

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД ПО ФОРМИРОВАНИЮ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, ИНТЕГРИРУЕМОЙ В ПЛАНЕР, ПРИ СИНТЕЗЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА*Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба*

Современные требования к летательным аппаратам (ЛА) военно-транспортной авиации являются противоречивыми, а порой и взаимоисключающими. Существующий парк военно-транспортных самолетов Украины не всегда соответствует современным требованиям, а силовые установки (СУ) имеют параметры шумности и выбросы вредных веществ в окружающую среду, которые превышают международные требования. Все это в совокупности приводит к недостаточной эффективности военно-транспортной авиации в целом, а ЛА становятся не конкурентоспособными на современном авиационном рынке.

Эффективность применения той или иной СУ на ЛА в основном решается путем проведения летных испытаний. Однако, ввиду того, что современный ЛА представляет собой сложную техническую систему (СТС) метод проб не обеспечивает достижения заданных показателей летно-технических характеристик (ЛТХ) ввиду возникновения новых интегративных свойств у ЛА. Задача синтеза усугубляется еще и тем, что как планер, так и СУ сами представляют собой сложные технические системы.

Непосредственно решением вопросов интеграции СУ и планера ЛА занимаются в России, США, Франции, Великобритании, Китае. До настоящего времени такие задачи решаются на уровне согласования отдельных показателей СУ и планера, исходя из требований к создаваемому ЛА [1–6]. Одним из основателей системного подхода к проблеме согласования характеристик СУ и планера является И.Ф. Флоров [1], который начал рассматривать основные параметры и характеристики двигателя вместе с характеристиками самолета. Развитием проблемы согласования характеристик занимались Ахмедзянов А.М., Румянцев С.В., Романов В.В., Сгилевский В.А., Тунаков А.П., Югов О.К., Селиванов О.Д., Маслов В.Г. и другие. Однако с ростом сложности технических систем как ЛА в целом, так и их СУ, такой подход уже не обеспечивает технических решений на полномасштабных объектах, что приводит к многочисленным доработкам в ходе испытаний и эксплуатации ЛА. Так, до сих пор окончательно не решена задача по интеграции СУ и элементов планера на самолетах Ан–140, Ан–148, Ан–70Т. Поэтому разработка комплексного подхода и методического аппарата для формирования технического облика СУ интегрируемой с планером при синтезе ЛА как сложной технической системы представляется актуальной научной проблемой.

Актуальность и постановка задачи. Анализ результатов исследования показал, что современный ЛА представляет собой СТС, которую можно разделить на две основных подсистемы по сложности физических процессов, происходящих в полете: СУ и планер. Существующие подходы по согласованию характеристик СУ и планера ЛА не учитывают взаимного влияния их параметров на уровне рабочих процессов. Сложная система, состоящая из двух сложных подсистем, обладает новыми интегративными свойствами (рис. 1), которые зачастую не могут быть выявлены при проектировании и согласовании характеристик ЛА. Кроме того, нет единого подхода, по которому можно определить целесообразность применения той или иной СУ при интеграции ее с планером ЛА. Процесс формирования облика силовой установки интегрируемой с планером при синтезе современного ЛА необходимо проводить в совокупности двух основных подсистем – планера и силовой установки. Из рассмотренных составляющих интеграции ЛА и СУ большой интерес представляет параметрическая интеграция [7], поскольку она оказывает наибольшее влияние на ЛТХ ЛА как СТС на этапе предварительных проработок.

Современный инструментарий и методы не содержат всех средств, необходимых для интеграции СУ и планера в процессе синтеза ЛА как СТС на ранних этапах проектирования ЛА с данной СУ. В связи с этим, предлагается комплексный подход для формирования технического облика силовой установки интегрируемой в планер при синтезе ЛА транспортного назначения как сложной технической системы для обеспечения достижения заданных ЛТХ и ТТХ на ранних стадиях проектирования (рис. 2).

До настоящего времени подход к формированию облика ОАТ ограничивался уровнем более или менее глубокого и согласованного обоснования ТТЗ, при этом варианты конструктивно-компоновочных и проектно-технических решений отрабатывались уже при проектировании и на последующих стадиях, вплоть до испытаний. Таким образом, возникла задача прогнозирования и моделирования структурно-сложных организационно-технических систем с развитой иерархией. Однако эта задача не может быть решена на основе какого-либо одного подхода или метода [8–12].

Поэтому, учитывая сложность взаимосвязей в современных ОАТ, большое количество факторов, оказывающих влияние на свойства объекта, необходимость большого объема разнородной информации для анализа, сравнения и принятия решения, признано целесообразным применить синтез методов эвристического и математического моделирования функционирования, с использованием экспериментальных данных и ретроспективного анализа.

