

Методика формирования характеристик защищенности воздухозаборника газотурбинного двигателя от попадания посторонних предметов

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова

Предложена методика поэтапного исследования и создания эффективной отбойно-инерционной защиты воздухозаборника двигателей самолетов. В основу методики положены аналитический, расчетно-теоретический и экспериментальный этапы исследования.

Ключевые слова: воздухозаборник, посторонний предмет, двигатель, параметр, эксперт, критерий, защита.

При эксплуатации самолета в незащищенный воздухозаборник двигателя могут попасть посторонние предметы, которые повреждают направляющий аппарат и лопатки ротора компрессора двигателя. В зависимости от величины посторонний предмет может вызвать эрозию и забоины на лопатках компрессора или разрушение двигателя.

Характер повреждения компрессора двигателя по причине попадания постороннего предмета (ПП) в воздухозаборник двигателя, приведший к отказу и выключению двигателя в полете, показан на рис. 1.



Рис. 1. Характер повреждения компрессора двигателя

Не представляется возможным назвать марку самолета, двигателя которого не повреждались бы в течение эксплуатационного периода от посторонних предметов. Поэтому проблема защиты двигателя не теряет своей актуальности. Для исключения попадания ПП в воздухозаборник разрабатывают мероприятия по совершенствованию эксплуатации, а на этапе разработки самолета формируют компоновочные и конструктивные направления решения проблемы. Принимаемые меры в виде разработок конкретной конструкции защитного устройства или

создания методик по предупреждению попадания ПП не всегда на практике приносят ожидаемый результат. Это происходит потому, что разработки ведут без тщательного аналитического обоснования выбора защиты, расчетно-теоретических и экспериментальных исследований. При этом отсутствует методика комплексного исследования всех этапов создания защиты.

Известна методика исследования с помощью экспертов причин повреждения ГТД в совокупности с изучением отечественных и зарубежных материалов по данной проблеме. Так как методика является частью начального этапа формирования концепции защиты, ею нельзя воспользоваться для решения проблемы в целом, применительно к определенному объекту.

Разработан алгоритм выбора оптимального способа защиты, при котором затраты средств на его создание дают наибольшую эффективность. При этом соизмеряется сокращение потерь при использовании метода, с помощью которого снижаются затраты, связанные с досрочным съемом двигателя и косвенными расходами, обусловленными применением этих методов. Исследован только экономический аспект проблемы, что не достаточно для всестороннего исследования защищенности воздухозаборника.

Поэтому целью настоящего исследования является методическое формирование характеристик защищенности воздухозаборника двигателя самолета от попадания посторонних предметов. Работа позволит выполнить завершённый цикл изучения проблемы от аналитического прогнозирования до фактических результатов натурного объекта.

Объектом исследования является научно-техническая проблема отбойно-инерционной защиты воздухозаборников двигателя самолета от попадания посторонних предметов. Предмет исследования – методика формирования характеристик защищенности воздухозаборника двигателя.

Методика формирования характеристик защищенности воздухозаборника силовой установки самолета

Методика состоит из следующих основных этапов: аналитического, расчетно-теоретического, экспериментального и заключительного этапа формирования характеристик защищенности воздухозаборника, как функция компромисса расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, открывающих путь к практической реализации достигнутых результатов.

Аналитическое исследование во многом носит гносеологический характер с использованием метода экспертной оценки, опирающегося на накопленный опыт узких специалистов, их информационно-теоретический базис. На этом этапе рассмотрено несколько альтернативных возможных вариантов, предварительно оцениваемых по основным потребным параметрам, характеризующим не только защищенность и газодинамические характеристики, но и компоновочные, прочностные, весовые, ресурсные, эксплуатационные и другие характеристики, которые могут повлиять на окончательный оптимальный выбор варианта для проведения последующих исследований.

