

УДК 33

DOI: 10.34670/AR.2023.68.70.034

Методы диагностики работоспособности авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик

Овчаров Петр Николаевич

Кандидат технических наук, доцент,
кафедра воздушных судов и авиадвигателей,
Ростовский филиал Московского государственного
технического университета гражданской авиации,
344009, Российская Федерация, Ростов-на-Дону, Шолохова 262 В;
e-mail: petrov55harov@mail.ru

Коробкин Сергей Витальевич

Старший преподаватель,
кафедра воздушных судов и авиадвигателей,
Ростовский филиал Московского государственного
технического университета гражданской авиации,
344009, Российская Федерация, Ростов-на-Дону, Шолохова 262 В;
e-mail: petrov55harov@mail.ru

Аннотация

В современных условиях предъявляются повышенные требования к обеспечению безопасности полетов воздушного судна, достигаемой как за счет действия экипажа, так и за счет эффективных методов контроля технического состояния воздушного судна и проведения на основе такого контроля соответствующих ремонтных мероприятий. Диагностика работоспособности авиационного двигателя, исходя из его термодинамических характеристик, является неотъемлемым элементом контрольных мероприятий. Методы такой диагностики разнообразны и их выбор осуществляется исходя из установленной методики контроля технического состояния воздушного судна. При этом какого-либо оптимального метода диагностики не существует. Однако с учетом того факта, что фактические режимы работы авиационных двигателей отличаются от идеализированных (эталонных) режимов, наиболее правильным видится подход к диагностике, в основу которого наряду с иными методами диагностики закладывается использование методов оценки ошибок. Если осуществлять диагностику работоспособности авиационного двигателя без учета методов оценки ошибок, то с учетом наличия отклонений фактических режимов работы авиационных двигателей от идеализированных (эталонных) режимов есть существенный риск получения таких ошибок диагностики, которые могут привести к авиационным инцидентам со смертельным исходом.

Для цитирования в научных исследованиях

Овчаров П.Н., Коробкин С.В. Методы диагностики работоспособности авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик // Экономика: вчера, сегодня, завтра. 2023. Том 13. № 8А. С. 368-374. DOI: 10.34670/AR.2023.68.70.034

Ключевые слова

Авиационные двигатели, газотурбинные двигатели, метод анализа ошибок, отклонение фактических значений, термодинамические характеристики, диагностика работоспособности.

Введение

В современных условиях безопасность воздушного судна имеет первостепенное значение. Для повышения безопасности воздушного судна, а также в целях снижения затрат на его техническое обслуживание, необходимо использовать современные методы, основанные на диагностике состояния как воздушного судна в целом, так и его отдельных элементов и систем. По указанной причине выбор правильного подхода к диагностике авиационного двигателя видится весьма актуальным.

Основная часть

Авиационные двигатели важны для безопасности полета воздушного судна, поскольку они вырабатывают мощность, необходимую для совершения полета [Казанджан, Тихонов, Шулекин, 2000], и, как отмечается в специализированной литературе, с учетом своих термодинамических характеристик должны эксплуатироваться в установленных физических пределах [Казанджан, Тихонов, Шулекин, 2000; Машошин, Бигус, 2003],. Современные авиационные двигатели имеют сложную механическую систему, работают при высоких температурах, высоком давлении и высоких скоростях и изнашиваются с течением времени. При этом небольшие неисправности существенным образом не сказываются на работе двигателя. Однако если такие неисправности своевременно не диагностированы и не предприняты все необходимые меры в рамках технического обслуживания, то имеется высокая доля вероятности, что несущественные неисправности могут привести к более серьезным неисправностям, последствия которых заключаются как в увеличении стоимости на ремонт, так и в возникновении несчастных случаев при осуществлении полета.

В основе мероприятий по техническому обслуживанию и ремонту авиационных двигателей, помимо прочего, лежит диагностика работоспособности таких двигателей с учетом их термодинамических характеристик.

