

УДК 629.039.58

DOI 10.51955/2312-1327_2024_4_44

РАЗРАБОТКА АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ПУТЕЙ ПОДДЕРЖАНИЯ ИСПРАВНОГО СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ РТ6А ПО ДАННЫМ АВИАПРЕДПРИЯТИЯ*

*Дмитрий Евгеньевич Строков^{1,2},
orcid.org/0009-0003-2882-0879,*

*Инженер по техническому обслуживанию авиационной техники по ПЭ и РО ОТК¹,
соискатель²*

¹ООО «АТЦ «Кубинка»;

*²Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева,
пр-кт им. газеты «Красноярский рабочий», 31
Красноярск, 660037, Россия
dmstr4727@gmail.com*

*Евгения Андреевна Ачкасова,
orcid.org/0000-0003-3636-5135,*

*Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева,
пр-кт им. газеты «Красноярский рабочий», 31
Красноярск, 660037, Россия
furmula@mail.ru*

*Оксана Геннадиевна Бойко,
orcid.org/0000-0002-5295-3191,*

*кандидат технических наук, доцент
Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева,
пр-кт им. газеты «Красноярский рабочий», 31
Красноярск, 660037, Россия
bouko1962@yandex.ru*

Аннотация. В работе построена математическая модель изменения параметров авиационного двигателя для использования системы ЕСТМ (Engine Condition Trend Monitoring), что позволит выполнять техническое обслуживание воздушных судов иностранного производства в условиях санкционных ограничений на основе данных авиапредприятия. Построение математической модели выполнено на основе статистических данных технической эксплуатации двигателей РТ6А-114А за пятилетний период эксплуатации методом регрессионного анализа. Предложенное решение позволяет получить значения базовых параметров авиационного двигателя РТ6А-114А, в этом случае у оператора появляется возможность выполнять анализ тенденций изменения состояния двигателя самостоятельно без системы ЕСТМ. Главным преимуществом полученных результатов исследования является отсутствие зависимости оператора ВС от зарубежных сервисов оценки параметров двигателя. Технические службы авиапредприятия имеют возможность самостоятельно оценивать параметры двигателя. Одним из следующих этапов дальнейшей

*Статья подготовлена по материалам магистерской диссертации: Строков Д. Е. Анализ альтернативных путей поддержания исправного состояния двигателей РТ6А по данным авиапредприятия. Красноярск.: ФГБОУ ВО «СибГУ им. ак. М.Ф. Решетнева». – 82 с.

реализации использования системы ЕСТМ в рамках авиационного предприятия является разработка программного обеспечения, позволяющего автоматизировать процесс считывания параметров двигателя ВС, их анализ, соотнесение с данными эксплуатационно-технической документации двигателя и выдачу плана корректирующих действий в отношении двигателя и его компонентов.

Ключевые слова: авиационный двигатель, параметры, регрессионный анализ, базовые значения, техническое обслуживание.

DEVELOPMENT OF ALTERNATIVE WAYS TO MAINTAIN THE SERVICEABILITY OF PT6A ENGINES BASED ON THE AIRLINE DATA

*Dmitry E. Stokov,
orcid.org/0009-0003-2882-0879,
Aviation Maintenance Engineer for Avionics, Technical Control Department¹,
PhD student²*

*¹LLC "Aviation Technical Center "Kubinka";
²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt
Krasnoyarsk, 660037, Russia
dmstr4727@gmail.com*

*Evgenia A. Achkasova,
orcid.org/0000-0003-3636-5135,
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt
Krasnoyarsk, 660037, Russia
furmula@mail.ru*

*Oksana G. Boyko,
orcid.org/0000-0002-5295-3191,
Candidate of Technical Sciences, associate professor
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt,
Krasnoyarsk, 660037, Russia
bouko1962@yandex.ru*

Abstract. The authors constructed a mathematical model for changing the parameters of an aircraft engine for use in the ECTM (Engine Condition Trend Monitoring) system, which will allow for the maintenance of foreign-made aircraft under sanction restrictions based on the airline data.

The mathematical model was constructed with the regression analysis method on the basis of statistical data of PT6A-114A engines technical operation over a five-year operation period. The proposed solution allows the values of the basic parameters of the PT6A-114A aircraft engine to be obtained, the operator having the opportunity to independently analyze the trends of changes in the engine condition without the ESTM system. The main advantage of the obtained research results is independence of the aircraft operator on foreign engine parameter assessment services. The airline can assess the engine parameters independently. One of the next stages of further implementation of the ECTM system within the airline is the development of software that will automate the process of reading the aircraft engine parameters, conduct their analysis and correlate to the engine operation and maintenance documentation and issue a plan of corrective actions on the engine and its components.

Keywords: aircraft engine, parameters, regression analysis, basic values, maintenance.

Введение

Двигатель PT6A-114A является легким двигателем со свободной турбиной производства фирмы Pratt&Whitney в Канаде¹. В двигателе установлены две независимые друг от друга турбины. Первая турбина обеспечивает вращение компрессора, который расположен в секции газогенератора, вторая турбина обеспечивает вращение воздушного винта через редуктор. Двигатель устанавливается на воздушные суда Cessna 208².

Система ЕСТМ (Engine Condition Trend Monitoring) – это система контроля состояния и тенденций изменения характеристик двигателя³. Данная система устанавливается на воздушное судно и обеспечивает запись параметров двигателя как в ручном, так и в автоматическом режиме на постоянное запоминающее устройство⁴. В общем случае система включает в себя датчики, регистрирующие параметры и центральный блок, выполняющий сбор и хранение данных, выполняет сбор и хранение параметров двигателя в момент полета на крейсерском режиме. Оператор с определенной периодичностью выполняет списание данных параметров и отправку в аналитический центр. Данная система позволяет оперативно отслеживать изменения параметров двигателя и, как следствие, выполнять корректирующие действия. Главное преимущество данной системы – это возможность выявлять предотказное состояние двигателя и его компонентов, то есть предпринимать упреждающие меры до наступления момента отказа, влияющего на безопасность полетов, либо сопряженного с большими экономическими затратами на восстановление исправного состояния двигателя.

Датчики системы ЕСТМ периодически регистрируют следующие значения параметров:

- а) ITT , температура газа между турбинами;
- б) N_g , обороты турбокомпрессора;
- в) W_f , мгновенный расход топлива;

Для турбовинтового двигателя PT6A-114A изменение данных параметров полностью характеризует его техническое состояние. Помимо этих параметров система регистрирует параметры, необходимые для внесения поправок:

- а) ALT , абсолютная высота полета;
- б) OAT , температура окружающего воздуха;
- в) IAS , воздушная скорость;
- г) N_p , обороты воздушного винта;
- д) Tq , крутящий момент.

Архитектура системы ЕСТМ изображена на рисунке 1. С определенной периодичностью оператором воздушного судна производится списание

¹ Pratt & Whitney Canada PT6A Turboprop Instruction Manual // [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.manualslib.com/manual/812510/Pratt-And-Whitney-Canada-Pt6a-Turboprop.html> (дата обращения: 05.09.2022).

² Cessna 208 Caravan I. Maintenance Training Manual // [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.flightsafety.com/business-commercial/maintenance> (дата обращения: 05.09.2022).

³ Engine Health monitoring User Guide. Version 9 // [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.campsystems.com/engine-health-monitoring> (Дата обращения: 05.09.2022).

⁴ Enhancing Aircraft Engine Condition Monitoring // [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1474667017457260> (дата обращения: 05.09.2022).

параметров на персональный компьютер через диагностический разъем. Далее файл с параметрами передается через сеть интернет в аналитический центр *Camp* за рубеж. На основании анализа тенденции изменения каждого из определяющих параметров ITT , N_g , W_f , аналитический центр выдает заключение о необходимости выполнения действий, связанных с устранением причин отклонения параметров путем технического обслуживания.

