

## **КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ СОВЕРШЕНСТВА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ**

### **Введение**

Специфической особенностью начального этапа проектирования технических систем, является частая необходимость принятия решений в условиях неопределенности. В этих условиях риск допущения ошибок разработчиком чрезвычайно велик, что может поставить под угрозу успех реализации всего проекта, а также чревато существенными временными и материальными потерями [1]. Снижение уровня такого риска может быть достигнуто применением разных подходов, среди которых важное место занимают методы теории принятия решений, формальные методы теории полезности и теории статистических решений [2, 3, 4]. Опираясь такими понятиями, как «полезность решения», «альтернативное решение», «решающее правило» все они направлены в той или иной мере на формализацию процесса выбора варианта решения, в первую очередь, задач средней сложности или узко специализируемых задач. Для решения более сложных задач используются методы имитационного моделирования [5], в основе которых лежит знание исследователем внутреннего взаимодействия в сложных технических системах или подсистемах в границах сложной технической системы, а также взаимодействия системы и ее составляющих с внешней средой.

### **Актуальность**

Проблема вскрытия этих связей является ключевой проблемой при формировании системы показателей характеризующих качество проектируемых систем и, как показано в работах [6, 7], не может быть решена без предварительного формирования и использования баз данных исследуемых классов объектов и баз знаний, содержащих модели возможных решений, относящихся к объектам данных классов. Ее решение позволяет вплотную приблизиться к решению проблемы осуществления интегральной оценки сложных технических систем посредством комплексирования отдельных показателей, что является чрезвычайно актуальным при создании формализованного аппарата принятия решения, в частности, в авиационной отрасли.

### **Цель работы**

Разработка регулярного подхода к решению задачи оценки технического совершенства при параметрическом синтезе транспортных самолетов на основе обобщенных показателей, их комплексирования для получения дополнительной информации при принятии инженерно-конструкторских решений на начальном этапе проектирования.

### **Основной материал статьи**

Интерес к подобному рода исследованиям особенно возрос в последние десятилетия, в связи с необходимостью создания авиационных систем, обладающих более сложной и развитой, по сравнению с ранними образцами, структурой, способных решать комплексные задачи, интегрироваться в системы более высокого уровня. Композиционный подход к созданию таких систем является малоэффективным ввиду проявления «интегративного эффекта» [7], суть которого состоит в невозможности применения здесь классических методов оптимизации ввиду многомерности задачи. Однако, представляется целесообразным применение подхода, изложенного в работах [8, 9], особенностью которого является формирование иерархической структуры показателей системы.

В основе такой структуры лежит перечень базовых показателей летательного аппарата как сложной технической системы, классифицированных по признакам, которые отражают ключевые свойства объекта исследования и систем, характеризующих его целевое назначение, а в вершине – показатели, которые интегрально оценивают уровень технического совершенства летательного аппарата в целом. Другие уровни структуры формируются путем выявления связей между отдельными показателями, начиная с показателей непосредственно базового уровня. При переходе от уровня к уровню предполагается, что показатели все более укрупняются, охватывая все новые и новые свойства системы. Таким образом удается подойти к задаче формирования концепции перспективного летательного аппарата, в частности транспортного назначения, в значительной мере устранив недостаток композиционного подхода.

Состоятельность представленного выше подхода подтверждается целым рядом работ отечественных и зарубежных исследователей, в том числе и касающихся авиационной отрасли. Так, работах [9, 10]

предложено использовать показатели, позволяющие осуществлять интегральную оценку транспортных летательных аппаратов (ЛА) как сложных технических систем, комплексно учитывая при этом, как внутренние свойства последних (показатель интеграции –  $\Pi_{инт}$ ), так и их целевое назначение (показатель эффективности транспортного ЛА –  $NP_{втс}$ ). Выражения для указанных показателей имеют вид:

– для показателя интеграции:

$$\Pi_{инт} = 0,1 \frac{P_{кр}^{сy}}{M_{втс} S_{пп}} \frac{S_M}{C_{x_2}}. \quad (1)$$

– для показателя эффективности:

$$NP_{втс} = \left(1 - \frac{M_{пп}}{M_{втс}}\right) \times \frac{D_{100}}{V_{кр}} N_{кр}^{сy}. \quad (2)$$