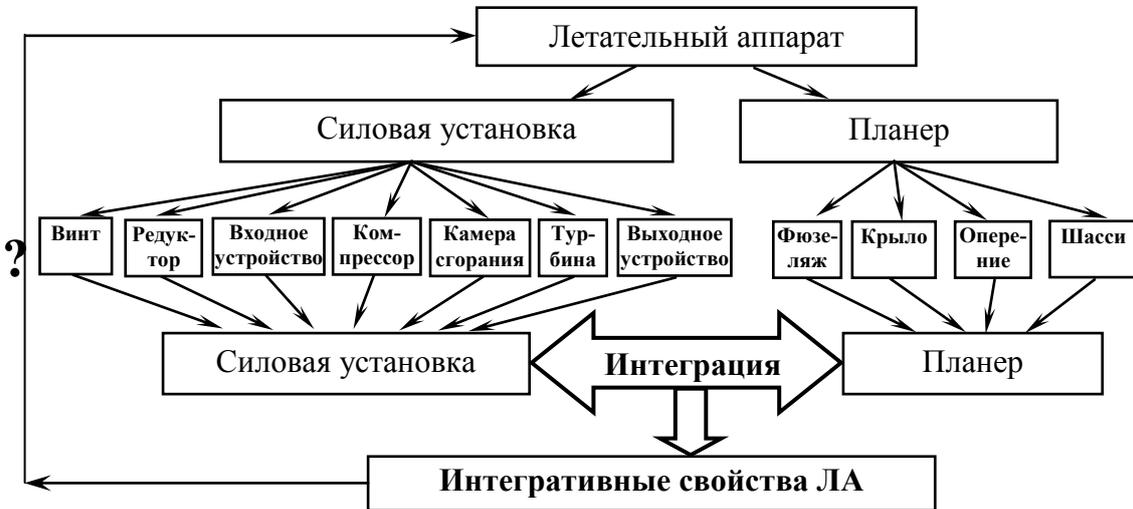


Рисунок 1 – Влияние интегративных свойств на ЛТХ ЛА

В основе такой системы лежит концептуальный подход, заключающийся в применении метода сравнения для выбора вариантов, исключающий использование так называемых базовых образцов, в то же время позволяющего оценить вклады отдельных элементов и подсистем на различных иерархических уровнях сложной технической системы [8]. Таким образом, обеспечивается независимость единой методологической базы от субъективных факторов разработчиков тактико-технических требований (ТТТ) к конструктивно-компоновочным вариантам ОАТ. Комплексный подход включает синтез подсистем ЛА на основе параметрической интеграции СУ и планера ЛА на ранних этапах проектирования (рис. 2), который построен по непрерывному модульному принципу.

В связи с этим ключевую роль приобретают прогнозные исследования при обосновании облика перспективных или модернизируемых объектов, причем такие исследования должны проводиться на всех этапах их жизненного цикла [5, 8, 9]. Возникает такое научно-техническое направление, как исследовательское проектирование, которое в тоже время является обязательным самостоятельным этапом в многоуровневом процессе разработки, комплексных испытаний, эксплуатации и применения ОАТ. Существующие особенности концептуального проектирования подчеркивают, с одной стороны, весомость и значимость технических решений, а с другой - существенную зависимость адекватности прогнозов от большого числа действительных факторов, причем часто не военно-технического характера, что в принципе не может быть выявлено на стадии прогнозов. Система исследовательского проектирования должна включать функциональный, технический и экономический модули, которые могут быть отдельными подсистемами.

Таким образом, выполнение этапов концептуального проектирования ЛА предполагает собой непрерывный мониторинг процесса создания ОАТ (рис. 3). Такой мониторинг должен включать этапы контроля и сбора информации, ее обработки и анализа, а также построение прогнозов. Основные этапы параметрической интеграции СУ и планера ЛА заключаются в следующем:

1. Анализируются ТТТ к ЛА, который разрабатывается или модернизируется. Проводится начальное обоснование выбора планера и типа силовой установки исходя из оперативно-тактических или стратегических задач ЛА. Учитывается опыт применения СУ на ЛА предыдущих разработок.

2. На основе существующих баз данных по планеру и СУ или проведенных НИОКР исследуются варианты проработки двух отдельных подсистем. Для сравнения и анализа результатов исследований используется метод оценки уровня технического совершенства ОАТ по степени рациональности параметров, показателей и ЛТХ. Данный метод предполагает использование рациональных значений параметров, показателей и ЛТХ, которые могут формироваться с помощью эвристических методов, методов аналогий и математического моделирования.

3. Проводится сравнение конструктивно компоновочных решений вариантных проработок подсистем на уровне параметрического согласования характеристик планера и силовой установки.
4. Оцениваются вклады в общий показатель степени технического совершенства, анализируются преимущества и недостатки подсистем.
5. Обосновывается и выбирается конструктивно-компоновочное решение варианта с использованием показателя и критериев степени интеграции СУ и планера ЛА.