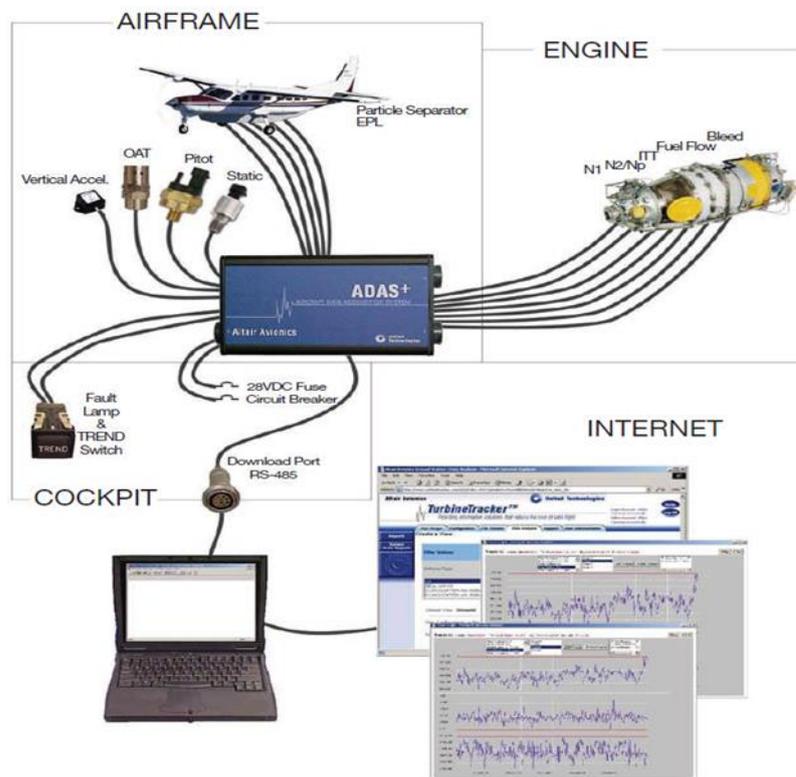


Рисунок 1 – Архитектура системы ECTM (Engine Condition Trend Monitoring)

С введением санкционных ограничений в отношении России сервисы *Camp* больше не предоставляют такие услуги. Воздушные суда простаивают, что приносит экономический ущерб авиакомпаниям.

С момента производства двигателя, либо после прохождения капитального ремонта, во время эксплуатации параметры ITT , N_g , W_f имеют минимальное отклонение от своих теоретических значений ввиду отсутствия износа частей двигателя [Prisacariu et al., 2024]. Производитель двигателя во время его испытаний фиксирует начальные значения для параметров ITT , N_g , W_f при различных условиях, изменяя значения таких параметров, как ALT , OAT , IAS , N_p , T_q [Simukai et al., 2007]. Таким образом, формируется математическая модель изменения параметров двигателя, где на основании характера поведения ALT , OAT , IAS , N_p , T_q определяются значения базовых параметров ITT_{bas} , $N_{g_{bas}}$ и $W_{f_{bas}}$.

На рисунке 2 приведен пример отчета аналитической службы *Camp* о состоянии двигателя на основании анализа тенденций изменения его параметров ITT , N_g , W_f .

После прохождения двигателем капитального ремонта значения базовых параметров обновляются. Информация о значениях базовых параметров недоступна для операторов воздушных судов. Для технического обслуживания, в руководстве по технической эксплуатации⁵ двигателя PT6A-114A, приведен график зависимости параметров ITT , N_g , W_f от температуры окружающего воздуха OAT . Однако, такая зависимость применима только при условии опробования двигателя на земле с учетом фиксированных оборотов воздушного винта и крутящего момента двигателя, соответствующих взлетному режиму.



Рисунок 2 – Пример отчета аналитической службы *Camp* о состоянии двигателя на основании анализа тенденций изменения его параметров

Таким образом, для того, чтобы оператору воздушного судна самостоятельно выполнять анализ изменения параметров двигателя во время эксплуатации, для получения отклонений значений параметров ΔITT , ΔN_g и ΔW_f при каждом измерении, для принятия решения о проведении технического обслуживания или ремонта, необходимо располагать их базовыми значениями:

$$\Delta ITT(N_i) = ITT_{stab.cr}(N_i) - ITT_{bas}, \quad (1)$$

$$\Delta N_g(N_i) = N_{g,stab.cr}(N_i) - N_{g,bas}, \quad (2)$$

$$\Delta W_f(N_i) = W_{f,stab.cr}(N_i) - W_{f,bas}, \quad (3)$$

где N_i ($i=1, 2, 3, \dots$) порядковый номер измерения, индекс «*stab.cr*» – значение каждого параметра на установившемся крейсерском режиме полета; «*bas*» – базовое значение параметра, полученное при испытании двигателя при производстве.

⁵ Pratt & Whitney Canada PT6A Turboprop Instruction Manual // [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.manualslib.com/manual/812510/Pratt-And-Whitney-Canada-Pt6a-Turboprop.html> (дата обращения: 05.09.2022).

Дискуссия

Вопрос дальнейшей эксплуатации воздушных судов иностранного производства в России стал актуальным после введения ограничений со стороны производителей авиационной техники на поставку компонентов, технической документации, технического сопровождения и прочих услуг, связанных с поддержанием летной годности авиационной техники. В связи с тем, что переход на эксплуатацию воздушных судов отечественного производства не представляется возможным реализовать за короткий промежуток времени [Ачкасова и др., 2023], а текущие потребности экономики государства в воздушных перевозках необходимо удовлетворять, возникает необходимость в разработке комплекса мер, направленных на продолжение безопасной эксплуатации текущего парка воздушных судов иностранного производства. Очевидно, что помимо обеспечения безопасности полетов имеет значение экономическая составляющая вопроса, так как поставщики услуг и компонентов, продолжающие работать с российскими авиакомпаниями и организациями по техническому обслуживанию и ремонту, формируют ценовую политику исходя из возросших рисков [Исследование проблем ..., 2023; Каус и др., 2023].

Среди прочего, ограничения коснулись сервисов, позволяющих автоматизировать диспетчеризацию процессов технического обслуживания – отслеживать ресурсы и сроки службы компонентов, прогнозировать сроки очередных форм исходя из суточного налета, отслеживать применимость и сроки выполнения бюллетеней и авиационных директив. Помимо этого, такие сервисы имеют функции отслеживания технического состояния авиационных двигателей на основе данных, которые оператор воздушного судна периодически передает в аналитическую службу сервиса. Одним из примеров такого сервиса является *Camp*, основное назначение которого – управление процессом технического обслуживания. Данный сервис предоставляется по подписке через онлайн-платформу в сети интернет. После введения ограничений на территории России данный сервис не предоставляет услуги. В настоящее время диспетчеризация процесса технического обслуживания продолжает выполняться производственно-диспетчерским отделом оператора. При этом, анализ параметров двигателей осложняется из-за отсутствия возможности отправлять их в аналитическую службу *Camp*.

Разработка комплекса мер, позволяющих обосновывать решение о летной годности авиационного двигателя иностранного производства, в условиях санкционных ограничений, на основе статистических данных авиапредприятия является весьма актуальной задачей.

Материалы и методы

Постановка задачи исследования. Одним из вариантов решения проблемы отсутствия базовых значений, для получения отклонений ΔITT , ΔN_g и ΔW_f при каждом измерении, для оператора может являться опора на значения параметров, получаемых во время эксплуатации без учета их базовых значений. Данный способ имеет значительные недостатки. В случае, если у оператора отсутствует статистика параметров за предыдущий период эксплуатации двигателя, потребуется определенное время, чтобы ее накопить. В таком случае

удастся сравнивать параметры за текущий и предыдущий периоды эксплуатации без учета того факта, что двигатель имеет определенный износ и его параметры имеют существенное отклонение от базовых.

Вторым вариантом решения, рассмотренным в работе, является попытка определять базовые значения на основе сохранившейся статистики измеренных параметров для *Сamp* за длительный период эксплуатации по конкретной авиакомпании. Кроме того, в такой статистике присутствуют значения ΔITT , ΔN_g и ΔW_f для каждого значения ITT , N_g , W_f , измеренного во время полета. Таким образом, выражения для базовых значений параметров примут следующий вид:

$$ITT_{bas} = ITT_{stab.kr}(N_i) - \Delta ITT(N_i) \quad (4)$$

$$Ng_{bas} = Ng_{stab.cr}(N_i) - \Delta Ng(N_i) \quad (5)$$

$$Wf_{bas} = Wf_{stab.cr}(N_i) - \Delta Wf(N_i) \quad (6)$$

где $ITT_{stab.cr}$, $Ng_{stab.cr}$ и $Wf_{stab.cr}$ – стабилизированные параметры, измеренные при полете на крейсерском режиме

Решение поставленной задачи позволит получить значения базовых параметров, в этом случае у оператора появится возможность выполнять анализ тенденций изменения состояния двигателя самостоятельно без услуг системы ЕСТМ.