С этой целью выбирают и обосновывают совокупность критериев альтернативных вариантов воздухозаборников с защитой от ППП путем введения таких безразмерных коэффициентов:

a_1 – потеря скоростного напора,

- a_2 – потеря эффективной тяги,
- a_3 – увеличение суммарной неравномерности,
- a_4 – увеличение аэродинамического сопротивления самолета,
- β_1 – снижение эксплуатационной технологичности,
- β_2 – увеличение массы самолета,
- γ_1 – повышение стоимости самолета,
- γ_2 – затраты на оборудование самолета защитой от ППП.

Коэффициенты α , β , γ условно назовем «против».

Сумма коэффициентов «против» $S = \sum_{n=1}^n \alpha_n + \sum_{n^I=1}^{n^I} \beta_{n^I} + \sum_{n^{II}=1}^{n^{II}} \gamma_{n^{II}}$,

среднее арифметическое значение «против» составит

$$\frac{\sum_{n=1}^n \alpha_n + \sum_{n^I=1}^{n^I} \beta_{n^I} + \sum_{n^{II}=1}^{n^{II}} \gamma_{n^{II}}}{n + n^I + n^{II}}.$$

Введем коэффициенты, которые условно назовем «за»:

- z_1 – снижение эксплуатационных расходов, связанных с повреждением двигателя при ППП;
- z_2 – снижение эксплуатационных расходов, связанных со снижением ресурса двигателя;
- z_3 – расширение области применения самолета;
- z_4 – снижение косвенных расходов на наземное оборудование и его содержание;
- z_5 – возможность использования двигателя после отработки назначенного ресурса для наземной эксплуатации.

Количество коэффициентов не ограничивается перечисленными. Кроме того, включаются следующие коэффициенты, являющиеся доминирующими, статус которых определен численным значением:

η – коэффициент защиты от ППП, эффективность защиты;

σ – коэффициент восстановления полного давления;

могут быть включены и другие коэффициенты.

Соответственно среднеарифметическое значение «за» составит

$$\frac{\sum_{k=1}^k z_k}{k} + \frac{1}{2}(\eta + \sigma).$$

Величина коэффициента определяется как отношение исходного параметра к измененному. Например, коэффициент увеличения массы самолета

$\beta_2 = C \frac{m}{m + \Delta m}$, где m – масса самолета, Δm – масса защиты, C –

коэффициент, определяющий статус β_1 .

В случае появления дополнительных коэффициентов для какого-либо варианта защиты они включаются на общих условиях конкуренции в ряд «за» или «против» по статусу «относительной важности». Так, если вновь вводимый коэффициент изменения центра тяжести самолета, который приводит к ухудшению управляемости самолета, будет соответствовать более высокому статусу, обозначим его β_3 , тогда $\beta_3 = D \frac{M}{M + \Delta M}$, где M – момент сил; ΔM – дополнительный паразитный момент; D – коэффициент определяющий статус; статус β_3 выше β_2 , так как $D > C$.

Величины D и C назначаются экспертами, деятельность которых связана непосредственно с данной проблемой. Анализ результатов по совокупным критериям конкурирующих вариантов защиты может быть сведен в следующую зависимость:

$$\frac{\sum_{k=1}^k Z_k}{k} + \frac{1}{2}(\eta + \sigma) - \frac{\sum_{n=1}^n \alpha_n + \sum_{n^I=1}^{n^I} \beta_{n^I} + \sum_{n^{II}=1}^{n^{II}} \gamma_{n^{II}}}{n + n^I + n^{II}} = T_{\text{за}}''.$$

Каждый из конкурирующих вариантов набирает итоговую сумму $T_{\text{за}}''$, которая определяет победителя по совокупным критериям.

Следующий этап методики является расчетно-теоретический, который позволяет определить параметры воздухозаборника и его защиты, формирующие характеристики защищенности.

Сначала определяют исходные условия внешнего воздействия, рассматривают и рассчитывают путь прохождения ПП к воздухозаборнику. Выявляют энергетическую способность стока, рассчитывают максимальные скорости, индуцируемые воздушным винтом для ТВД или воздухозаборником ГТД, и определяют размеры частиц, способных попасть в воздухозаборник.