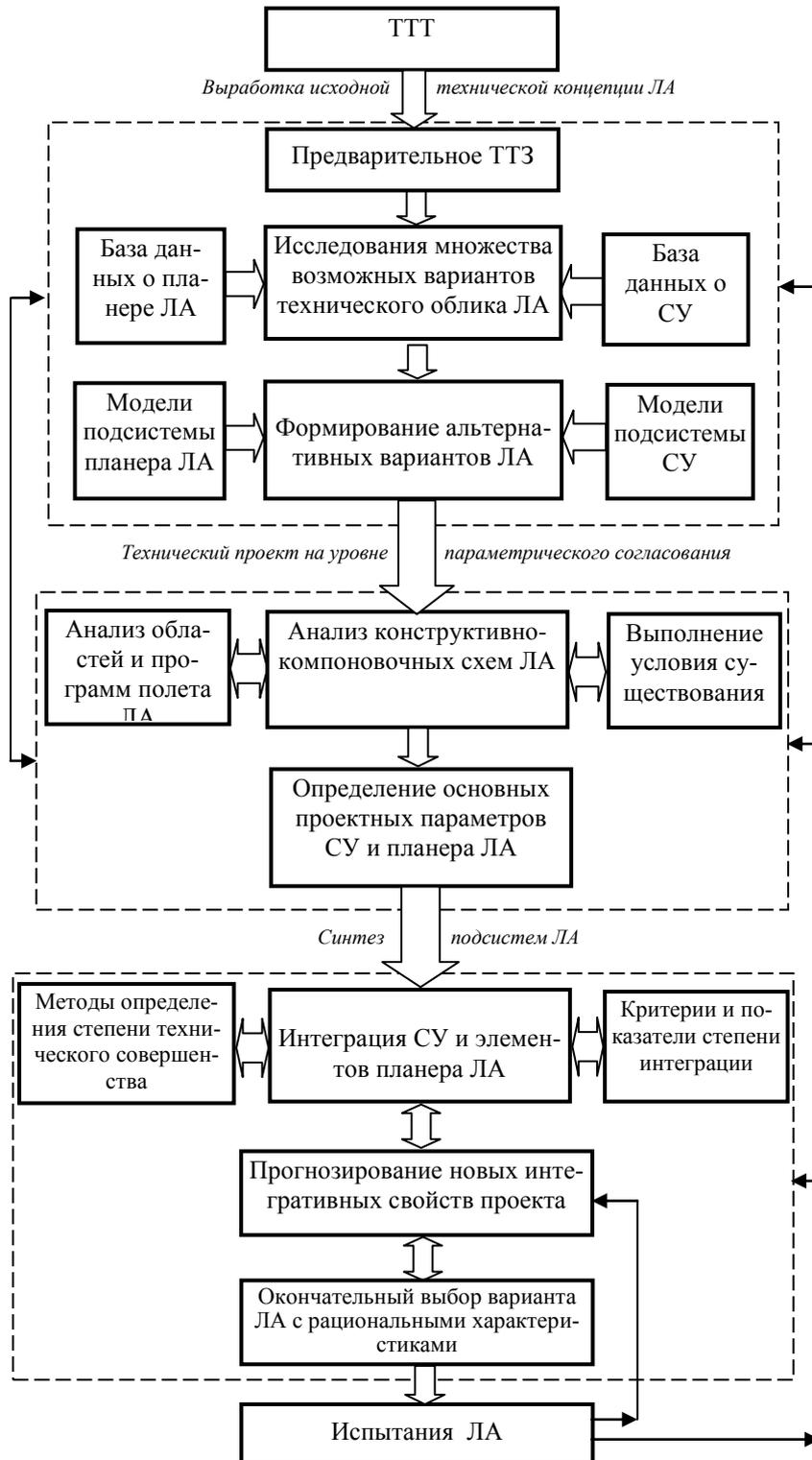


Рисунок 2 – Этапы концептуального проектирования ЛА

Таким образом, разработанный комплексный подход предполагает проведение исследований по двум техническим подсистемам – планеру и СУ. В настоящее время разработка и реализация этих подсистем проводятся в разных организациях, соответствующих данным направлениям работ. Поэтому, учитывая то, что для проведения практических исследований используется одинаковый подход по определению степени технического совершенства подсистем и оценки вкладов в общий показатель, то в дальнейших исследованиях эти этапы показаны только для подсистемы “силовая установка”. Для подсистемы “планер” предполагается, что формирование технического облика (а также его рациональных параметров) проведено, конструктивно-компоновочное решение планера определено.

Однако существующие показатели и критерии не полно учитывают степень технического совершенства конструктивно-компоновочных решений ЛА на основе тяговых, аэродинамических и геометрических характеристик [13]. В связи с этим, на основе результатов сравнения различных конструктивно-компоновочных решений ЛА и их двигателей разработан показатель интеграции, сущность которого заключается в определении интегративного свойства ЛА с учетом тяговых, аэродинамических и геометрических характеристик [13].

Разработанный показатель можно использовать как для прямого определения характеристик ЛА, так и наоборот, задавшись его значением, можно определять параметры ЛА как единой технической системы. Таким образом, определяя значение показателя интеграции для группы ЛА, получены обобщенные уравнения зависимостей показателя интеграции от параметров СУ и элементов планера ЛА (табл. 1).

Таблица 1 – Обобщенные уравнения зависимости показателя интеграции от параметров и характеристик ЛА и СУ

Схема компоновки ЛА и СУ	Обобщенные зависимости показателя интеграции от параметров и характеристик планера и СУ
ЛА с 4 ТРД под крылом	$P_{инт} = 0,0115 \cdot P_{взл}^2 - 0,035 \cdot P_{взл} + 0,4281$ $P_{инт} = 0,0093 \cdot \gamma_{дв}^2 - 0,1149 \cdot \gamma_{дв} + 0,7421$ $P_{инт} = 0,0126 \cdot S_{уд}^2 - 0,0432 \cdot S_{уд} + 0,4403$ $P_{инт} = -0,0006 \cdot K_{ла}^2 + 0,0587 \cdot K_{ла} + 0,3187$
ЛА с 2 ТРДД под крылом	$P_{инт} = 0,0256 \cdot C_{удкр}^2 - 0,412 \cdot C_{удкр} + 6,8385$ $P_{инт} = -0,1241 \cdot S_{уд} + 6,24$ $P_{инт} = 0,039 \cdot K_{ла}^2 - 0,4797 \cdot K_{ла} + 6,4755$
ЛА с 2 ТРДД под крылом + 1 ТРД в хвостовой части	$P_{инт} = -0,0054 \cdot D_{дв}^2 - 0,1329 \cdot D_{дв} + 3,0175$ $P_{инт} = 0,0204 \cdot S_{мид}^2 - 0,3551 \cdot S_{мид} + 3,2745$ $P_{инт} = -0,0054 \cdot S_{уд}^2 - 0,1329 \cdot S_{уд} + 3,0175$ $P_{инт} = -0,0108 \cdot K_{ла} + 2,5916$
ЛА с 4 ТРДД под крылом	$P_{инт} = -0,0856 \cdot C_{удкр} + 2,0176$ $P_{инт} = 0,0025 \cdot K_{ла}^2 - 0,0911 \cdot K_{ла} + 2,0085$ $P_{инт} = -0,0033 \cdot P_{кр}^2 + 0,1619 \cdot P_{кр} + 0,6214$

Однако обобщенные уравнения зависимости показателя интеграции от параметров и характеристик планера и СУ представляют собой поверхности в многомерном пространстве [10]. Учитывая тот факт, что в этом пространстве для каждого параметра и характеристики есть свое наилучшее значение, то можно представить некоторую рациональную поверхность, которая описывает рациональный диапазон параметров и характеристик ЛА. В данных исследованиях показаны обобщенные уравнения тех зависимостей, которые представляют интерес для дальнейших проработок. Каждый параметр имеет свой рациональный диапазон, а значит и поверхность в пространстве имеет выраженные границы.

Объект авиационной техники (ОАТ) представляется рациональным, если его подсистемы позволяют достигать заданных ЛТХ и тактико-технических требований, определенных типовыми тактическими задачами (целями) или его назначением, при наименьших затратах технических ресурсов и стоимости. Таким образом, очевидно, что для сопоставления различных ОАТ необходимо сопоставить их показатели подсистем или характеристики с рациональными их значениями. В основу

оценки уровня технического совершенства ОАТ положены безразмерные отношения, которые в общем случае лишь косвенно зависят от режимов эксплуатации характеристик технической системы.