Метод решения поставленной задачи. Поставленная задача в работе решена с использованием метода Регрессионного анализа, позволяющего формализовать математические модели некоторых объектов или явлений на основе статистических данных экспериментов или наблюдений [Вучков и др., 1987]. Модели регрессионного анализа с успехом используются в решении практических задач. Эти модели представляют собой определенные математические соотношения между показателями работы объекта или характеристиками наблюдаемого явления (y_1, y_2, \dots, y_n), которые являются зависимыми переменными, и обуславливающими их величинами (x_1, x_2, \dots, x_m), которые являются независимыми переменными, где n, m – размерности векторов наблюдаемых и входных переменных соответственно [Венцель, 1962; Дрейпер и др., 1986].

Существует большое число различных регрессионных моделей, где всегда присутствуют некоторые коэффициенты [$\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_k$], которые определяются по экспериментальным данным. В зависимости от того, как эти коэффициенты входят в уравнение регрессии, модели делятся на линейные и нелинейные по параметрам [Демиденко, 1981]. В общем случае, линейную модель можно записать в следующем виде:

$$y = \eta + \varepsilon = \sum_{i=1}^n \beta_i f_i(x_1, x_2, \dots, x_m) + \varepsilon \quad (7)$$

где $f_i(x_1, x_2, \dots, x_m)$ – произвольные функции факторов, не включающие неизвестных коэффициентов $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_k$, ε – случайное возмущение.

Как было указано ранее, для определения параметров ITT, N_g, W_f (y_1, y_2, y_3) исходными параметрами (x_1, x_2, \dots, x_5) являются значения ALT, OAT, IAS, Np, Tq , и эту зависимость можно представить в следующем виде:

$$f(ALT, OAT, IAS, Np, Tq) = ITT_{bas}, \quad (8)$$

$$f(ALT, OAT, IAS, Np, Tq) = Ng_{bas}, \quad (9)$$

$$f(ALT, OAT, IAS, Np, Tq) = Wf_{bas}. \quad (10)$$

Таким образом, для нахождения базовых параметров в работе использованы выражения (4), (5), и (6). Однако, задача по нахождению базовых значений определяющих параметров усложняется тем, что их значения представляют собой функцию, зависящую от пяти аргументов [Palkin, 2018; Boyko et al., 2012].

Первичная обработка статистических данных. Ввиду того, что сервис *Camr* позволял выгрузить значения параметров за длительный период эксплуатации двигателя, статистика по Δ -значениям (отклонениям) параметров, независимым параметрам *ALT*, *OAT*, *IAS*, *Np*, *Tq* и измеренным параметрам *ITT_{stab.cr}*, *Ng_{stab.cr}* и *Wf_{stab.cr}* – собрана в достаточном объеме. Для параметров *ITT* и *Ng* массивы статистических данных созданы на основании 948 измерений в период с июля 2017 по октябрь 2021 по X бортам конкретной авиакомпании. Для параметра *Wf* имеются данные по 942 измерениям за тот же период.

Статистические данные были сведены в общую таблицу, где каждая строка соответствует однократному измерению совокупности параметров. Столбцы в таблице соответствуют измеренным значениям следующих параметров:

1. *DateTime*, – дата и время измерения параметров;
2. *EventName*, – наименование события. В данную выборку вошли только измерения параметров во время крейсерского режима полета. Это соответствует пометке «Cruise Trend» в каждой строке;
3. *NfReason*, – столбец, в котором указывается причина, по которой данная строка должна быть исключена из выборки;
4. *ISPREFFERED*, – столбец, содержащий две буквы – либо «Y», либо «N». Буква «N» обозначает, что данную строку нельзя рассматривать для дальнейших вычислений. Напротив строки с буквами «N» поля *NfReason* всегда содержат указание причины;
5. ΔNg , (%), – столбец, содержащий значения разности измеренного значения оборотов турбокомпрессора и базового, соответствующего математической модели;
6. *Np*, (%), – столбец, содержащий значения параметра оборотов воздушного винта;
7. *Tq*, (*PSI*), – столбец, содержащий значения параметра крутящего момента на выходном валу двигателя. Размерность – фунт на квадратный дюйм, что характеризует давление в полости редуктора, подаваемое на датчик измерения крутящего момента;
8. ΔITT , ($^{\circ}C$), – столбец, содержащий значения разности измеренного значения температуры газов между турбинами и базового, соответствующего математической модели;
9. ΔWf , (PPH), – столбец, содержащий значения разности измеренного значения мгновенного расхода топлива и базового, соответствующего математической модели. Размерность – фунты в час;
10. *Wf*, (PPH), – столбец, содержащий значения измеренного мгновенного расхода топлива. Размерность – фунты в час;

11. TAT , ($^{\circ}C$), – столбец, содержащий значения измеренной температуры заторможенного потока воздуха;
12. ITT , ($^{\circ}C$), – столбец, содержащий значения измеренной температуры между турбинами;
13. SAT , ($^{\circ}C$), – столбец, содержащий значения температуры неподвижного воздуха;
14. $P.ALT$, (ft), – столбец, содержащий значения измеренной барометрической абсолютной высоты. Размерность – футы;
15. IAS , (Kts), – столбец, содержащий значения измеренной воздушной скорости. Размерность – узлы;
16. $MACH$, – столбец, содержащий значения числа Маха;
17. Ng , (%), – столбец, содержащий значения измеренных оборотов турбокомпрессора;
18. $IOAT$, ($^{\circ}C$), – столбец, содержащий значения измеренной температуры наружного воздуха;
19. $ParticleSeparator$, – столбец, содержащий значения «0», либо «1» в зависимости от положения сепаратора.

В первую очередь, из всей выборки исключены те строки, которые могут негативно отразиться на точности математической модели [Sanjay, 2013]. В данном случае число таких строк – 31, что составило приблизительно 3 % от общего числа позиций. В большинстве случаев причиной стали значения N_p и $MACH$, лежащие вне допустимого диапазона в результате воздействия возмущений внешней среды и суммарных погрешностей измерения.

Учтено, что в период эксплуатации ВС, в результате неисправности системы измерения расхода топлива, измеренное значение W_f было вне допустимого диапазона, что составляло в среднем 600 % РРН. Соответственно, при составлении уравнения для вычисления $W_{f_{bas}}$ только 6 строк с недостоверным параметром W_f исключены из выборки. Остальные параметры находились в диапазонах допустимых значений.

При выгрузке с воздушного судна параметров N_p и Tq , для корректности использования в математической модели, эти величины переведены в соответствии с выражениями:

$$N_p[RPM] = \frac{N_p[\%] \cdot 1900}{100}, \quad (11)$$

$$Tq[Ft \cdot Lbs] = Tq[PSI] \cdot 35,22, \quad (12)$$

где 1900 – максимальное допустимое значение оборотов воздушного винта, которому соответствует N_p , равное 100%;

35,22 – коэффициент для перевода крутящего момента из [PSI] в [Ft·Lbs], приведенный в руководстве по технической эксплуатации.

Важным этапом при обработке данных было выявление величин, связанных друг с другом определенной зависимостью, то есть обладающих высокой корреляцией. Например, величины TAT , SAT и $IOAT$ так или иначе являются характеристиками температуры окружающей среды [Yashovardhan et al., 2013]. Величины TAT и SAT имеют следующее соотношение [Цховребов и др., 2005]:

$$\frac{TAT}{SAT} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (13)$$

где M – число Маха, γ – показатель адиабаты (коэффициент Пуассона).

Различие между величинами TAT и SAT составляет около 2-3 °С. Фактически, TAT – температура, измеряемая датчиком температуры наружного воздуха, и она всегда больше температуры SAT , так как кинетическая энергия заторможенного воздуха преобразуется во внутреннюю энергию. В результате сжатия воздуха происходит адиабатическое повышение температуры. Таким образом, величина SAT вычисляется при известной температуре заторможенного потока воздуха и числе Маха. Величина $IOAT$ является округленной в сторону уменьшения величиной TAT и отображающейся в кабине пилотов. Таким образом, точно известно, что величины TAT , SAT и $IOAT$ связаны определенным соотношением. Это значит, что они имеют высокую корреляцию, то есть мультиколлинеарны. Использование мультиколлинеарных входных величин в линейной регрессионной модели приводит к неопределенности параметров. Следовательно, в модели была выбрана и оставлена только величина TAT , так как она является результатом прямого измерения, а не косвенного, как в случае с SAT , а, следовательно, имеет наименьшую погрешность [Bulent, 2024]. К тому же, как уже было сказано, величина $IOAT$ является округленной в сторону уменьшения величиной TAT , а значит, имеет меньшую точность.