В выражениях (1) и (2) введены следующие обозначения:  $N_{кр}^{сy}, P_{кр}^{сy}$  – мощность и тяга силовой установки ЛА на крейсерском режиме полета соответственно, в дальнейшем  $N_{кр}$  и  $P_{кр}$ ;  $M_{втс}$  – полная масса транспортного ЛА;  $S_{пп}$  – площадь несущей поверхности ЛА (далее примем  $S_{пп} = S_{кр}$ , где  $S_{кр}$  – площадь крыла самолета);  $C_{x_2}$  – аэродинамическое сопротивление гондолы в системе планера ЛА на режиме максимальной дальности полета последнего;  $S_M$  – площадь миделя транспортного ЛА;  $M_{пп}$  – масса полезной (коммерческой) нагрузки;  $D_{100}$  – дальность полета транспортного ЛА, которая равняется 100 км;  $V_{кр}$  – крейсерская скорость полета самолета.

Показатель (1) разработан для оценки качества интеграции силовой установки и планера транспортного самолета и лишь частично учитывает изменения, вносимые силовой установкой в аэродинамику всего планера. Целесообразно выполнить замену  $C_{x_2}$  на  $C_{x_0}$  – минимальное значение коэффициента лобового сопротивления планера ЛА. В этом случае получим модифицированный показатель, который характеризует отношение таких характеристик ЛА, как удельная тяга и удельный коэффициент аэродинамического сопротивления планера ЛА, отнесенный к единице площади несущей поверхности последнего, то есть

$$\Pi_{инт}^{(м)} = 0,1 \times \left( \frac{P_{кр}^{сy} / M_{втс}}{C_{x_0} / S_M} \right) \times \frac{1}{S_{кр}}. \quad (3)$$

Логика формирования показателей (2) и (3) в аспекте всего выше сказанного приведена на схеме рис. 1. На схеме также отмечены иерархические уровни показателей. Остается открытым вопрос, касающийся непосредственно механизма формирования соответствующих уровней, который большей степенью базируется на знаниях и интуиции специалистов, непосредственно выполняющих исследования. Тем не менее и этот этап может быть формализован. Так, в табл. 1 приведена корреляционная матрица по значениям элементов которой можно судить о связи между базовыми (единичными) показателями, что, безусловно, является важным результатом для формирования показателей следующего уровня – относительных или удельных показателей. И хотя коэффициенты корреляции, являющиеся элементами искомой матрицы, определяются из условия линейной зависимости между парами показателей, тем не менее, превышение значения 0,8 является достаточным основанием для последующих исследований форм этой связи.

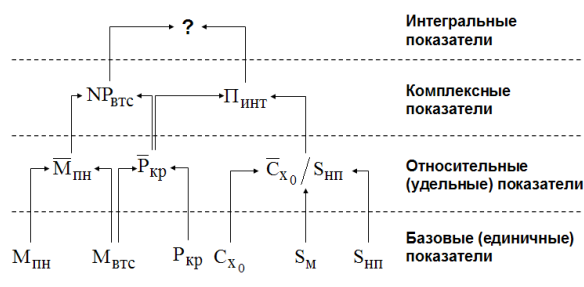


Рисунок 1 – Схема формирования показателей совершенства транспортного ЛА

Необходимо отметить также полезность разбиения показателей по группам. Так, можно выделить три группы: массовые характеристики; геометрические характеристики; тяговые и аэродинамические характеристики. Разбиение упрощает классификацию показателей последующего уровня. При этом если исследуется зависимость показателей одной группы, тогда имеет место процесс формирования относительных показателей, если показатели относятся к разным группам – то изучается процесс формирования удельных показателей. Это хорошо иллюстрирует анализ связей, для которых коэффициенты парной корреляции близки к 0,9 и превышающие это значение, что означает линейную зависимость между параметрами и дает основания утверждать, что второй уровень схемы рис. 1 должен содержать относительные показатели  $M_{пн} / M_{втс}$ ;  $S_{м} / S_{кр}$  и удельную тягу по массе  $P_{кр} / M_{втс}$  (значения коэффициентов корреляции для этих сочетаний выделены жирным шрифтом).

