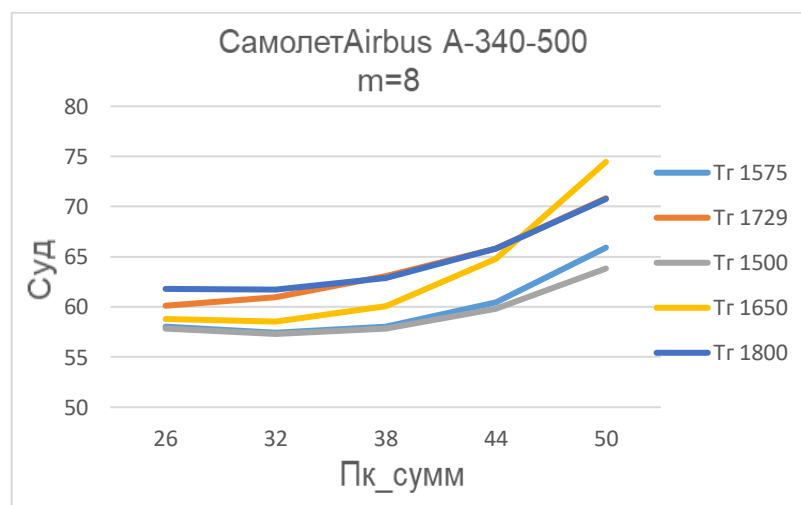


График зависимости $C_{уд}$ от $\Pi_{к_сумм}$, $T_{г}$ и m самолета Airbus A-340-500

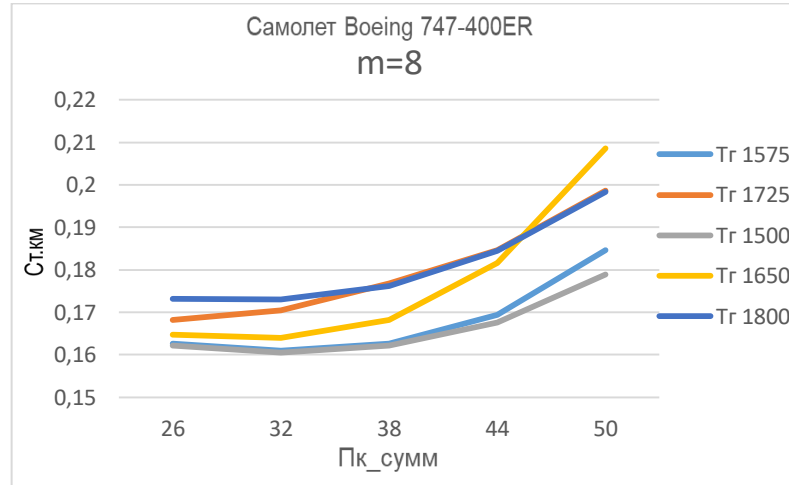


График зависимости $C_{т.км}$ от $\Pi_{к.сумм}$, $T_{г}$ и m самолета Boeing 747-400ER

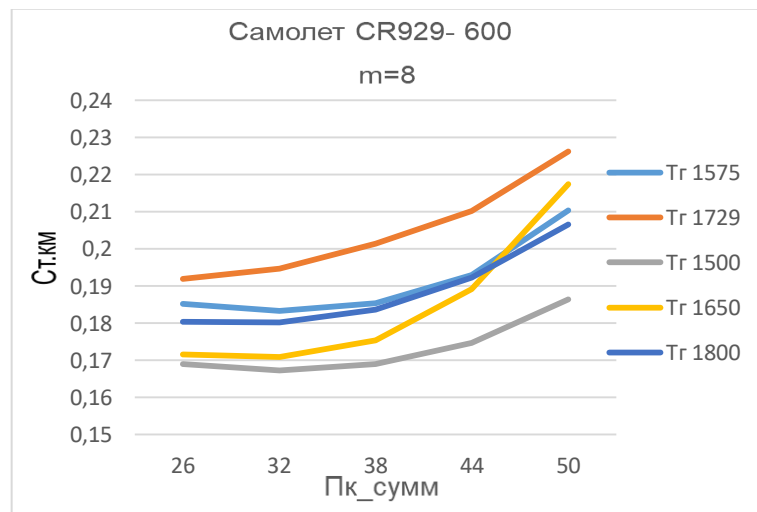


График зависимости $C_{т.км}$ от $\Pi_{к.сумм}$, $T_{г}$ и m самолета CR929-600

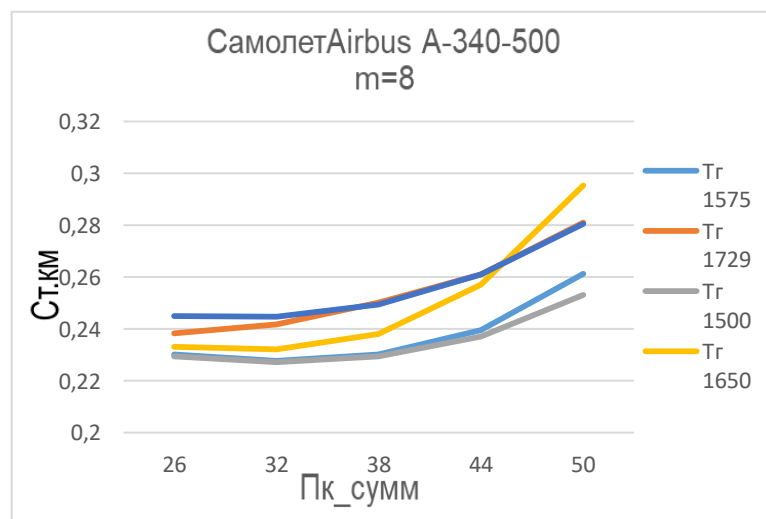


График зависимости $C_{т.км}$ от $\Pi_{к.сумм}$, $T_{г}$ и m самолета Airbus A-340-500