В специализированной литературе встречается достаточно много исследований, посвященных выбору оптимальных методов диагностики работоспособности авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик. Так, одни исследователи предлагают использовать нелинейные адаптивные оценки для прогнозируемого отказа [Pourbabae, Meskin, Khorasani, 2016]. Другие исследователи предлагают использовать методы на основе нечеткой матрицы и нелинейных адаптивных оценок [Zhao, Liu, He, 2012], методы на основе байесовских иерархических моделей [Zhang, Tang, Decastro, 2013], метод опорных векторов и использование динамической нейронной сети [Yildirim, Kurt, 2016]. Также выделяют комплексные методы диагностики работоспособности: визуально-оптический, радиографический, оценки температурного состояния, диагностирования, омываемых маслом деталей авиационного двигателя [Менчиков, Панкеев, Парпуц, 2018], кибернетические методы [Павлов, 1964], методы, основанные на анализе информации о термодинамических особенностях работы

двигателей [Пивоваров, 1988].

Многообразие методов диагностики работоспособности авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик позволяет сделать вывод как об отсутствии универсального (оптимального) метода диагностики, так и о том, что существующие методы диагностики работоспособности имеют свои преимущества и недостатки. Кроме того, многообразие методов диагностики может быть обусловлено тем, что информативность диагностики по термодинамическим параметрам авиационного двигателя невысока. Отсюда можно предположить, что сочетание различных методов диагностики, в том числе учитывающих ошибки в работе авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик, приведет к более точным результатам.

В специализированной литературе принято выделять следующие термодинамические параметры авиационных двигателей, которые необходимо оценивать в рамках диагностики работоспособности: давление, температура, соотношение давлений и температур, расход топлива и масла в двигателе, скорость течения, тяга, частота вращения роторов, проходные площади сечений проточной части.

Акцентируя внимание на недостатках диагностики работоспособности авиационных двигателей с учетом вышеприведенных термодинамических характеристик двигателей, необходимо отметить, что в основу большинства существующих методов диагностики заложено сопоставление фактических параметров работы двигателя с идеализированными параметрами работы. На основании такого сопоставления дается итоговая оценка работоспособности. Однако такой подход к диагностике видится не правильным.

В газотурбинных двигателях охвачены широкие диапазоны давлений и температур. Следовательно, предположение об идеальных свойствах газа, т.е. постоянной удельной теплоемкости и соотношении теплоемкостей, приводит к ошибкам, которые слишком велики для точного расчета основных показателей производительности, таких, как тепловой коэффициент полезного действия.

Отклонение фактических газотурбинных циклов от идеализированных в условиях эксплуатации авиационных двигателей является нормальным явлением. Так, например, фактический газотурбинный цикл отличается от идеального цикла Брайтона по нескольким причинам. Во-первых, во время процессов добавления тепла и отвода тепла неизбежно некоторое падение давления. Во-вторых, фактическая рабочая нагрузка на компрессор больше, а фактическая выходная мощность авиационного двигателя меньше из-за необратимости.

Авиационные газовые турбины работают по открытому циклу, называемому циклом реактивного движения. Идеальный цикл реактивного движения отличается от простого идеального цикла Брайтона тем, что газы не расширяются до давления окружающей среды в турбине авиационного двигателя. При этом они расширяются до такого давления, что мощности, вырабатываемой турбиной двигателя, хватает для приведения в действие компрессора и вспомогательного оборудования (например, генератор и гидравлические насосы), при этом суммарная производительность цикла реактивной тяги будет равна нулю. Газы, выходящие из турбины авиационного двигателя под относительно высоким давлением, впоследствии ускоряются в сопле, обеспечивая тягу для приведения самолета в движение (рисунок 1).

На рисунке 1 показано, что газы высокой температуры и высокого давления, выходящие из турбины, попадают в сопло. Далее они ускоряются в сопле для обеспечения тяги. Кроме того, авиационные газовые турбины работают на более высоких скоростях соотношения давлений и

жидкость сначала проходит через диффузор, где она замедляется и ее давление повышается, прежде чем она попадет в компрессор.