Параметрами, связанными друг с другом через определенную зависимость, являются также IAS и $MACH$. Зависимость имеет следующий вид [Теория авиационных..., 2012]:

$$MACH = \frac{IAS}{a}, \quad (14)$$

где a – скорость звука.

Таким образом, параметры IAS и $MACH$ также являются мультиколлинеарными. Для построения регрессионной модели в выборку включен параметр IAS , поскольку является результатом прямого измерения воздушной скорости.

Значения в столбце «Particle Separator» для всей выборки равны «0», так как все измерения производились при закрытом сепараторе. Однако, нет необходимости исключать дополнительные строки из итоговой выборки, так как открытый сепаратор влияет на параметры двигателя.

После обработки данных исходной таблицы и соответствующих вычислений сформированы таблицы соответствий входных и выходных параметров. Примеры соответствий приведены в таблицах 1, 2 и 3:

Таблица 1 – Соответствие входных параметров выходному ITT_{bas}

№	N_p , RPM (X_1)	T_q , Ft·Lbs (X_2)	TAT , °C (X_3)	ALT , Feet (X_4)	IAS , Kts (X_5)	$ITT_{баз.}$, °C (y_1)
1	1895,44	1366,888	-0,22	10012	131,8	639,56
2	1750,09	1553,906	2,79	9020	134,6	652,1
3	1755,03	1492,976	-0,23	10008	131	661,43
...
948	1800,06	1391,19	-9,86	9024,8	134	593,61

Таблица 2 – Соответствие входных параметров выходному Wf_{bas}

№	N_p , RPM (X_1)	T_q , Ft·Lbs (X_2)	TAT , °C (X_3)	ALT , Feet (X_4)	IAS , Kts (X_5)	$Wf_{баз.}$, PPH (y_2)
1	1895,44	1366,8882	-0,22	10012	131,8	305,65
2	1750,09	1553,9064	2,79	9020	134,6	332,63
3	1755,03	1492,9758	-0,23	10008	131	319,94
...
942	1800,06	1391,19	-9,86	9024,8	134	310,3

Таблица 3 – Соответствие входных параметров выходному Ng_{bas}

№	N_p , RPM (X_1)	T_q , FtLbs (X_2)	TAT , °C (X_3)	ALT , Feet (X_4)	IAS , Kts (X_5)	$Ng_{баз.}$, % (y_3)
1	1895,44	1366,8882	-0,22	10012	131,8	92,1
2	1750,09	1553,9064	2,79	9020	134,6	93,57
3	1755,03	1492,9758	-0,23	10008	131	93,22
...
948	1800,06	1391,19	-9,86	9024,8	134	90,9

Данные таблицы приведены к виду, позволяющему построить матрицу входных и выходных характеристик исследуемого объекта. Для каждой таблицы справедливы следующие соответствия выражений: (8) – для табл. 1, (9) – для табл. 2, (10) – для табл. 3.

Далее параметры в таблицах 1, 2 и 3 анализировались с использованием методов описательной статистики [Венцель, 1962; Шаймарданов и др., 2012]. Для этого определялись: минимальное значение (x_{min}), максимальное значение (x_{max}), среднее арифметическое значение параметра, среднее квадратичное отклонение, медиана и асимметрия. Для построения гистограмм законов распределения определяющих и определяемых параметров вычислялось количество интервалов n и их длины h .

Полученные результаты отображены в таблице 4.

Таблица 4 – Результаты вычисления характеристик статистических данных

	N_p , RPM (X_1)	T_q , FtLbs (X_2)	TAT , °C (X_3)	ALT , Feet (X_4)	IAS , Kts (X_5)	$ITT_{баз.}$, °C (y_1)	$Wf_{баз.}$, PPH (y_2)	$Ng_{баз.}$, % (y_3)
x_{min}	1649,96	1075,27	-35,27	722,40	114,00	497,55	261,09	83,79
\bar{x}	1825,89	1451,99	-3,68	7969,44	136,86	614,08	325,71204	91,736761

	N_p , RPM (X_1)	T_q , FtLbs (X_2)	TAT , °C (X_3)	ALT , Feet (X_4)	IAS , Kts (X_5)	$ITT_{баз.}$, °C (y_1)	$W_{f_{баз.}}$, PPH (y_2)	$N_{g_{баз.}}$, % (y_3)
X_{max}	1900,00	1766,99	26,62	12960,00	153,00	707,18	377,48	97,23
σ	73,4648	103,074	11,303	2852,307	5,1122	40,923	15,480571	2,4573083
Медиана	1873,21	1460,57	-3,42	9020,00	137,00	616,09	326,45	92,02
A_s	-0,84035	-0,2196	0,1113	-0,93236	-0,6953	-0,3909	- 0,1546137	-0,5053723
n	11	11	11	11	11	11	11	11
h	22,73	62,88	5,63	1112,51	3,55	19,06	10,580909	1,2218181

Таким образом, анализ полученных результатов позволяет сделать промежуточный вывод, что наибольшую асимметрию A_s имеют параметры N_p и ALT . С точки зрения летной эксплуатации ВС – это преимущественно полеты на крейсерском режиме на высотах 9000 футов и выше с оборотами воздушного винта более 1850 RPM, что соответствует положению ручки управления оборотами (РУД) воздушного винта в максимальном положении.

При исследовании параметров, для понимания того, что представляет собой выборка (на каких высотах, режимах работы двигателя выполнялись полеты ВС), построены гистограммы законов распределения для рассматриваемых параметров (рис. 3).

Для построения гистограмм распределения определялись частоты попадания значений параметров в каждый интервал. Далее строились гистограммы законов распределения для каждого параметра [Венцель, 1962].

Исследование показало, что преимущественно параметры соответствовали крейсерскому режиму полета, что является необходимым условием для определения состояния двигателя (режимы в этом случае – установившиеся).

Построенные гистограммы позволили выполнить анализ характера распределения параметров по каждой выборке. Согласно руководству по летной эксплуатации ВС Cessna 208B Grand Caravan⁶, при полете на крейсерском режиме необходимо не допускать изменения максимальной температуры между турбинами больше значения 740°C и максимального крутящего момента для крейсерского режима в зависимости от высоты и температуры окружающего воздуха. В руководстве указано, что «для достижения наибольшего показателя отношения морских миль к 1000 фунтов топлива необходимо выполнять полеты на больших высотах».

⁶ Cessna Model 208 Maintenance Manual // [Электронный ресурс]. – URL: <https://txtav.com/en/service/customer-portal> (дата обращения: 05.09.2024).