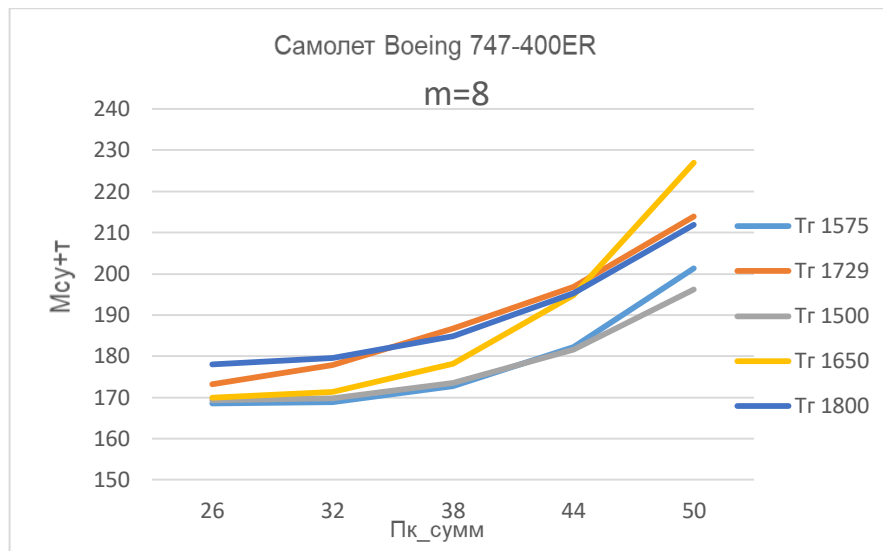


График зависимости $M_{су+Г}$ от $\Pi_{к_сумм}$, $T_{Г}$ и m самолета Boeing 747-400ER

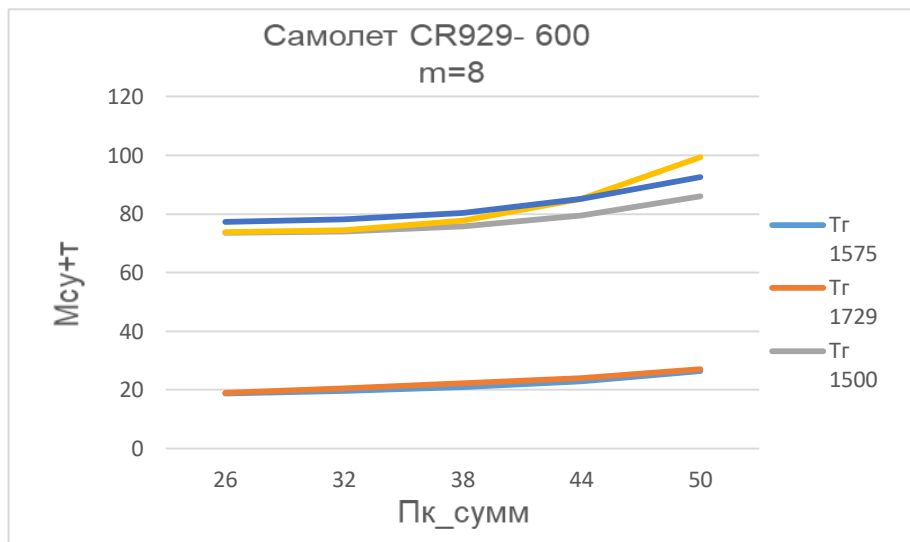


График зависимости $M_{су+Г}$ от $\Pi_{к_сумм}$, $T_{Г}$ и m самолета CR929-600

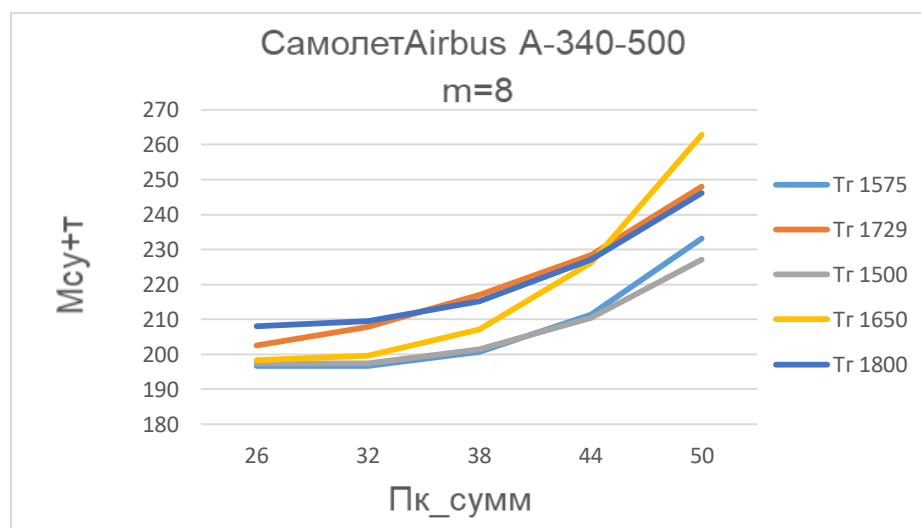


График зависимости $M_{су+Г}$ от $\Pi_{к_сумм}$, $T_{Г}$ и m самолета Airbus A-340-500