Воздушные суда приводятся в движение за счет ускорения жидкости в направлении, противоположном движению. Это достигается либо незначительным ускорением большой массы жидкости (пропеллерный авиационный двигатель), либо значительным ускорением небольшой массы жидкости (реактивный или турбореактивный авиационный двигатель), либо и тем и другим (турбовинтовой авиационный двигатель).

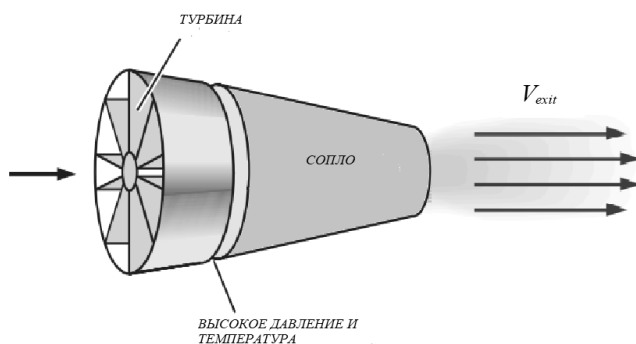


Рисунок 1 – Авиационный двигатель

Например, в авиационном турбореактивном двигателе воздух сжимается компрессором и смешивается с топливом в камере сгорания, где воздушно-топливная смесь сжигается при постоянном давлении. Газы сгорания под высоким давлением и при высокой температуре частично расширяются в турбине, вырабатывая мощность, достаточную для приведения в действие компрессора и другого оборудования, при этом газы, расширяясь в сопле до давления окружающей среды, выходят из авиационного двигателя с высокой скоростью.

В идеальном случае предполагается, что работа турбины равна работе компрессора. Кроме того, предполагается, что процессы в диффузоре, компрессоре, турбине и сопле представляют собой термодинамические изопроецессы, происходящие при постоянной энтропии, то есть являются изоэнтропийными. Вместе с тем, при анализе фактических циклов следует учитывать необратимость, связанную с диффузором, компрессором, турбиной и соплом. Эффект необратимости заключается в снижении тяги, которую можно получить от авиационного двигателя.

Еще одной проблемой в рамках диагностики работоспособности авиационного двигателя является контроль такого параметра, как температура выхлопных газов, поскольку данный параметр позволяет определять длительность работоспособности газотурбинного авиационного двигателя. Температура выхлопных газов авиационного двигателя измеряется в градусах и указывает на рабочее состояние конструкции двигателя - чем выше значения температуры, тем вероятнее наступление преждевременного износа двигателей.

Преждевременный износ по причине повышенной температуры в значительной степени связан с неправильной работой компонентов двигателя по таким причинам, как засорение компрессора, протечка уплотнений, эрозия аэродинамического профиля, поэтому фактический режим работы двигателя и температура выхлопных газов могут, как и другие термодинамические параметры, отличаться от параметров идеализированных.

Отклонения фактического режима работы от идеализированного режима необходимо учитывать при проведении диагностики работоспособности, поскольку точность модели

прогнозирования работоспособности авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик будет зависеть от того, насколько близки значения прогнозирования к фактическому значению работы параметров авиационного двигателя. Если построенная в рамках процесса диагностики модель будет предсказывать фактические значения, ошибка прогнозирования будет относительно низкой.

Существуют различные методы оценки ошибок, однако применительно к оценке ошибок в работе авиационного двигателя с учетом его термодинамических характеристик наиболее правильными видятся методы оценки ошибок, где учитывается коэффициент определения ошибки или учитывается средняя абсолютная процентная погрешность ошибки (MAPE).

Коэффициент определения ошибки (J) может быть выражен через количество наблюдений (n), фактические значения (p), прогнозируемое значение (x) и среднее фактическое значение (\bar{p}):

$$J^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (p_i - x_i)^2}{\sum_{i=1}^n (p_i - \bar{p})^2}$$

Другой метод анализа ошибок выражается средней абсолютной процентной погрешностью ошибки (MAPE):

$$MAPE = \frac{\sum_{i=1}^n (|f_t|/x_t)}{n} 100 (\%)$$

В этой формуле f_t – это ошибка прогнозирования за период t вычисляемая из следующего выражения:

$$f_t = p_t - x_t$$

При этом p_t является фактическим значением наблюдения, x_t прогнозируемым значением наблюдения, а n – это количество наблюдений за период прогнозирования.

