

УДК 621.45.02.024:05.054

Анипко О.Б., Логинов В.В.

**КОЭФФИЦИЕНТ ИНТЕГРАЦИИ ДЛЯ АНАЛИЗА СТЕПЕНИ ТЕХНИЧЕСКОГО
СОВЕРШЕНСТВА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОЗИЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА***Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба*

Современный летательный аппарат (ЛА) представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей. Подсистемы самолета взаимосвязаны и взаимообусловлены с точки зрения рабочих процессов, происходящих в полете. В последнее время широкое применение находят схемы ЛА, основанные на интеграции крыла, фюзеляжа, силовой установки (СУ), систем управления и устойчивости с целью достижения максимальной эффективности [1–6].

Рассматривая ЛА как сложную техническую систему можно выделить следующие этапы интеграции планера и СУ: параметрическая, критериальная, конструктивная, технологическая [7,8]. Из рассмотренных этапов интеграции ЛА и СУ большой интерес представляет критериальная интеграция, поскольку она наиболее информативно позволяет оценить летно-технические и экономические характеристики ЛА на предварительных этапах создания объекта авиационной техники.

В настоящее время для оценки эффективности применения СУ на ЛА используются многие параметры, характеристики и критерии [1,4,6]. Проблема интеграции характеристик элементов ЛА заключается в получении максимальной (или минимальной) некоторой целевой функции, критерия или показателя эффективности, позволяющего судить о степени технико-экономического совершенства ЛА. Выбор такого критерия является сложной задачей, так как не всегда удается все многообразие параметров и характеристик СУ и ЛА свести к одному или хотя бы нескольким показателям.

При определении летно-технических и экономических характеристик ЛА используются параметры элементов планера и силовой установки, которые изменяются в зависимости от режимов полета самолета и работы двигателя [3,5]. В качестве искомых величин выделяются параметры с помощью которых можно выразить аэродинамические и летно-технические характеристики ЛА.

Так, для силовой установки важной величиной является эффективная тяга $P_{с.у.эф.}$, под которой понимается разность между суммарной тягой собственно двигателей $\sum P_{дв}$ и аэродинамическим сопротивлением силовой установки $X_{с.у.}$:

$$P_{с.у.эф.} = \sum P_{дв} - X_{с.у.} .$$

Понятие эффективной тяги позволяет разделить аэродинамическое сопротивление самолета на сопротивление планера и силовой установки [6]:

$$X_{сам} = X_{пл} + X_{с.у.} .$$

Для оценки степени аэродинамического совершенства и согласованности режимов работы элементов силовой установки (воздухозаборник, двигатель и сопло) ис-

пользуют понятия эффективной тяги силовой установки и эффективного удельного расхода топлива:

$$P_{\text{эф}}^F = P_{\text{вн}}^F (1 - \Delta \bar{P}_{\text{эф}});$$

$$C_{\text{уд.эф}}^F = \frac{C_{\text{уд.вн}}^F P_{\text{вн}}^F}{P_{\text{эф}}^F} = \frac{C_{\text{уд.вн}}^F}{1 - \Delta \bar{P}_{\text{эф}}},$$

где $P_{\text{эф}}^F$ – эффективная лобовая тяга; $P_{\text{вн}}^F$ – внутренняя лобовая тяга; $\Delta \bar{P}_{\text{эф}} = \frac{X_{\text{с.у}}}{F_{\text{с.у}}} P$ – коэффициент, характеризующий долю тяги двигателя, которая затрачивается на преодоление лобового сопротивления силовой установки; $F_{\text{с.у}}$ – суммарная площадь входного сечения двигателей; $C_{\text{уд.эф}}$ и $C_{\text{уд.вн}}$ – эффективный и внутренний расходы топлива.