Для оценки возможности и степени технического совершенства объектов авиационной техники используется метод сравнения по степени рациональности, изложенный в работах [8, 14–16]. В целом, совершенство технической системы оценивается как совокупность количественных и качественных показателей [16]. Кроме сравнения по полным показателям технического совершенства и рыночной привлекательности ОАТ в целом, подход позволяет оценить вклады отдельных компонентов сложной технической системы и ее характеристик для выработки решений о направлении работ по повышению технического совершенства или рыночной привлекательности. Вклады наглядно могут быть проиллюстрированы номограммами [17].

Выполненная таким образом сравнительная оценка позволяет оценить парк ОАТ как по классу, поколению, так и по отдельным составляющим. На основе такого анализа должны разрабатываться программы НИОКР и ежегодные государственные оборонные заказы, цель которых – достижение требуемого уровня потенциала Воздушных Сил Украины. Кроме того, данный метод позволяет сформировать группы параметров и характеристик для каждого рассматриваемого ОАТ, по которым необходимо проводить перспективные НИОКР направленные на улучшение их значений.

Однако при практическом применении разработанного метода одной из главных задач является определение рациональных значений параметров, характеристик и показателей, поскольку для каждого параметра, характеристики или показателя существует свой рациональный диапазон. Определение числовых значений рациональных показателей сложной технической системы является ключевым этапом при реализации метода оценки уровня технического совершенства сложной технической системы по степени рациональности.

При создании рациональных систем представляется естественным стремление конструктора решить задачу наилучшим образом, причем так, чтобы как можно в большей степени удовлетворить наибольшее число требований. Такое стремление наталкивается на препятствие противоречивости многих требований, а иногда и взаимоисключительности. Так, повышение дальности полета ЛА неизбежно ведет к повышению его массы, что ухудшает летные характеристики при прочих равных условиях. Это приводит к тому, что в конечном итоге облик ОАТ определяется некоторым компромиссом, жертвовани-ем одних показателей ради достижения других [18]. Насколько обоснована и оправдана такая жертвенность показывает эксплуатация и боевое применение ОАТ. Однако ограничивать создателей в наиболее полном воплощении технических достижений нецелесообразно. Поэтому, принимая во внимание тот факт, что далеко не все и не в полной мере технические достижения могут быть реализованы в конкретном образце техники, будем считать, что рациональные показатели в своей совокупности определяют ТТХ идеального объекта. Причем, эти показатели могут быть такими, что отражают последние достижения науки, техники, технологии или являются перспективными. Поэтому, с учетом изложенных противоречий, такой ОАТ является исключительно идеальным, в том смысле, что вряд ли вообще может быть реализован. Однако каждый показатель в отдельности определяет уровень, к которому следует стремиться, и в тоже время является безотносительным (не связанным с конкретным образцом, технологией, тенденцией), своего рода эталоном для сравнения [8, 9].

В связи с этим для формирования рациональных значений показателей и характеристик ОАТ используются основные методы: интуитивный метод экспертных оценок [19], метод математического моделирования рабочих процессов (численный метод) и метод аналогий (ретроспективный метод, экспериментальные данные). Результаты применения этих методов используются в совокупности и дополняют друг друга таким образом, что там, где не представляется возможным получить значения показателей (или это нецелесообразно) путем экспертных оценок, это осуществляется методом математического моделирования или ретроспективным методом, и наоборот.

Таким образом, применяемый подход по определению рациональных показателей ТТХ представляет собой синтез нескольких известных методов, что позволяет достаточно полно и достоверно формировать набор рациональных значений в соответствии с целью, для достижения которой применяется метод сравнения сложных технических систем по степени рациональности.

Как правило, основными задачами при формировании прогноза с помощью коллектива экспертов являются: формирование репрезентативной экспертной группы, подготовка и проведение экспертизы, статистическая обработка полученных документов. Создание экспертной системы определения параметров, показателей и характеристик ОАТ включает следующие этапы:

1. Выбор количественных и качественных характеристик объекта.
2. Проведение опроса кандидатов в эксперты (анкетирование).
3. Формирование группы экспертов и опросного листа.
4. Проведение опроса экспертов.

5. Обработка результатов опроса.

Для определения рациональных значений показателей и характеристик СУ привлекались специалисты из Научного центра ХУПС им. Ивана Кожедуба, НАКУ “ХАИ” им. Н.Е. Жуковского (г. Харьков), ГП “Ивченко-Прогресс” (г. Запорожье), ОАО “Мотор Сич” (г. Запорожье), АНТК им. О.Г. Антонова (г. Киев).

Анкета включала сформированный перечень основных параметров, показателей и характеристик, которые определяют технический облик СУ. Данный перечень является общим для всех типов ГТД, но при конкретном рассмотрении типа двигателя некоторые параметры могут исключаться [20].

При работе группы экспертов рассчитываются среднеарифметические значения весовых коэффициентов, коэффициент конкордации, дисперсия и вариация по каждому показателю. Если коэффициент конкордации позволяет оценить общую согласованность высказываний экспертов, то дисперсия и вариация показывают, по каким показателям наблюдается наибольший разброс мнений. Это позволяет целенаправленно вести работу с экспертами по повышению уровня согласованности.

Однако не все параметры и характеристики удается определить с помощью экспертного подхода. В этом случае чаще всего прибегают к проведению экспериментальных исследований. Но проведение эксперимента для многих режимов течения потока в элементах СУ является трудно осуществимым (иногда практически неосуществимым), так как требует для полного моделирования практические натурных условий. Особенно наглядно это проявляется при исследовании рабочего процесса при смещении разнотемпературных потоков на срезе сопла авиационных ГТД и воздушного потока, обтекающего элементы планера ЛА. В связи с этим усовершенствована математическая модель течения трехмерного, вязкого, нестационарного турбулентного газового потока [7, 21–27]. Исходя из оценки режимов работы СУ, которая определяет параметры течения потоков на срезе сопла двигателя, для проведения исследований выбрана трехпараметрическая дифференциальная модель турбулентности [28].