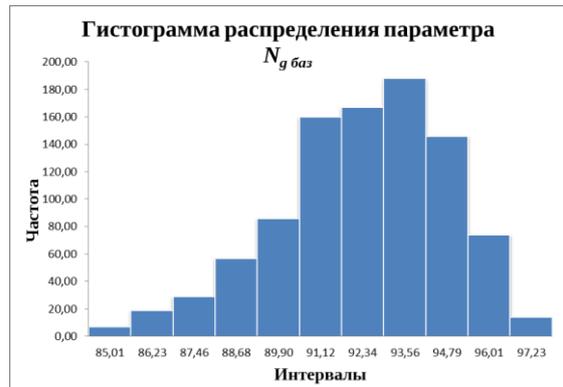
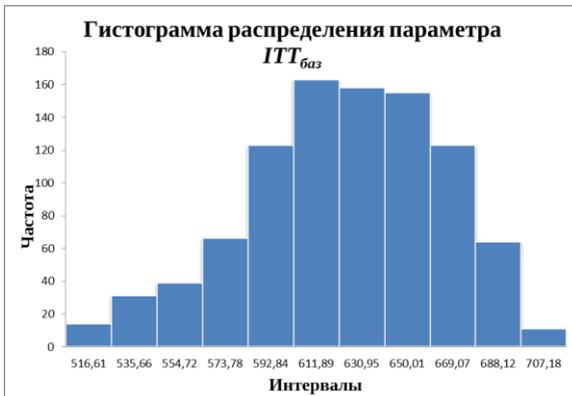
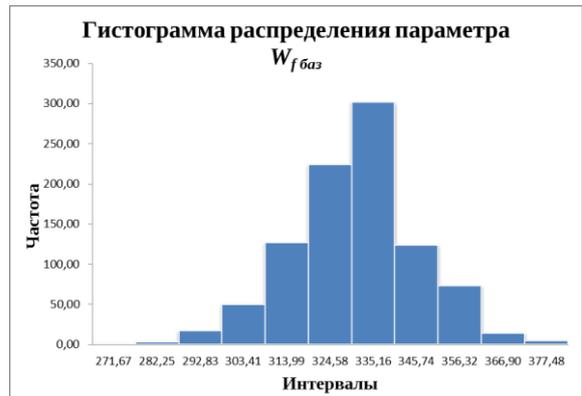
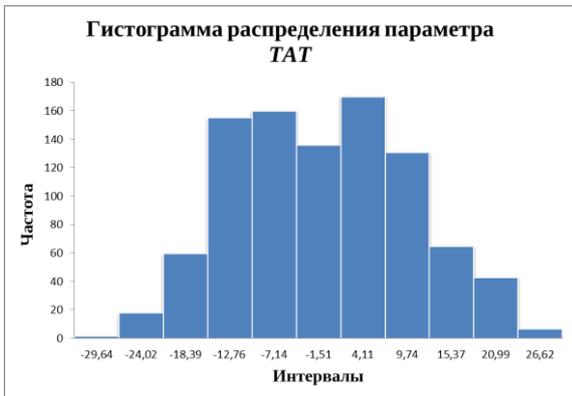
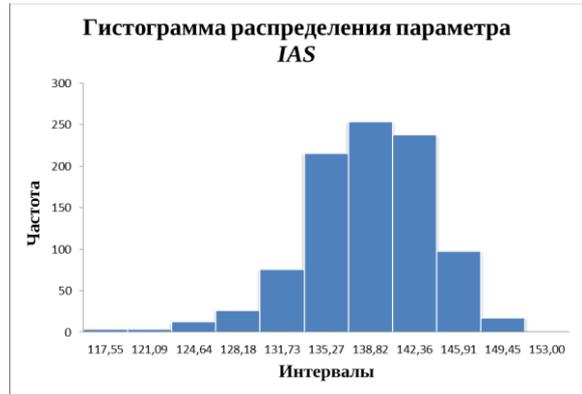
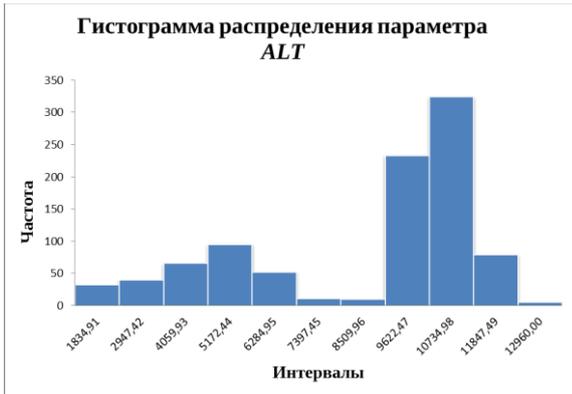
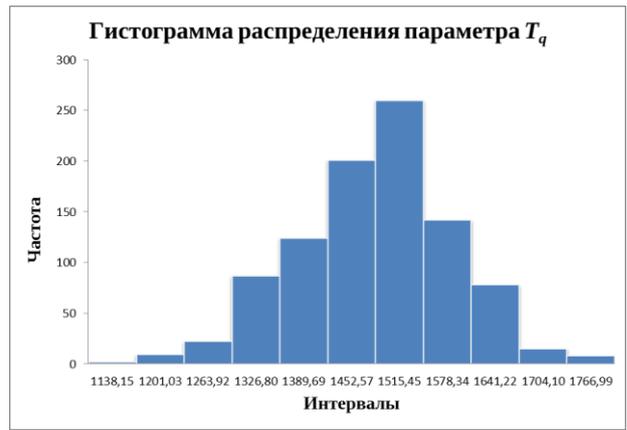
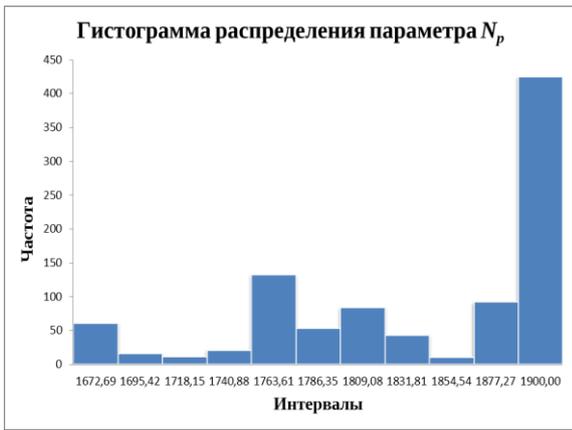


Рисунок 3 – Гистограммы распределения исследуемых параметров для анализа

Так, например, при полете на высоте 5000 футов на максимальном крейсерском режиме удастся преодолеть 410 морских миль, израсходовав 1000

фунтов топлива. При полете на высоте 10000 футов на том же режиме удастся преодолеть 460 миль при том же количестве израсходованного топлива. Так или иначе, выбор режима полета осуществляется в зависимости от поставленных задач – либо полет выполняется при установке РУД на более низкую мощность двигателя, но при этом удастся преодолеть большее расстояние. Либо РУД устанавливается на более высокий режим, что соответствует большей скорости, но меньшему пройденному расстоянию при том же расходе топлива. В обоих приведенных случаях наиболее оптимальный режим будет связан с выбором более высокого эшелона полета.

Анализируя полученные гистограммы, можно сделать некоторые выводы о выборке параметров. Основываясь на данных гистограмм, построена таблица 5, где представлены интервалы значений с наибольшим числом попаданий параметров.

Таблица 5 – Интервалы параметров с наибольшими частотами

ALT, Feet	N_p , RPM	T_q , FtLbs	IAS, Kts	$W_{f\text{баз}}$, PPH	ITT _{баз.} , °C	N_g баз, %	TAT, °C
9622-10735	1877 – 1900	1452-1515	131,7-142,4 KTAS: 158-170,9	324,6-335,1	593-650	89,9-93,6	От -1,4 до +4

Далее, для определения степени зависимости параметров друг от друга, чтобы исключить мультиколлинеарные величины и величины с минимальной зависимостью друг от друга из линейных уравнений регрессии, выполнен корреляционный анализ [Вучков и др., 1987]. Интенсивность связи между обоими переменными y и x определялась коэффициентами корреляции r_{yx} . Коэффициент корреляции вычислялся по выражению:

$$r_{yx} = \frac{N \sum_{i=1}^N x_i y_i - \sum_{i=1}^N x_i \sum_{i=1}^N y_i}{\sqrt{(N \sum_{i=1}^N x_i^2 - \sum_{i=1}^N x_i \sum_{i=1}^N x_i)(N \sum_{i=1}^N y_i^2 - \sum_{i=1}^N y_i \sum_{i=1}^N y_i)}} \quad (15)$$

Коэффициент r_{yx} принимает значения от -1 до 1. Нулевое значение коэффициента характеризует отсутствие зависимости между переменными. Значения -1 и 1 характеризуют обратную и прямую зависимости между переменными соответственно.

Используя выражение (15) для зависимых и независимых значений из таблиц 1, 2 и 3, построены корреляционные матрицы (табл. 6, 7, 8).