Наиболее трудоемкой частью расчетно-теоретического этапа методики является обоснование и выбор параметров и критериев взаимодействия ПП с течениями потоков вне и внутри канала воздухозаборника, влияющих на достоверность результатов, определяющих защищенность.

Рассчитывают газодинамические характеристики воздухозаборника в выбранной компоновке и их влияние на тяговые характеристики двигателя. Исследуют ударно-инерционный процесс соударения ПП с защитным устройством и определяют граничные параметры, влияющие на выделение ПП из потока воздуха, забираемого в воздухозаборник.

Строят силы, действующие на ПП в потоке, выявляют зависимости траектории движения ПП на интересующем участке, определяют скоростные характеристики ПП в сносящем потоке во времени, определяют области и направления концентрации ПП, оптимальные для их улавливания.

Результатами теоретических исследований является нахождение зависимостей, которые наиболее цельно отражают процессы взаимодействия ПП с потоком и ограничивающими их движение поверхностями.

На этапе экспериментальной отработки исследуют процессы улавливания ПП и определяют газодинамические характеристики воздухозаборника, а также формируют ограничения и область применения защиты воздухозаборника. Экспериментальные исследования включают в себя изучение полей воздушного

потока на входе в воздухозаборник с системой защиты от ППП. Определяют влияние защитных устройств на характеристики потока, суммарное возмущение потока W и коэффициент потерь полного давления σ_{ex} в воздухозаборнике на всех режимах работы двигателя и условия эксплуатации.

При этом $W = \Delta\bar{\sigma}_0 + \xi$, где $\xi = \frac{\bar{\sigma}_p}{P^*}$ – интенсивность пульсаций потока относительно среднеквадратического отклонения давления от среднего за промежуток времени;

$\Delta\bar{\sigma}_0$ – относительная радиальная неравномерность.

$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\int_0^1 P_\alpha^* \cdot dx}{P_0^*}$, где $\int_0^1 P_\alpha^* \cdot dx$ – среднее полное давление в радиальном направлении;

$\sigma = \frac{P_{ex}^*}{P_h^*}$, где P_{ex}^* – среднее полное давление, определяется методом трапеций.

$$P_{ex}^* = \int_0^1 P_n^* dx = x \sum_{n=1}^n P_n^* .$$

Исследование процесса взаимодействия ПП с защитным устройством начинается с отработки на образцах, что позволяет изучить процесс в более широком аспекте и тем самым ограничить дорогостоящие натурные испытания. При использовании в качестве основного защитного устройства металлической сетки на образцах исследуют влияние на эффективность защиты таких параметров, как скорость потока, относительный размер ПП, густота сетки и угол ее наклона к потоку. Определяют также потери полного давления в рассматриваемом диапазоне исходных параметров потока для сеток разной конфигурации.

Экспериментальные исследования проводят затем с натурным воздухозаборником и системой защиты. Натурный объект содержит те конструктивные параметры, которые были выявлены и оптимизированы в ходе изучения образцов.

При исследовании определяют следующие параметры потока:

- средний коэффициент потерь полного давления σ_{ex} ;
- средний приведенный расход воздуха $q(\lambda_{\partial\theta})$;
- среднеквадратическую амплитуду пульсаций ξ полного давления;
- параметры окружной $\Delta\bar{\sigma}_0$ и радиальной $\Delta\sigma_p$ неравномерностей поля потока и параметр суммарной неоднородности поля потока $W = \Delta\bar{\sigma} + \xi$.