Заключение

Подводя итог настоящему исследованию, необходимо сделать вывод о том, что использование методов оценки ошибок в сочетании с любыми другими методами диагностики работоспособности авиационных двигателей с учётом его термодинамических характеристик в современных условиях видится наиболее эффективным подходом, поскольку позволит не только осуществлять поиск возникающих неисправностей в рамках технического обслуживания, но и предотвращать инциденты во время полета. При этом, если осуществлять диагностику работоспособности авиационного двигателя без учета методов оценки ошибок, то с учетом наличия отклонений фактических режимов работы авиационных двигателей от идеализированных (эталонных) режимов, есть риск получения таких ошибок диагностики, которые могут привести к авиационным инцидентам со смертельным исходом.

Библиография

1. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т. Теория авиационных двигателей. - М.: Транспорт, 2000. - 316с.
2. Машошин О.Ф., Бигус А.В. Прогнозирование технического состояния ГТД по выбегу ротора // Научный вестник МГТУ ГА. Серия: эксплуатация воздушного транспорта и ремонт АТ, безопасность полетов. - 2003. - №66. - С.

- 101-106.
3. Машошин О.Ф., Бигус А.В. Информационное обеспечение процессов диагностирования авиационной техники // Научный вестник МГТУ ГА. Серия: эксплуатация воздушного транспорта и ремонт АТ, безопасность полетов. - 2002. - № 49. - С.44-48.
 4. Менчиков Р.В., Панкеев Е.С., Парпуц А.А. Методы технического диагностирования авиационных двигателей // Решетневские чтения. - 2018. – Т.1. - С. 413-414.
 5. Павлов Б.В. Кибернетические методы технического диагноза. - М.: Машиностроение, 1964. - 151 с.
 6. Пивоваров В.А. Современные методы и средства неразрушающего контроля состояния авиационной техники / В.А. Пивоваров; Моск. ин-т инженеров гражд. авиации, Каф. техн. эксплуатации ЛА и АД. – М.: МИИГА, 1988. – 76 с.
 7. Пивоваров В.А., Машошин О.Ф. Применение аппарата теории статистической классификации к задачам диагностирования авиационной техники. - М.: Научный вестник МГТУ ГА №20, серия: эксплуатация воздушного транспорта и ремонт АТ. Безопасность полетов, 1999. - С.25-30.
 8. Pourbabaee B., Meskin N., and Khorasani K., Sensor fault detection, isolation, and identification using multiple-model-based hybrid Kalman filter for gas turbine engines //IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 24, № 4, 2016, pp. 1184-1200.
 9. Yildirim M. T. and Kurt B., Engine health monitoring in an aircraft by using Levenberg-Marquardt feedforward neural network and radial basis function network, in 2016 International Symposium on INnovations in Intelligent SysTems and Applications (INISTA), 2016 pp. 1-5.
 10. Zhao X. F., Liu Y. B., and He X., Fault diagnosis of gas turbine based on fuzzy matrix and the principle of maximum membership degree // Energy Procedia, vol. 16, 2012, pp. 1448-1454.
 11. Zhang X., Tang L., and Decastro J., Robust fault diagnosis of aircraft engines: a nonlinear adaptive estimation-based approach // IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 21, № 3. 2013, pp. 861-868.

Methods for diagnosing the performance of an aircraft engine taking into account its thermodynamic characteristics

Petr N. Ovcharov

Candidate of Technical Sciences, Associate Professor,
Departments of Aircraft and Aircraft Engines,
Rostov Branch of the Moscow State
Technical University of Civil Aviation,
344009, 262 V Sholokhova, Rostov-on-Don, Russian Federation;
e-mail: petrov55harov@mail.ru

Sergei V. Korobkin

Senior Lecturer,
Department of Aircraft and Aircraft Engines,
Rostov Branch of the Moscow State
Technical University of Civil Aviation,
344009, 262 V Sholokhova, Rostov-on-Don, Russian Federation;
e-mail: petrov55harov@mail.ru