Таблица 6 – Корреляционная матрица для параметров из таблицы 1

	N_p , RPM (X_1)	T_q , FtLbs (X_2)	TAT, °C (X_3)	ALT, Feet (X_4)	IAS, Kts (X_5)	ITT _{баз.} , °C (y_1)
N_p , RPM (X_1)	1,000	-0,324	-0,001	-0,089	0,215	-0,036
T_q , FtLbs (X_2)	-0,324	1,000	-0,183	0,359	0,621	0,575
TAT, °C (X_3)	-0,001	-0,183	1,000	-0,441	-0,228	0,188
ALT, Feet (X_4)	-0,089	0,359	-0,441	1,000	-0,116	0,686
IAS, Kts (X_5)	0,215	0,621	-0,228	-0,116	1,000	0,069
ITT _{баз.} , °C (y_1)	-0,036	0,575	0,188	0,686	0,069	1,000

Анализируя приведенные в таблице 6 коэффициенты корреляции можно сделать вывод, что базовое значение температуры газа между турбинами ITT_{bas} практически не зависит от оборотов воздушного винта N_p и воздушной скорости IAS – коэффициенты корреляции имеют значения, близкие к нулю. Зависимость между параметрами температуры газа между турбинами и температуры наружного воздуха TAT – слабая, так как коэффициент корреляции приблизительно равен 0,2. В то же время наличие зависимости можно объяснить тем, что увеличение температуры воздуха, поступающего в двигатель, имеет влияние на температуру газов, так как часть этого воздуха подается в камеру сгорания для образования топливно-воздушной смеси, другая часть обдувает жаровую трубу. Соответственно, увеличение температуры наружного воздуха приводит к некоторому увеличению температуры газа между турбинами (коэффициент корреляции – положительный). Наибольшую зависимость параметр ITT_{bas} имеет от крутящего момента T_q и высоты полета ALT – коэффициенты корреляции 0,58 и 0,69 соответственно. Данную зависимость можно объяснить тем, что значение крутящего момента T_q является характеристикой установленного режима работы двигателя. При увеличении режима работы двигателя посредством РУД количество подаваемой топливно-воздушной смеси в камеру сгорания увеличивается, в то же время увеличивается и угол установки лопастей воздушного винта – крутящий момент увеличивается вместе с ростом температуры газа между турбинами. В то же время, при увеличении высоты полета ALT снижается плотность воздуха, поступающего в камеру сгорания двигателя, – это приводит к увеличению температуры газа между турбинами.

Таблица 7 – Корреляционная матрица для параметров из таблицы 2

	N_p , RPM (X ₁)	T_q , FtLbs (X ₂)	TAT , °C (X ₃)	ALT , Feet (X ₄)	IAS , Kts (X ₅)	$W_{f_{газ}}$, PPH (y ₂)
N_p , RPM (X ₁)	1,000	-0,324	-0,001	-0,089	0,215	-0,004
T_q , FtLbs (X ₂)	-0,324	1,000	-0,183	0,359	0,621	0,868
TAT , °C (X ₃)	-0,001	-0,183	1,000	-0,441	-0,228	-0,027
ALT , Feet (X ₄)	-0,089	0,359	-0,441	1,000	-0,116	0,047
IAS , Kts (X ₅)	0,215	0,621	-0,228	-0,116	1,000	0,757
$W_{f_{газ}}$, PPH (y ₂)	-0,004	0,868	-0,027	0,047	0,757	1,000

В таблице 7 параметр мгновенного расхода топлива Wf_{bas} имеет низкую зависимость от параметров N_p , TAT , ALT – коэффициенты корреляции имеют значения, близкие к нулю. Для параметров T_q и IAS коэффициенты корреляции с параметром Wf_{bas} составляют 0,87 и 0,76 соответственно. Как было сказано выше, параметр T_q является характеристикой установленного РУД режима работы двигателя. Очевидно, что при увеличении режима работы расход топлива также будет увеличиваться – между параметрами прямая зависимость. Воздушная скорость IAS является косвенной характеристикой режима работы двигателя. В таблице 7 коэффициент корреляции между параметрами T_q и IAS равен 0,62. Таким образом, при увеличении воздушной скорости мгновенный расход топлива также будет увеличиваться.

Таблица 8 – Корреляционная матрица для параметров из таблицы 3

	N_p , RPM (X_1)	T_q , FtLbs (X_2)	TAT , °C (X_3)	ALT , Feet (X_4)	IAS , Kts (X_5)	$N_{g\text{ баз}}$, % (y_3)
N_p , RPM (X_1)	1,000	-0,324	-0,001	-0,089	0,215	-0,116
T_q , FtLbs (X_2)	-0,324	1,000	-0,183	0,359	0,621	0,662
TAT , °C (X_3)	-0,001	-0,183	1,000	-0,441	-0,228	0,209
ALT , Feet (X_4)	-0,089	0,359	-0,441	1,000	-0,116	0,660
IAS , Kts (X_5)	0,215	0,621	-0,228	-0,116	1,000	0,122
$N_{g\text{ баз}}$, % (y_3)	-0,116	0,662	0,209	0,660	0,122	1,000

В таблице 8 параметр базового значения оборотов турбокомпрессора $N_{g\text{ баз}}$ имеет слабую зависимость от параметров N_p , TAT , IAS – коэффициенты корреляции -0,12, 0,21 и 0,12 соответственно. Сильная зависимость от параметров T_q и ALT – коэффициенты корреляции 0,66. Величина оборотов турбокомпрессора зависит от установленного рабочего режима двигателя, таким образом, она будет иметь сильную зависимость от параметра T_q . Зависимость параметра $N_{g\text{ баз}}$ от высоты полета ALT объясняется тем, что при увеличении высоты полета плотность воздуха, поступающего в камеру сгорания, снижается.

Полученные значения корреляции согласуются с графиком из руководства по технической эксплуатации двигателя.

Построение линейных уравнений регрессии. Исходя из теории регрессионного анализа, задача построения линейных уравнений регрессии сводится к нахождению коэффициентов β_0 , β_1 , β_2 , β_3 , β_4 и β_5 для следующих трех уравнений:

$$ITT_{bas} = \beta_0 + \beta_1 \cdot N_p + \beta_2 \cdot T_q + \beta_3 \cdot TAT + \beta_4 \cdot ALT + \beta_5 \cdot IAS \quad (16)$$

$$Wf_{bas} = \beta_0 + \beta_1 \cdot N_p + \beta_2 \cdot T_q + \beta_3 \cdot TAT + \beta_4 \cdot ALT + \beta_5 \cdot IAS \quad (17)$$

$$Ng_{bas} = \beta_0 + \beta_1 \cdot N_p + \beta_2 \cdot T_q + \beta_3 \cdot TAT + \beta_4 \cdot ALT + \beta_5 \cdot IAS \quad (18)$$

В таблице 9 представлены вычисленные значения коэффициентов β_0 , β_1 , β_2 , β_3 , β_4 и β_5 для уравнений искомых базовых значений параметров.

Таблица 9 – Значения коэффициентов β_0 , β_1 , β_2 , β_3 , β_4 и β_5 для уравнений базовых значений параметров ITT_{bas} , Wf_{bas} и Ng_{bas} .

Базовое значение параметра	β_5	β_4	β_3	β_2	β_1	β_0
ITT_{bas}	-0,6380	0,0111	2,2039	0,2102	0,1242	88,8337
Wf_{bas}	-0,1804	-0,0018	0,0338	0,1710	0,0734	-17,7531
Ng_{bas}	-0,0305	0,0006	0,1360	0,0145	0,0053	60,6615

Математическая модель, формализованная в работе, имеет вид:

$$\begin{cases} ITT_{bas} = 88,8337 + 0,1242 \cdot N_p + 0,2102 \cdot T_q + 2,2039 \cdot TAT + 0,0111 \cdot ALT + 0,6380 \cdot IAS \\ Wf_{bas} = -17,7531 + 0,0734 \cdot N_p + 0,1710 \cdot T_q + 0,0338 \cdot TAT + 0,0018 \cdot ALT + 0,1804 \cdot IAS \\ Ng_{bas} = 60,6615 + 0,0053 \cdot N_p + 0,0145 \cdot T_q + 0,1360 \cdot TAT + 0,0006 \cdot ALT + 0,0305 \cdot IAS \end{cases} \quad (19)$$

Анализ полученных результатов. В работе выполнена оценка точности полученной математической модели.

В таблице 10 представлены измеренные базовые параметры ITT_{bas} , Wf_{bas} и Ng_{bas} и рассчитанные с помощью математической модели базовые параметры ITT_{bas}^* , Wf_{bas}^* и Ng_{bas}^* и их разность, переведенная в проценты, то есть величина ошибки.

Для параметра ITT средняя ошибка 1,32%, максимальная 6,54%. Для параметра Wf средняя ошибка 0,97%, максимальная – 5,13%. Для параметра Ng средняя 0,27%, максимальная – 1,25% соответственно.