В качестве критерия оценки эффективности двигателя на начальном этапе проектирования самолета [5] используют понятия теоретической дальности и условной дальности крейсерского полета

$$L_{\text{теор}} = \frac{V_{\text{крейс}} K_{\text{пл}}}{C_{\text{уд}}} \ln \frac{1}{\bar{m}_{\text{пл}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{п.нагр.}}};$$

$$L_{\text{усл}} = \frac{V_{\text{крейс}} K_{\text{пл}}}{C_{\text{уд.эф}}},$$

где $K_{\text{пл}} = \frac{K_{\text{сам}}}{1 - \Delta \bar{P}_{\text{эф}}}$ – аэродинамическое качество планера; $V_{\text{крейс}}$ – крейсерская скорость полета; $\bar{m}_{\text{пл}}$ – относительная масса планера ЛА; $\bar{m}_{\text{с.у}}$ – относительная масса силовой установки; $\bar{m}_{\text{п.нагр.}}$ – относительная масса полезной нагрузки.

Мерой топливной экономичности самолета в целом может служить величина километрового расхода топлива q , представляющая собой затраты топлива при перемещении самолета на один километр пути

$$q = \frac{P \cdot C_{\text{уд}}}{V},$$

где $P \cdot C_{\text{уд}}$ – часовой расход топлива; V – скорость полета ЛА.

В тех случаях, когда дальность полета и масса полезной нагрузки заданы и превышение их не целесообразно или невозможно, критерием оптимальности может быть взлетная масса самолета $m_{\text{взл}}$ [5]. Более совершенными критериями оптимальности являются функции, составленные из различных летных данных самолета, например, дальность полета $L_{\text{пол}}$ многорежимного самолета по комбинированному профилю. Для оценки транспортных самолетов широко применяется величина относительной часовой производительности самолета [6]:

$$\bar{\Pi} = \frac{L_{\text{практ}} m_{\text{ком}}}{t_{\text{рейс}} m_{\text{взл}}} = V_{\text{рейс}} \bar{m}_{\text{ком}},$$

где $\bar{m}_{\text{ком}}$ – относительная масса коммерческой нагрузки; $L_{\text{практ}}$ – практическая дальность полета; $t_{\text{рейс}}$ – время рейсового полета.

Более общим критерием является коэффициент эффективности самолета:

$$k_{\text{эф}} = V_{\text{рейс}} \bar{m}_{\text{ком}} L_{\text{практ}},$$

где $V_{\text{рейс}}$ – рейсовая скорость полета.

Обоснованное суждение о совершенстве рассматриваемого ЛА можно сделать с помощью критериев [6], основанных на использовании экономических показателей. Одним из наиболее распространенных показателей для оценки гражданских самолетов являются приведенные затраты $a_{\text{пр}}$:

$$a_{\text{пр}} = a + a_{\text{к.в}},$$

где $a = \frac{A}{k_{\text{загр}} m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}$ – себестоимость перевозки коммерческой нагрузки; $a_{\text{к.в}}$ – капитальные вложения; A – стоимость эксплуатации самолета в течение одного летного часа; $k_{\text{загр}}$ – коэффициент, учитывающий среднюю неполноту загрузки самолета в течение года эксплуатации.

Эффективность маневренных самолетов оценивается с помощью более сложных критериев. В том случае, когда использование этих критериев не оправдано из-за необходимости учета большого числа взаимосвязей, показателями оптимальности решения могут быть критерии, разработанные на основе летных характеристик самолета.

Основным показателем, характеризующим аэродинамическое совершенство планера ЛА есть аэродинамическое качество [9]:

$$K = \frac{C_y}{C_x},$$

где C_y – коэффициент подъемной силы; C_x – коэффициент лобового сопротивления самолета.

Однако приведенные показатели и критерии не полно учитывают степень технического совершенства конструктивно-компоновочных решений ЛА на основе тяговых, аэродинамических и геометрических характеристик.