Abstract

In modern conditions, increased requirements are imposed to ensure the safety of aircraft flights, achieved both through the actions of the crew and through effective methods of monitoring the technical condition of the aircraft and carrying out appropriate repair measures on the basis of such

control. Diagnostics of the performance of an aircraft engine, based on its thermodynamic characteristics, is an integral element of control measures. The methods of such diagnostics are diverse and their choice is based on the established methodology for monitoring the technical condition of the aircraft. At the same time, there is no optimal diagnostic method. However, taking into account the fact that the actual operating modes of aircraft engines differ from the idealized (reference) modes, the most correct approach to diagnostics seems to be based on the use of error assessment methods along with other diagnostic methods. If the diagnostics of the performance of an aircraft engine is carried out without taking into account error assessment methods, then taking into account the presence of deviations of the actual operating modes of aircraft engines from idealized (reference) modes, there is a significant risk of obtaining such diagnostic errors that can lead to fatal aviation incidents.

For citation

Ovcharov P.N., Korobkin S.V. (2023) Metody diagnostiki rabotosposobnosti aviatsionnogo dvigatelya s uchetom ego termodinamicheskikh kharakteristik [Methods of diagnostics of aircraft engine performance taking into account its thermodynamic characteristics]. *Ekonomika: vchera, segodnya, zavtra* [Economics: Yesterday, Today and Tomorrow], 13 (8A), pp. 368-374. DOI: 10.34670/AR.2023.68.70.034

Keywords

Aircraft engines, gas turbine engines, error analysis method, deviation of actual values, thermodynamic characteristics, diagnostics of operability.

References

1. Kazanjan P.K., Tikhonov N.D., Shulekin V.T. Theory of aircraft engines. - M.: Transport, 2000. - 316s.
2. Mashoshin O.F., Bigus A.V. Forecasting the technical condition of the gas turbine engine by the run-out of the rotor // Scientific Bulletin of MGTU GA. Series: operation of air transport and repair of AT, flight safety. - 2003. - No.66. - pp. 101-106.
3. Mashoshin O.F., Bigus A.V. Information support of the processes of diagnostics of aviation equipment // Scientific Bulletin of MGTU GA. Series: operation of air transport and repair of AT, flight safety. - 2002. - No. 49. - pp.44-48.
4. Menchikov R.V., Pankeev E.S., Parputs A.A. Methods of technical diagnostics of aircraft engines // Reshetnev readings. - 2018. – Vol.1. - pp. 413-414.
5. Pavlov B.V. Cybernetic methods of technical diagnosis. - M.: Mechanical Engineering, 1964. - 151 p.
6. Pivovarov V.A. Modern methods and means of non-destructive testing of the state of aviation equipment / V.A. Pivovarov; Moscow. institute of civil Engineers. aviation, Kaf. tech. exploitation of LA and HELL. – M.: MIIGA, 1988. – 76 p.
7. Pivovarov V.A., Mashoshin O.F. Application of the apparatus of the theory of statistical classification to the tasks of diagnosing aviation equipment. - M.: Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University No. 20, series: operation of air transport and repair of AT. Flight Safety, 1999. - pp.25-30.
8. Pourbabaee B., Meskin N., and Khorasani K., Sensor fault detection, isolation, and identification using multiple-model-based hybrid Kalman filter for gas turbine engines //IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 24, № 4, 2016, pp. 1184-1200.
9. Yildirim M. T. and Kurt B., Engine health monitoring in an aircraft by using Levenberg-Marquardt feedforward neural network and radial basis function network, in 2016 International Symposium on INnovations in Intelligent SysTems and Applications (INISTA), 2016 pp. 1-5.
10. Zhao X. F., Liu Y. B., and He X., Fault diagnosis of gas turbine based on fuzzy matrix and the principle of maximum membership degree // Energy Procedia, vol. 16, 2012, pp. 1448-1454.
11. Zhang X., Tang L., and Decastro J., Robust fault diagnosis of aircraft engines: a nonlinear adaptive estimation-based approach // IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 21, № 3. 2013, pp. 861-868.