Таблица 10 – Результаты оценки точности математической модели

значения параметров	ITT_{bas} , °C	ITT_{bas}^* , °C	ошибка, %	Wf_{bas} , РРН	Wf_{bas}^* , РРН	ошибка, %	Ng_{bas} , %	Ng_{bas}^* , %	ошибка, %
	639,56	638,41	0,18	305,65	313,71	2,64%	92,1	92,78	0,73
	652,1	653,47	0,21	332,63	336,36	1,12%	93,57	94,41	0,90
	661,43	647,91	2,04	319,94	325,11	1,62%	93,22	93,87	0,70
	645,53	625,58	3,09	316,59	319,52	0,92%	92,18	92,50	0,35
	635,86	639,68	0,60	315,95	325,10	2,89%	92,75	93,46	0,77
	655,93	637,55	2,80	311,97	312,87	0,29%	92,74	93,12	0,41

	593,61	598,03	0,75	310,3	311,88	0,51	90,9	90,62	0,30
средняя ошибка	1,32 %		0,97 %			0,27 %			
Максимальная ошибка	6,54 %		5,13 %			1,25 %			

Для оценки адекватности формализованной математической модели, в работе вычислялись: коэффициент детерминации R^2 ; стандартная ошибка регрессии SE ; оценка значимости коэффициента детерминации с помощью статистики, имеющей F -распределение Фишера; значения t -статистики для коэффициентов линейной регрессии. Полученные значения также подтвердили адекватность математической модели.

Проверка применимости формализованной математической модели

Как уже было сказано, отклонение Δ параметра – это разность базового значения параметра, вычисленного с помощью регрессионного уравнения, и измеренного значения параметра. Для оценки технического состояния двигателя необходимо построить график изменения именно Δ -значения параметра в ходе измерений, так как оценка значения измеренного параметра усложняется из-за влияния внешних условий и режима работы двигателя.

Используя полученные уравнения для параметров Ng_{bas} , ITT_{bas} и Wf_{bas} , вычислены базовые значения параметров для выборки из 66 измерений, зафиксированных в период с 24.12.2021 по 14.03.2022 для двигателя, рассматриваемого в данной работе. Данная выборка не является частью

основной выборки, на основании которой была построена математическая модель. Основная выборка включает в себя измерения параметров, выполненные в период с 10.07.2017 по 30.10.2021.

На рисунке 4 приведен график изменения отклонения параметра ΔITT в соответствии с порядковым номером измерения. На графике построена аппроксимирующая прямая, характеризующая тенденцию изменения параметров ΔITT температуры газа между турбинами в ходе летной эксплуатации двигателя. Коэффициент, характеризующий наклон прямой к оси абсцисс, равен 0,145. Измеренный параметр имеет тенденцию к снижению.



Рисунок 4 – Изменение дифференциальных значений параметра ΔITT в ходе измерений

На рисунке 5 представлен график изменения отклонения параметра ΔNg в соответствии с порядковым номером измерения. Коэффициент, характеризующий наклон аппроксимирующей прямой оборотов турбокомпрессора к оси абсцисс, имеет близкое к нулю значение. Разность между измеренным и базовым значениями практически не меняется.

На рисунке 6 приведен график изменения отклонения параметра ΔWf в соответствии с порядковым номером измерения. Коэффициент, характеризующий наклон аппроксимирующей прямой мгновенного расхода топлива к оси абсцисс, имеет значение 0,0493. Измеренный параметр имеет тенденцию к снижению.

Таким образом, параметры ITT и Wf имеют тенденцию к снижению по отношению к своим базовым значениям. Параметр Ng остается практически без изменений по отношению к своему базовому значению. Сравнивая тенденции изменения параметров с таблицей из руководства по технической эксплуатации, можно сделать вывод, что техническое состояние исследуемого двигателя –

удовлетворительное, так как полученный результат не попадает ни под один из случаев, рассмотренных в таблице. Следовательно – дальнейшая эксплуатация двигателя возможна без дополнительных инспекций. Представленная методика оценки технического состояния применима для всех двигателей данной серии, однако требует формализации математической модели для каждого конкретного двигателя, эксплуатируемого в авиапредприятии.



Рисунок 5 – Изменение дифференциальных значений параметра ΔNg в ходе измерений

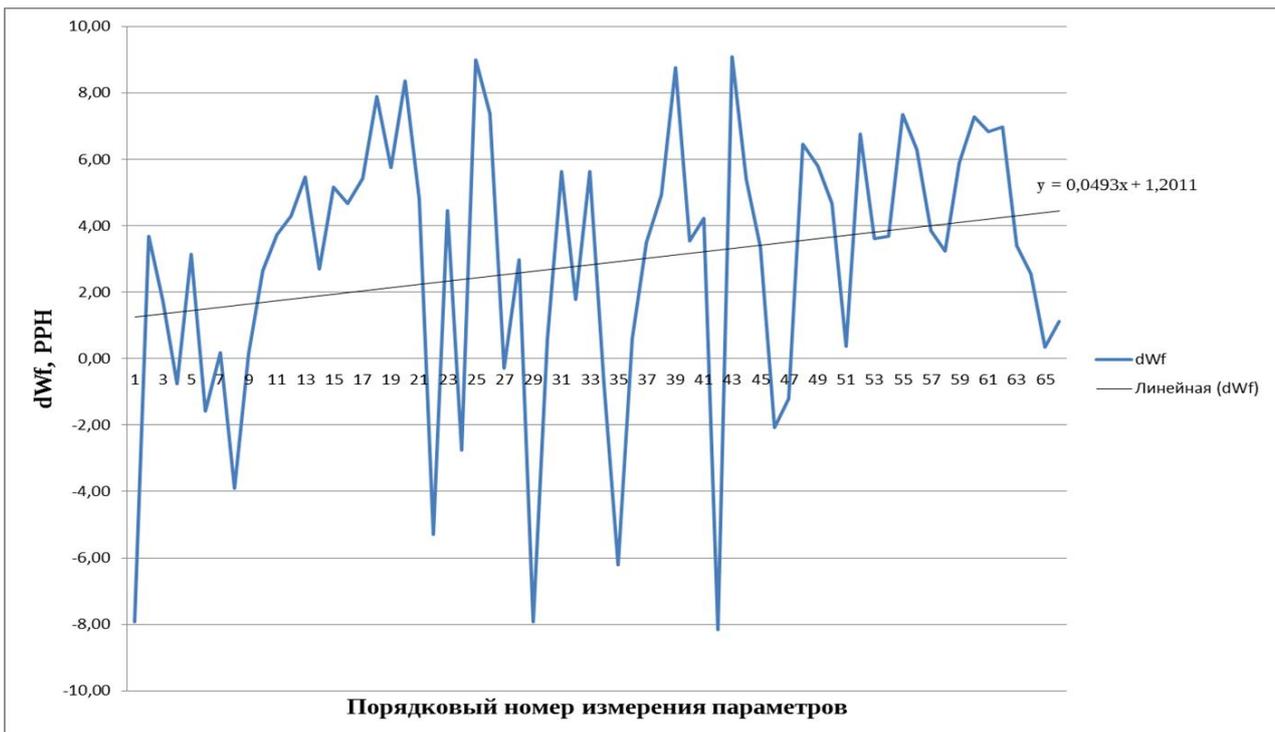


Рисунок 6 – Изменение дифференциальных значений параметра ΔWf в ходе измерений

Заключение

В рамках выполненной работы была построена математическая модель изменения параметров авиационного двигателя, дающая возможность принимать решение о техническом обслуживании двигателя РТ6А-114А без использования системы ЕСТМ. Использование данной модели позволит за счет выявления предотказного состояния двигателя и его компонентов повысить безопасность полетов, а также минимизировать убытки авиапредприятия в случае, когда удастся предотвратить постепенный отказ, сопровождающийся постепенным изменением параметров. Главным преимуществом полученных результатов исследования является отсутствие зависимости оператора ВС от зарубежных сервисов оценки параметров двигателя. Оценка параметров двигателя возможна авиапредприятием самостоятельно.

Одним из следующих этапов дальнейшей реализации использования системы ЕСТМ в рамках авиационного предприятия является разработка программного обеспечения, позволяющего автоматизировать процесс считывания параметров двигателя ВС, их анализ, соотнесение с данными эксплуатационно-технической документацией двигателя и выдачу плана корректирующих действий в отношении двигателя и его компонентов.