В связи с этим, на основе результатов сравнения различных конструктивно-компоновочных решений ЛА и их двигателей разработан критерий интеграции, сущность которого заключается в определении интегративного свойства ЛА с учетом тяговых, аэродинамических и геометрических характеристик:

$$k_{\text{инт}} = \frac{\left(\frac{P_{\text{дв}}}{m_{\text{ла}}}\right) \cdot F_{\text{мид}}}{S_{\text{нп}} \cdot C_x} = \frac{\left(\frac{P_{\text{дв}}}{m_{\text{ла}}}\right)}{S_{\text{нп}}} \left/ \left(\frac{C_x}{F_{\text{мид}}}\right)\right.,$$

где $P_{\text{дв}}$ – тяга двигателя; $m_{\text{ла}}$ – масса ЛА; $F_{\text{мид}}$ – площадь миделевого сечения ЛА; $S_{\text{нп}}$ – площадь несущей поверхности планера ЛА; C_x – коэффициент лобового сопротивления.

Разработанный критерий показывает удельную тягу двигателя (или СУ)

приходящуюся на удельное сопротивление ЛА отнесенное к 1 м^2 несущей поверхности ЛА (рис. 1).

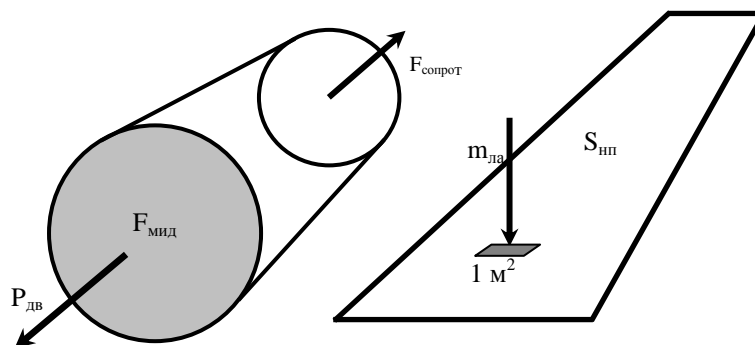


Рисунок 1 – Сущность коэффициента интеграции

Кроме того, для решения комплексной проблемы анализа и синтеза ЛА, как сложной технической системы, авторами разработан иерархический структурированный набор параметров, характеристик и комплексных показателей силовой установки и планера ЛА [8]. С помощью такого подхода производится оценка степени влияния различных параметров и характеристик на комплексные показатели и критерии ЛА как сложной технической системы.

Разработанный критерий применен для сравнительной оценки транспортных и пассажирских ЛА [10]. Самолеты выбраны с разным числом двигателей и распределены по 4 группам: самолеты с 4 ТРД; самолеты с 2 ТРДД; самолеты с 2 ТРДД и 1 ТРД; самолеты с 4 ТРДД.

По приведенным параметрам (табл. 1) [10] рассчитаны основные характеристики и критерий интеграции. Зависимости коэффициента интеграции от характеристик двигателя и планера ЛА показаны на рис. 2–5. Зависимости аэродинамического качества ЛА от характеристик двигателя и планера показаны на рис. 6–9.

Предложенный коэффициент интеграции чувствителен к конструктивно-компоновочным решениям, а именно к числу двигателей на ЛА. Из анализа приведенных зависимостей (рис. 2–5) можно сделать вывод о том, что для всех исследуемых ЛА можно выделить характерные диапазоны значений критерия интеграции. Так, для ЛА с 4 ТРД $0,39 \leq k_{\text{инт}} \leq 0,65$; с 2 ТРДД $3,36 \leq k_{\text{инт}} \leq 6,69$; с 2 ТРДД и 1 ТРД $2,12 \leq k_{\text{инт}} \leq 3,0$; с 4 ТРДД $1,11 \leq k_{\text{инт}} \leq 2,02$.