Для исследования аэродинамических характеристик системы “СУ–крыло”, а также течения в области закрылков с наличием горячей струи из выходного устройства двигателя, в работе рассмотрена конструктивно-компоновочная схема самолета Ан-70 [29]. Исследуется авиационный двигатель типа Д-27 с двухрядным расположением винтов. Исходя из анализа рабочего процесса в области расположения выходного устройства СУ под крылом самолета [29], предложена новая конструктивно-компоновочная схема смесительно-выходного устройства двигателя, что позволило снизить коэффициент аэродинамического сопротивления системы “мотогондола+крыло” с 0,0125 до 0,0122. Анализ параметрических исследований характеристик течения в области выходного устройства двигателя показывает, что с помощью разработанной методики можно оценить коэффициент аэродинамического сопротивления конструктивно-компоновочной схемы “мотогондола+крыло” на крейсерских режимах полета ЛА военно-транспортного назначения.

Методический подход к решению задачи сравнительного анализа предполагает оценку перспектив развития СУ. В связи с этим проведена оценка технического совершенства СУ с турбовинтовентиляторным двигателем (ТВВД), представляющим собой модернизируемый объект. Проведена оценка технического совершенства СУ методом весовых коэффициентов, которая включает в себя два этапа: определение перечня показателей, используемых для сравнительного анализа оцениваемого объекта и их весовости. Выбор показателей и характеристик проводился из набора, который определен методом экспертных оценок, исключая из рассмотрения все показатели, имеющие наименьший ранг важности, и оставляя только минимальное их количество. Рассмотренный подход к оценке технического совершенства ОАТ, основанный на сопоставлении показателей сравниваемого объекта с показателями аналога и с учетом их весовых коэффициентов, позволяет:

- проводить анализ влияния каждого отдельного показателя или их совокупности на техническое совершенство образца;
- оценить техническое совершенство нескольких альтернативных вариантов СУ, предложенных к разработке, и выбирать из них наилучший;
- определять соответствие разрабатываемого объекта лучшему аналогу мирового уровня на различных этапах его разработки от составления ТТЗ до испытаний и серийного производства.

Для практического применения разработанного метода оценки уровня технического совершенства по степени рациональности использовались разные типы и поколения двигателей. Для каждого типа двигателя выбирался перечень параметров и характеристик из набора, который установлен экспертным методом. Указывались приведенные СУ с их параметрами и характеристиками. Назначенные экспертами рациональные значения по каждому параметру затем усреднялись путем логарифмирования и последующего потенцирования. Оценка вкладов некоторых параметров в показатель технического совершенства СУ с ТВВД приведена на рис. 4. Сравнение показателей технического совершенства показано на рис. 5. Для сравнительной оценки СУ с турбореактивными двухконтурными двигателями выбрано 5 двигателей

4+ покоління. Однак при заповненні даних багато параметри двигателів оказались невідомими. Компанії-розробники, виробники і підприємства, які виробляють технічне обслуговування, не завжди надають дані по своїм изделиям. Ураховуючи той факт, що практично завжди відомими являються тягові і расходні характеристики, то вони взяті за основу побудови рівнянь обобщених залежностей, по яким можна визначити інші характеристики.

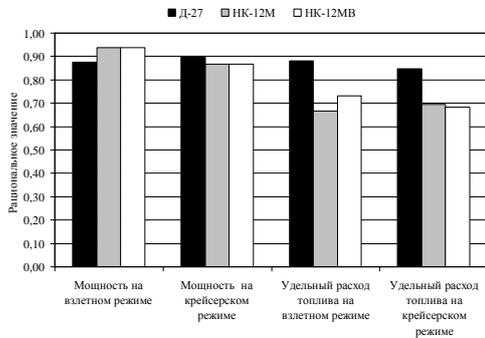


Рисунок 4 – Вклад параметров в показатель технического совершенства

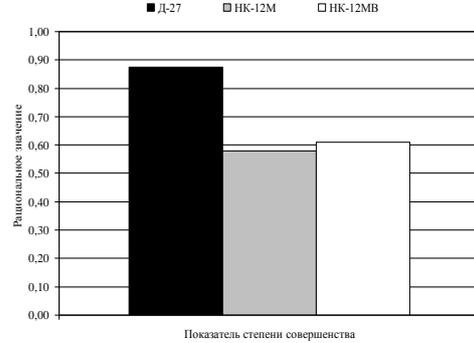


Рисунок 5 – Показатели технического совершенства

Диапазон изменения задаваемых величин взлетной тяги от 0 Н до 800000 Н, удельного расхода топлива – от 0,001 до 0,075 кг/(Н·ч). На основе статистических данных по двигателям 3-его, 4-ого и 4+ поколений (всего около 100 объектов) построены обобщенные уравнения зависимости параметров и характеристик, представленные в табл. 2.

Таблица 2 – Уравнения зависимостей параметров рабочего процесса и характеристик СУ с ТРДД

Уравнение обобщенной зависимости	Достоверность аппроксимации, %
3 поколение	
$M_{дв_{сух}} = -0,00000003 \cdot P_{взл}^2 + 0,0248 \cdot P_{взл} - 57,404$	96,94
$G_{B_{взл}} = 0,000000008 \cdot P_{взл}^2 + 0,0014 \cdot P_{взл} + 3,2268$	97,71
$\pi_{к\Sigma}^* = -0,0016 \cdot (P_{взл} / M_{дв_{сух}})^2 + 0,6391 \cdot (P_{взл} / M_{дв_{сух}}) - 9,0217$	50,31
$\pi_{к\Sigma}^* = 3461 \cdot C_{уд_{взл}}^2 - 674,42 \cdot C_{уд_{взл}} + 42,236$	71,53
$P_{крейс} = -0,0000002 \cdot P_{взл}^2 + 0,2733 \cdot P_{взл} - 1666,8$	96,38
$C_{уд_{крейс}} = 10,244 \cdot C_{уд_{взл}}^2 - 0,3662 \cdot C_{уд_{взл}} + 0,0646$	88,05
$T_{\Gamma}^* = 644,49 \cdot \ln(\pi_{к\Sigma}^*) - 1112,5$	65,92
$V_{дв} = 0,000000002 \cdot P_{взл}^2 + 0,00002 \cdot P_{взл} + 1,1598$	88,9
4 поколение	
$M_{дв_{сух}} = -0,000000005 \cdot P_{взл}^2 + 0,0193 \cdot P_{взл}$	99,8
$G_{B_{взл}} = -0,000000002 \cdot P_{взл}^2 + 0,0035 \cdot P_{взл}$	99,04
$\pi_{к\Sigma}^* = -2047,3 \cdot C_{уд_{взл}}^2 - 335,42 \cdot C_{уд_{взл}} + 39,947$	71,1
$P_{крейс} = -0,00000007 \cdot P_{взл}^2 + 0,2293 \cdot P_{взл}$	98,23
$C_{уд_{крейс}} = -13,666 \cdot C_{уд_{взл}}^2 + 2,2615 \cdot C_{уд_{взл}}$	94,28
$T_{\Gamma}^* = -0,0908 \cdot \pi_{к\Sigma}^* + 32,911 \cdot \pi_{к\Sigma}^* + 5,8534$	97,86
$V_{дв} = 0,0000000003 \cdot P_{взл}^2 + 0,00001 \cdot P_{взл}$	94,26