Коэффициент защиты k_3 определяют по весовому количеству ПП, не прошедших через защиту, попавших в улавливатель m_y и прошедших через сетку m_3 :

$$k_3 = \frac{m_y}{m_y + m_3} \cdot 100\%.$$

На заключительном этапе исследований проверяют сходимость результатов расчетно-теоретического и экспериментального этапов. Определяется допустимость отклонений, погрешность расчетов и степень завершенности исследований процессов взаимодействия ПП с ограничивающими поверхностями. Основной целью исследований является формирование характеристик защищенности воздухозаборника от ППП, она может считаться достигнутой при условии получения результатов, удовлетворяющих требованиям защищенности.

Результаты исследования могут служить для использования основных полученных зависимостей при разработке аналогичных схем защиты воздухозаборников других самолетов, а также при проведении дополнительных исследований в целях расширения возможностей и повышения эффективности защищенности воздухозаборников.

Кроме того, результаты исследования служат основанием для принятия решения при внедрении разработки в серийное производство.

На рис. 2 изображена схематично предложенная методология.

В этой методологии расчетно-теоретический и экспериментальный этапы приведены для исследований параметров ударно-инерционной защиты с применением сетки. Но если исследуемые параметры, характерные только для ударно-инерционной защиты, заменить отличительными параметрами другой защиты, то структура и порядок проведения исследований сохраняется. При этом набор безразмерных коэффициентов, по которым проводить выбор системы и схемы защиты, на аналитическом этапе не регламентируют. Коэффициент k_3 защиты воздухозаборника от ППП для любой системы защиты является характеристикой защищенности воздухозаборника от ППП.

Выводы

1. Разработанная методика впервые позволяет по совокупным критериям прогнозируемых экспертами характеристик конкурирующих вариантов с достаточной достоверностью определить предпочтительную схему защиты воздухозаборника.
2. Методика впервые охватывает полный цикл исследований отбойно-инерционной защиты, разрабатываемой для конкретного объекта с формированием характеристик защищенности его воздухозаборника.
3. Методика не теряет своей универсальности, если на этапе расчетно-теоретических исследований параметры отбойно-инерционной защиты с применением сетки заменить параметрами другой системы защиты.
4. Для повышения достоверности результатов применения разработанной методики необходимо провести дополнительные исследования аналитического этапа методики в целях исключения фактора субъективности экспертов в принятии решения.