Из приведенных зависимостей аэродинамического качества от геометрических параметров ЛА (рис. 6–9) видно, что для всех конструктивно-компоновочных решений ЛА с разным числом двигателей отмечается наличие минимального значения площади миделя ЛА при характерном значении аэродинамического качества. Интерес представляет тот факт, что с установкой на ЛА двухконтурных двигателей аэродинамическое качество ЛА находится почти в одном диапазоне. Так, для самолетов с 4 ТРД $4 \leq K_{\text{ЛА}} \leq 11$; для самолетов с 2 ТРДД $12 \leq K_{\text{ЛА}} \leq 17$; для самолетов с 2 ТРДД и 1 ТРД $13 \leq K_{\text{ЛА}} \leq 17$; для самолетов с 4 ТРДД $14 \leq K_{\text{ЛА}} \leq 22$.

Для всех конструктивно-компоновочных решений ЛА (рис. 6–9) отмечается очевидная закономерность – чем больше количество двигателей и их диаметр входного сечения, тем больше площадь миделевого сечения ЛА. Так, для самолетов с 4 ТРД $7,5 \leq S_{\text{мид}} \leq 12,8$; для самолетов с 2 ТРДД $8 \leq S_{\text{мид}} \leq 25$; для самолетов с 2 ТРДД и 1 ТРД $10,8 \leq S_{\text{мид}} \leq 30$; для самолетов с 4 ТРДД $12 \leq S_{\text{мид}} \leq 40$. Но с увеличением площади миделевого сечения возрастает значение аэродинамического качества ЛА.

В целом, критерий интеграции носит общий характер и учитывает основные характеристики силовой установки и ЛА. Этот критерий можно использовать как для прямого определения характеристик ЛА, так и наоборот, задавшись этим критерием, можно определять параметры ЛА как единой технической системы.

Таким образом, из приведенных результатов можно сделать вывод о том, что разработанный критерий интеграции, чувствительный к количеству силовых установок на ЛА. Он позволяет оценивать степень технического совершенства ЛА на этапах предварительных проработок. Данный критерий, в общем, достаточно объективно характеризует степень технического совершенства конструктивно-компоновочного решения ЛА как единой технической системы.

Литература

1. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / Под общей редакцией В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.
2. Иностранные авиационные двигатели / Под ред. Л.И. Соркина. – М.: ЦИАМ, 13 издание. – 2000. – 203 с.
3. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1990. – 878 с.
4. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1980. – 200 с.
5. Югов О.К., Селиванов О.Д., Дружинин Л.Н. Оптимальное управление силовой установкой самолета. – М.: Машиностроение, 1978. – 204 с.
6. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
7. Анипко О.Б., Логинов В.В. Интеграция силовой установки и планера как комплексная проблема синтеза летательного аппарата // Интегрированные технологии и энергосбережение, №1. – 2007. – С. 47–52.
8. Анипко О.Б., Логинов В.В., Зубарев В.В. К вопросу о рациональном диапазоне параметров авиационной силовой установки // Збірник наукових праць НАКУ ім. М.Є. Жуковського "ХАІ" "Вопросы проектирования и производства конструкций ЛА", выпуск №1(52), 2007. – С. 68–72.
9. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 656 с.
10. Статистические данные зарубежных пассажирских самолетов (по данным иностранной печати). ЦАГИ. Обзор №601. – 1981. – 240 с.

УДК 621.45.02.024:05.054

Аніпко О.Б., Логінов В.В.

КОЕФІЦІЄНТ ІНТЕГРАЦІЇ ДЛЯ АНАЛІЗУ СТУПЕНІ ТЕХНІЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНУВАЛЬНИХ РІШЕНЬ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба

Розроблено критерій інтеграції, який визначає ступень технічної досконалості ЛА з урахуванням тягових, аеродинамічних та геометричних характеристик. Даний критерій дозволяє оцінювати технічну досконалість ЛА на етапах попередніх проработок і характеризує досконалість конструктивно-компоновального рішення ЛА як єдиної технічної системи.