4+ поколение	
$M_{ДВ_{сух}} = -0,000000004 \cdot P_{ВЗЛ}^2 + 0,0201 \cdot P_{ВЗЛ}$	99,81
$G_{B_{ВЗЛ}} = -0,0000000009 \cdot P_{ВЗЛ}^2 + 0,0034 \cdot P_{ВЗЛ}$	98,81
$\pi_{K\Sigma}^* = -0,0000000000003 \cdot P_{ВЗЛ}^2 + 0,00008 \cdot P_{ВЗЛ} + 15,266$	96,05
$P_{Крейс} = -0,00000006 \cdot P_{ВЗЛ}^2 + 0,2201 \cdot P_{ВЗЛ}$	99,75
$C_{Уд_{Крейс}} = -14,942 \cdot C_{Уд_{ВЗЛ}}^2 + 2,2581 \cdot C_{Уд_{ВЗЛ}}$	98,45
$T_{\Gamma}^* = -0,1089 \cdot \pi_{K\Sigma}^{*2} + 25,979 \cdot \pi_{K\Sigma}^* + 981,77$	90,21
$V_{ДВ} = 0,0000000004 \cdot P_{ВЗЛ}^2 + 0,00006 \cdot P_{ВЗЛ}$	99,4

Используя метод сравнения по степени рациональности, получены вклады параметров (рис. 6) и показатели степени технического совершенства (рис. 7) для рассматриваемых двигателей.

Для сравнения СУ с турбовальным двигателем выбрано 6 двигателей различного поколения. На основе статистических данных по двигателям 3-его, 4-ого и 4+ поколения (всего около 40 объектов) построены обобщенные уравнения зависимостей параметров и характеристик СУ (табл. 3) Используя метод сравнения по степени рациональности, получены вклады параметров (рис. 8) и показатели степени технического совершенства (рис. 9) для рассматриваемых двигателей.

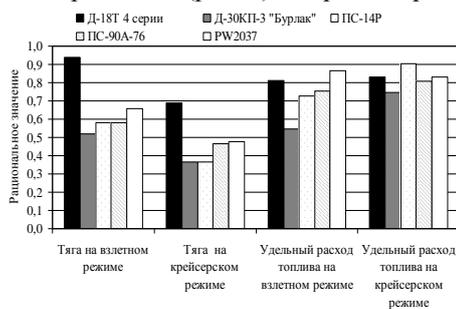


Рисунок 6 – Вклад параметров в показатель технического совершенства

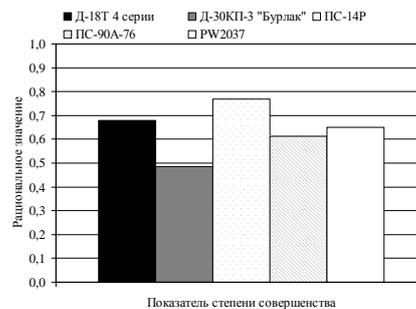


Рисунок 7 – Показатели степени технического совершенства

Таблица 3 – Обобщенные зависимости параметров и характеристик СУ с ТВаД

Уравнения зависимостей для 3, 4 и 4+ поколений	Достоверность аппроксимации, %
$M_{ДВ_{сух}} = -0,000003 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}^2 + 0,1389 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}$	96,6
$G_{B_{ВЗЛ}} = -0,00000004 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}^2 + 0,004 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}$	98,72
$\pi_{K\Sigma}^* = 0,0854 \cdot (N_{e_{ВЗЛ}} / M_{ДВ_{сух}})^2 + 0,968 \cdot (N_{e_{ВЗЛ}} / M_{ДВ_{сух}})$	80,57
$N_{e_{Крейс}} = -0,000007 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}^2 + 0,649 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}$	99,59
$C_{e_{Крейс}} = -0,899 \cdot C_{e_{ВЗЛ}}^2 + 1,3498 \cdot C_{e_{ВЗЛ}}$	96,51
$T_{\Gamma}^* = 0,2148 \cdot (N_{e_{ВЗЛ}} / M_{ДВ_{сух}})^2 + 25,761 \cdot (N_{e_{ВЗЛ}} / M_{ДВ_{сух}}) + 1001,2$	89,75
$T_{MP} = 0,00001 \cdot T_{назн}^2 + 0,1171 \cdot T_{назн}$	97,64
$NO_x = 0,000000000000000002 \cdot T_{\Gamma}^{*2} + 0,015 \cdot T_{\Gamma}^* + 20$	99,8
$V_{ДВ} = -0,000000004 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}^2 + 0,0004 \cdot N_{e_{ВЗЛ}}$	97,87

Из анализа результатов исследований видно, что худшим образцом является двигатель ГТД–350, а наилучшим – ВК–2500. Такая разница в техническом уровне (почти в два раза) определена поколениями создания двигателей. Однако вертолет Ми–2 до сих пор эксплуатируется, а технические характеристики планера имеют уровень, соответствующий вертолетам данного класса. Одним из способов достижения современных требований ЛТХ ЛА является его модернизация. В качестве модернизации предложена замена двигателей ГТД–350 на более современные ГТД – АИ–450. В связи с этим, актуальной становится задача оценки эффективности систем СУ и характеристик модернизированного ЛА. Одним из ключевых вопросов при обеспечении требований к СУ по безопасности полетов вертолета является пожарная безопасность.