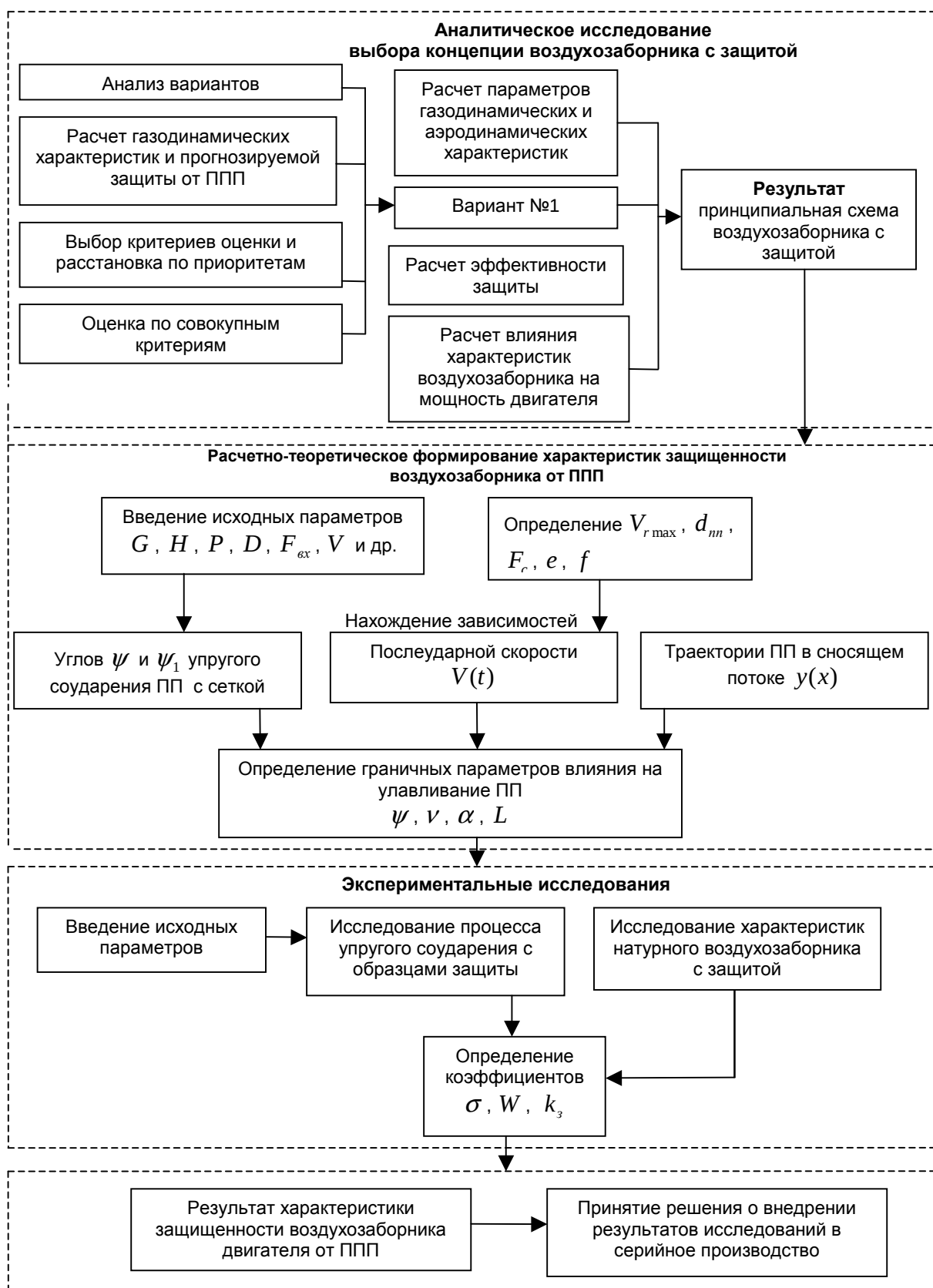


Рис. 2 Методология расчетно-экспериментального формирования характеристик защищенности воздухозаборника двигателя от ППП.

Список литературы

1. Статический анализ случаев повреждений газотурбинных двигателей самолетов гражданской авиации посторонними предметами в эксплуатации / техн: отчет ЦИАМ/ Л.М. Ермаков, Т.А. Нуруллаев – М., 1984. Инв. №1017 – 49 с.
2. Анализ разрабатываемых схем воздухозаборников с ПЗУ для двигателя ТВД-20 в компоновке силовой установки самолета Ан-3 / В.М. Смирнов научно-техн. отчет 1981. – 24 с.
3. А.с. 1098183 СССР МК₁² В64Д33/02. Пылезащитное устройство газотурбинного двигателя/ В.М. Смирнов, В.Г. Анисенко, В.Д. Бычков, В.Е. Задорожный (СССР) – №3435108, заявл. 28.04.82, зарегистр. 15.02.84.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. А.Г. Гребенников, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Поступила в редакцию 08.02.10

Методика формування характеристик захищеності повітрозабірника газотурбінного двигуна від попадання сторонніх предметів

Запропоновано методику поетапного дослідження та створювання ефективної відбійно-інерційної системи захисту повітрозабірника двигунів літаків. В основу методики покладено аналітичний, розрахунково-теоретичний та експериментальний етапи дослідження.

Ключові слова: повітрозабірник, сторонній предмет, двигун, параметр, експерт, критерій, захист.

Methods of forming of characteristics of gas turbine engine air inlet immunity from foreign objects' getting into it

The methods of staged research and creation of effective percussion-inertial protection of airplane engine air inlet is proposed. The analytical, design-theoretical and experimental stages are put on the basis of the methods.

Keywords: air inlet, foreign object, engine, parameter, expert, criterion, protection.