Библиографический список

- Ачкасова Е. А.* Перспективы замены среднемагистральных самолетов иностранного производства на отечественный Ту-214 в авиакомпаниях России / Е. А. Ачкасова, А. В. Афанасьева, О. Г. Бойко // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации. Сборник трудов XII Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2023. С. 26-32. EDN TPBWNM.
- Венцель Е. С.* Теория вероятностей. М.: Государственное изд. Ф-М. литературы, 1962. 563 с.
- Вучков И.* Прикладной линейный регрессионный анализ / И. Вучков, Л. Бояджиева, Е. Солаков. М.: Финансы и статистика, 1987. 239 с.
- Демиденко Е. З.* Линейная и нелинейная регрессии. М.: Финансы и статистика, 1981. 291 с.
- Дрейпер Н.* Прикладной регрессионный анализ / Н. Дрейпер, Г. Смит. М.: Финансы и статистика, 1986. 353 с.
- Исследование проблем авиационно-технического обеспечения зарубежной авиационной техники и пути их решения / И. М. Муртазин, А. В. Каус, В. В. Максимова, О. Г. Бойко // Решетневские чтения: Материалы XXVII Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева. В 2-х частях, Красноярск, 08–10 ноября 2023 года. Красноярск: Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М.Ф. Решетнева, 2023. С. 472-474. EDN CGAFGM.
- Каус А. В.* К вопросу о логистических проблемах в поставках авиационных деталей / А. В. Каус, И. М. Муртазин, В. В. Максимова // XV ММНК «Гражданская авиация: XXI век», УИГА им. Б.П. Бугаева, Ульяновск. 2023. С. 27-28.
- Теория авиационных двигателей. Ч. 1. / Ю. Н. Нечаев [и др.] / под ред. Ю. Н. Нечаева. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2012. 336 с.
- Цховребов М. М.* Математическое моделирование изменения параметров ТРДД в процессе эксплуатации / М. М. Цховребов, Е. И. Худяков // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. Т.1 Раздел 1.1. М.: ЦИАМ, 2005. С. 61-64.
- Шаймарданов Л. Г.* Процедуры обработки статистических результатов испытания изделий и их использование в целях расчета надежности / Л. Г. Шаймарданов, О. Г. Бойко, Е. А. Фурманова // Безопасность и живучесть технических систем: Труды IV Всероссийской

конференции. В 2-х томах, Красноярск, 09–13 октября 2012 года. Том 1. Красноярск: Институт физики им. Л.В. Киренского СО РАН, 2012. С. 234-239. EDN VVDYHD.

Boyko O. G. New approach to reliability estimation of functional systems for civil aviation aircrafts / O. G. Boyko, L. G. Shaimardanov // *Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems: processes, models, experiment.* 2012. № 2(35). P. 28-33. EDN VXJFWT.

Bulent K. Evaluation of aircraft engine performance during takeoff phase with machine learning methods. *Neural Computing and Applications* // [Электронный ресурс]. – 2024. URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00521-024-10220-3> (дата обращения: 03.08.2024).

Palkin V. Concepts of Aero Engines for Future Civil Aircraft. *Aero Engine Simulation and Test Technology in China and Russia. The 2nd Aero Engine Technology Development Forum, Zhuhai, P.R. China.* 2018. P. 7-16.

Prisacariu V. Analyzes regarding aviation fuels parameters use on jet engines / V. Prisacariu, I. Andrei, E. Mihai // *Incas Bulletin*, V. 16, I. 2. 2024 INCAS // [Электронный ресурс]. – 2024. URL: https://www.researchgate.net/publication/381343423_Analyzes_regarding_aviation_fuels_parameters_use_on_jet_engines (дата обращения: 04.08.2024) DOI 10.13111/2066-8201.2024.16.2.9

Sanjay G. Aircraft Turbine Engine Control Research at NASA Glenn Research Center. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. [Электронный ресурс]. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20130013439/downloads/20130013439.pdf> (дата обращения 10.08.2024)

Simukai W. U. Trending of performance parameters for aircraft engine condition monitoring / W. U. Simukai, D. A. Clifton, L. Tarassenko // *World Congress on Engineering Asset Management and International Conference on Condition Monitoring* // [Электронный ресурс]. – 2007. URL: <https://www.robots.ox.ac.uk/~davidc/pubs/performance.pdf> (дата обращения: 11.08.2024)

Yashovardhan S. C. Aircraft Engine Performance Study Using Flight Data Recorder Archives / Yashovardhan S. Chati, Hamsa Balakrishnan // *Aviation Technology, Integration and Operations Conference* // [Электронный ресурс]. – 2013. URL: <https://www.mit.edu/~hamsa/pubs/ChatiBalakrishnanAVIATION2013.pdf> (дата обращения 03.08.2023).

References

Achkasova E. A., Afanasyeva A. V., Boyko O. G. (2023). Prospects for replacing medium-haul foreign-made aircraft with domestic Tu-214 in Russian airlines. *Irkutsk branch of MSTU GA*, 2023. 26-32. EDN: TPBWNM. (In Russian).

Bouko O. G., Shaimardanov L. G. (2012). New approach to reliability estimation of functional systems for civil aviation aircrafts. *Kazan-Daytona Beach*. 2(35): 28-33. EDN VXJFWT

Bulent K. (2024). Evaluation of aircraft engine performance during takeoff phase with machine learning methods. Available at: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00521-024-10220-3> (accessed 3 August 2024).

Demidenko E. Z. (1981). Linear and nonlinear regressions. Moscow: *Finance and Statistics*, 1981. 291 p. (In Russian).

Draper N., Smith G. (1986). Applied Regression Analysis. Moscow: *Finance and Statistics*, 1986. 353 p. (In Russian).

Kaus A. V., Murtazin I. M., Maksimova V. V. (2023). On the issue of logistical problems in the supply of aircraft parts. *UIGA named after B.P. Bugaev*. 27-28. (In Russian).

Murtazin I.M., Kaus A.V., Maksimova V.V., Boyko O.G. (2023). Study of problems of aviation-technical support of foreign aviation equipment and ways of their solution. *Krasnoyarsk: Reshetnev reading*. 2(1): 472-475. EDN CGAFGM. (In Russian).

Nechaev Yu. N. (2012). Theory of aircraft engines. Moscow: *Publishing House of VVIA named after prof. N. E. Zhukovsky*, 2012. 336 p. (In Russian).

Palkin V. (2018). Concepts of Aero Engines for Future Civil Aircraft. P.R. China: *Aero Engine Simulation and Test Technology in China and Russia*. 7-16.

Prisacariu V., Andrei I., E. Mihai E. (2024). Analyzes regarding aviation fuels parameters use on jet engines. Available at: https://www.researchgate.net/publication/381343423_Analyzes

_regarding_aviation_fuels_parameters _use_on_jet_engines (accessed 4 August 2024) DOI 10.13111/2066-8201.2024.16.2.9.

Tskhovrebov M. M., Khudyakov E. I. (2005). Mathematical modeling of changes in turbofan engine parameters during operation. Moscow: *CIAM*. 61-64. (In Russian).

Sanjay G. (2013). Aircraft Turbine Engine Control Research at NASA Glenn Research Center. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20130013439/downloads/20130013439.pdf> (accessed 10 August 2024)

Shaimardanov L. G., Boyko O. G., Furmanova E. A. (2012) Procedures for processing statistical results of product testing and their use for reliability calculation. Krasnoyarsk: *Publishing House of the Institute of Philosophy SB RAS*. 234-239. (In Russian).

Simukai W. (2007). Trending of performance parameters for aircraft engine condition monitoring. Available at: <https://www.robots.ox.ac.uk/~davidc/pubs/performance.pdf> (accessed 11 August 2024)

Venzel E. S. (1962). Probability Theory. Moscow: *State Publishing House of Physical and Mathematical Literature*, 1962. 563 p. (In Russian).

Vuchkov I., Boyadzhieva L., Solakov E. (1987). Applied linear regression analysis. Moscow: *Finance and Statistics*, 1987. 239 p. (In Russian).

Yashovardhan S. C., Hamsa B. (2013) Aircraft Engine Performance Study Using Flight Data Recorder Archives. Available at: <https://www.mit.edu/~hamsa/pubs/ChatiBalakrishnanAVIATION2013.pdf> (accessed 3 August 2023)