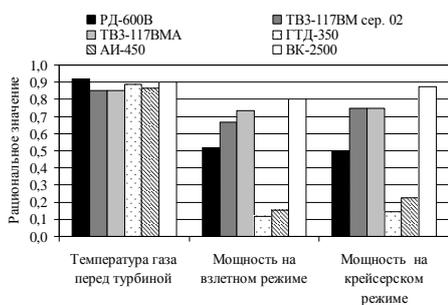


Рисунок 8 – Вклад параметров в показатель технического совершенства

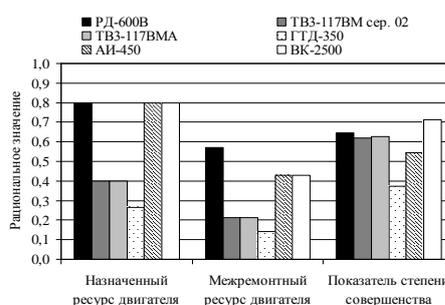


Рисунок 9 – Вклад параметров в показатель технического совершенства

Проведено исследование вопроса размещения и возможность применения противопожарного оборудования вертолета Ми–2. С размещением нового двигателя изменятся эксплуатационные характеристики, как СУ, так и вертолета в целом. Поэтому, учитывая параметрические характеристики и конструктивные особенности двигателей АИ–450 и ГТД–350, проведен анализ теплового состояния поверхностей двигателя на разных режимах работы. Показано, что установка нового двигателя не приведет к ухудшению безопасности полетов вертолета [30, 31]. Кроме того, разработанный подход к оценке пожаробезопасности может быть рекомендован при модернизации с заменой двигателя на других транспортных объектах.

Однако для обеспечения превосходства в области разработки и модернизации СУ для ЛА транспортной авиации будет способствовать ряд технологических революций, которые основаны на результатах предшествующих и продолжающихся работ в различных областях науки и техники. Анализ перспектив развития технического облика СУ интегрируемой с планером при синтезе военно-транспортного самолета показывает, что в области конструктивно-компоновочной схемы “революционность” двигателя будет проявляться в разработке СУ с распределенной системой создания и управления вектором тяги [32]. Такие СУ будут состоять из большого количества мини- или микродвигателей, расположенных вдоль крыла или внутри фюзеляжа и работающих на воздухе из пограничного слоя. Они будут иметь высокую степень интеграции и являться неотъемлемой частью планера ЛА. В силу малых размеров и широкого применения композиционных материалов мини- и микродвигатели будут обладать низкой массой и стоимостью. Воздухозаборник и сопло таких СУ будут иметь высокое относительное удлинение, в них будет осуществляться управление течением, а в их конструкции будут широко применяться композиционные материалы.

Выводы. Таким образом, в результате проведенных комплексных теоретических и экспериментальных исследований, разработан научно-методический аппарат комплексного метода параметрической интеграции силовой установки и элементов планера ЛА, который основывается на всестороннем учете взаимного влияния характеристик рабочих процессов СУ и элементов планера ЛА. Анализ выполненных научно-технических исследований показывает, что разработанный комплексный подход и методический аппарат для формирования технического облика СУ интегрируемой с планером при синтезе ЛА военно-транспортного назначения позволяет прогнозировать интегративные свойства ЛА на ранних стадиях проектирования. Разработанный подход может быть применен к другим техническим системам типа “подвижная платформа–силовая установка”. Поэтому метод оценки уровня технического совершенства объектов по степени рациональности имеет самостоятельное значение и может быть применен для решения подобных задач.

Литература

1. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации / И.Ф. Флоров // Труды ЦИАМ № 1099. – 1985. – 260 с.

2. Анипко О.Б. Интеграция характеристик силовой установки и планера летательного аппарата: проблемы и пути их решения / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – Харків: НАКУ ім. М.С. Жуковського “ХАІ”. – 2006. – №2(28). – С. 59–65.
3. Логинов В.В. Анализ применения силовых установок на самолетах транспортной авиации / В.В. Логинов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – Харків: НАКУ ім. М.С. Жуковського “ХАІ”. – 2006. – №1(44). – С. 74–78.
4. Петров А.В. Интеграция силовой установки и планера транспортных самолетов короткого взлета и посадки: Сборник тезисов 2-ой международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”. Т.1 / А.В. Петров. – М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 260–261.
5. Луковников А.В. Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов / А.В. Луковников // *Полет*, 2007. – №7. – С. 28–38.
6. Югов О.К. Основы интеграции самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
7. Анипко О.Б. Интеграция силовой установки и планера как комплексная проблема синтеза летательного аппарата / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – 2007. – №1. – С. 46–53.
8. Анипко О.Б. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники: монография / О.Б. Анипко, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Харьков: НТУ “ХПИ”. – 2008. – 196 с.
9. Захаров В.Д. Концептуальный анализ в военном кораблестроении / В.Д. Захаров. – Санкт-Петербург. – 2004. – 286 с.
10. Подиновский В.В. Паретооптимальные решения многокритериальных задач / В.В. Подиновский, В.Д. Ногин. – М.: Наука, 1982. – 232 с.
11. Макаров И.М. Теория выбора и принятия решения / И.М. Макаров, Т.М. Виноградская. – М.: Наука, 1982. – 316 с.
12. Матвиевский С.Ф. Основы системного проектирования комплексов летательных аппаратов / С.Ф. Матвиевский. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.
13. Анипко О.Б. Коэффициент интеграции для анализа степени технического совершенства конструктивно-компоновочных решений летательного аппарата / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Харків: НТУ “ХПИ”, 2007. – №3. – С. 79–91.
14. Анипко О.Б. Рациональные теплообменные поверхности / О.Б. Анипко. – Харьков: ХВУ, 1998. – 186 с.
15. ТОВАЖНЯНСКИЙ Л.Л. Метод сравнения транспортных теплообменных аппаратов по степени рациональности / Л.Л. ТОВАЖНЯНСКИЙ, О.Б. АНИПКО // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – 1999. – №1. – С. 64–69.
16. Анипко О.Б. Оценка технического совершенства и рыночной привлекательности объекта авиационной техники по степени рациональности / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Харків: НТУ “ХПИ”. – 2006. №2. – С. 140–147.
17. Алпатов В.Е. Оценка степени технико-экономического совершенства силовой установки и ее конкурентоспособности / В.Е. Алпатов, О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Харків: НТУ “ХПИ”. – 2007. – №3. – С. 66–70.
18. Попов И.А. Системная многокритериальная методология построения компромиссного варианта большой технической системы / И.А. Попов, А.К. Мицитис. – К.: КИ ВВС, 1996. – 71 с.
19. Литвак Б.Г. Экспертная информация: методы получения и анализа / Б.Г. Литвак. – М.: Радио и связь, 1982. – 184 с.
20. Анипко О.Б. К вопросу о рациональном диапазоне параметров авиационной силовой установки / О.Б. Анипко, В.В. Логинов, В.В. Зубарев // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – Харків: НАКУ ім. М.С. Жуковського “ХАІ”. – 2007. – №1(48). – С. 34–41.
21. Теория турбулентных струй / Под ред. Г.Н. Абрамовича. – М.: Наука. – 1984. – 715 с.
22. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. литературы, 1987. – 840 с.
23. Логинов В.В. Моделирование течения в форсажной камере сгорания авиационного двигателя / В.В. Логинов, В.И. Рублёв // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Харків: НТУ “ХПИ”. – №4. – 2004. – С. 60–66.
24. Логинов В.В. Численное моделирование течения газа в выходных патрубках газотурбинных установок / В.В. Логинов, В.И. Рублёв // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – Харків: НАКУ ім. М.С. Жуковського “ХАІ”. – 2005. – № 40(1). – С. 33–39.
25. Логинов В.В. Численное моделирование течения в межкаскадном канале турбореактивного двухконтурного двигателя / В.В. Логинов, В.И. Рублёв // *Вопросы проектирования и производства кон-*

струкций летательных аппаратов.– Харків: НАКУ ім. М.Є. Жуковського “ХАІ”.– 2005.– № 41(2).– С. 23–29.

26. Логинов В.В. Оценка точности численного метода при исследовании обтекания крыла воздушным потоком / В.В. Логинов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Харків: НАКУ ім. М.Є. Жуковського “ХАІ”. – 2008. – №1(52). – С. 83–87.

27. Анипко О.Б. Анализ характеристик крыла, обдуваемого струей от винта двигателя / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // Збірник наукових праць ХУПС. – Харків: ХУПС. –2008. – №1(16). – С. 12–14.

28. Уилкоккс Д.К. Уточнение уравнения для масштаба турбулентности в перспективных моделях турбулентности / Д.К. Уилкоккс // Аэрокосмическая техника, 1989. – Т.11. – С. 30–46.

29. Анипко О.Б. Анализ рабочего процесса в области среза выходного устройства двигателя, расположенного под крылом самолета / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // Інтегровані технології та енергозбереження. – Харків: НТУ “ХПІ”. – 2008. – №2. – С. 37–50.

30. Логинов В.В. Оценка возможности обледенения элементов входного устройства газотурбинного двигателя / В.В. Логинов, О.В. Кислов // Інтегровані технології та енергозбереження. – Харків: НТУ “ХПІ”. – №4. – 2005. – С. 61–65.

31. Анипко О.Б. Сравнительная оценка эффективности противопожарной системы двигательного отсека силовой установки вертолета Ми-2 с новым двигателем АИ-450 / О.Б. Анипко, В.В. Логинов, В.Е. Алпатов // Інтегровані технології та енергозбереження. – Харків: НТУ “ХПІ”. – 2006. – №1. – С. 50–60.

32. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей. /Под общей редакцией В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.

УДК 621.45.02.024:05.054

Логінов В.В.

КОМПЛЕКСНИЙ ПІДХІД ПО ФОРМУВАННЮ ТЕХНІЧНОГО ОБРИСУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ, ІНТЕГРОВАНОЇ В ПЛАНЕР, ПРИ СИНТЕЗІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба

Розроблений комплексний підхід і методичний апарат для формування технічного обрисів силової установки інтегрованої з планером при синтезі літального апарату військово-транспортного призначення. Розроблений метод оцінки рівня технічної досконалості об'єктів авіаційної техніки за ступенем раціональності. Приведені результати рішення практичних задач при обґрунтуванні рівня технічної досконалості об'єктів авіаційної техніки за ступенем раціональності. Показані результати комплексних теоретичних і експериментальних досліджень за допомогою розробленого науково-методичного апарату комплексного методу параметричної інтеграції основних підсистем літака. Розроблений комплексний підхід дозволяє спрогнозувати інтеграційні властивості ЛА на ранніх стадіях проектування і може бути застосований до інших технічних систем типу “рухома платформа–силова установка”.

Loginov V.V.

COMPREHENSIVE APPROACH TO FORMING THE TECHNICAL APPEARANCE OF THE POWER DEVICE INTEGRATED INTO THE FRAME IN THE COURSE OF AIRCRAFT SYNTHESIS

Ivan Kozhedub Air Force University, Kharkiv

A comprehensive approach and methods for forming the technical appearance of the power device integrated into the frame in the course of military and transportation aircraft synthesis have been developed. A method to assess the technical excellence level for aircrafts by the degree of their efficiency has been developed. The article also describes solutions for real tasks emerging when the excellence level for aircrafts is substantiated by the degree of their efficiency. It also discloses the results of comprehensive analytical and experimental studies based on the developed research and methodic approach to the comprehensive method of parametric integration for major aircraft subsystems. The developed comprehensive approach makes it possible to forecast integrative properties of an aircraft at the early design stages and can be applied to other technical systems such as “mobile platform – power device.”