Таблица 1 – Корреляционная матрица показателей базового (единичного) уровня

	Мпн, кг	Мвтс, кг	Снп, м <sup>2</sup>	См, м <sup>2</sup>	Ркр, кгс	Сх <sub>0</sub>
Мпн, кг	1					
Мвтс, кг	<b>0,871</b>	1				
Снп, м <sup>2</sup>	0,858	<b>0,990</b>	1			
См, м <sup>2</sup>	0,773	<b>0,953</b>	<b>0,959</b>	1		
Ркр, кгс	0,652	0,853	0,865	0,839	1	
Сх <sub>0</sub>	-0,361	-0,374	-0,396	-0,293	-0,291	1

Разработанный подход к формализации процесса формирования уровней показателей, несмотря на полученные результаты, все же требует дополнительного исследования. Основанием к такому выводу служит наблюдающееся снижение его эффективности по уровням приведенной схемы, что объясняется возникновением других форм связи между показателями, существенно отличающихся от линейной. Поэтому в дальнейшем целесообразно применение альтернативных методов классификации, например, методов канонического анализа, причинного моделирования.

Формирование уровня относительных, а в дальнейшем и комплексных показателей, позволяет перейти к интегральной оценке транспортных самолетов, учитывающей степень его технологического и целевого совершенства. Для этого выполним комплексирование уже имеющихся показателей  $P_{инт}$  и  $NP_{втс}$ . В качестве исходных данных используется информация об отечественных и зарубежных транспортных самолетах, представленная в табл. 2. Данные получены из репрезентативных источников (официальные издания сборников ЦАГИ, технических описаний, инструкций, руководств, выпусков), например [11, 12], и поэтому имеют высокий уровень доверия, что позволяет прогнозировать удовлетворительный уровень достоверности последующих выводов.

Интегральный показатель ( $P_{\Sigma}$ ) представим в виде суммы искомых показателей.

Ввиду невозможности прямого суммирования данных показателей из-за различия в размерностях требуется приведение  $NP_{втс}$  и  $P_{инт}$  к единому масштабу, что может быть выполнено нормировкой последних. Выбор нормы осуществляется исходя из конкретных соображений, либо основываясь на специальных рекомендациях. В качестве нормы может быть выбран максимальный экономически и технологически достижимый уровень показателей. При этом выражение для интегрального показателя запишем в следующем виде:

## МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ПРОМИСЛОВОГО ОБЛАДНАННЯ

$$P_{\Sigma} = A \times NP_{\text{вмс}} + B \times \Pi_{\text{штт}}, \quad (4)$$

или с учетом выражений (2) и (3)

$$P_{\Sigma} = A \times D_{100} P_{\text{кр}}^{cy} - A \times D_{100} P_{\text{кр}}^{cy} \frac{M_{\text{лн}}}{M_{\text{вмс}}} + B \times \frac{0,1 P_{\text{кр}}^{cy} / M_{\text{вмс}}}{\bar{C}_{x_0} S_{\text{кр}}}. \quad (5)$$

Здесь введены следующие замены  $P_{\text{кр}} = N_{\text{двкр}} / V_{\text{кр}}$ ,  $\bar{C}_{x_0} = C_{x_0} / S_M$  – удельный коэффициент лобового сопротивления.

Таблица 2 – Фрагмент базы данных характеристик транспортных самолетов

Тип ВС	Кол-во АД	Ркр, кгс	Мвмс, кг	Мгр, кг	Скр, м <sup>2</sup>	Sго, м <sup>2</sup>	Sмид, м <sup>2</sup>	Cx <sub>0</sub>
Ил-62М	4	2750	165000	23000	279	40	12,2	0,021
Ил-76	4	2920	170000	48000	300	60,3	18,1	0,023
Ил-86	4	1730	215000	42000	330	96,5	29	0,021
Ил-96-300	4	3500	240000	40000	391,6	96,5	29	0,022
Ан124	4	4860	392000	120000	628	166,7	46,35	0,022
Боинг 707-320С	4	2060	151320	84550	268,7	58,06	12,78	0,02
Боинг 747-200F	4	4920	365150	113400	557	136,6	40	0,0194
DC-8-61	4	1930	147420	78470	267,8	51,4	12,1	0,021
Як-42	3	1350	54000	14500	150	29,5	11	0,022
Ту-154	3	2803	100000	18000	201	42	14,4	0,022
Як-40	3	450	16100	3200	70	13,03	4,5	0,024
Боинг-727-200	3	1950	76658	17885	166,1	34,93	12,55	0,0202
DC-10-10	3	4030	206400	44675	381	124,3	29,2	0,0185
DC-10-40	3	5027	259460	48330	390,1	124,3	29,2	0,0239
Локхид L-1011-1 Тристар	3	4200	195050	37870	353	119,1	27,6	0,0229
Хуокер Сидли Трайдент 2Е	3	1365	65320	13430	141,7	28,8	10,8	0,0169
Ту-204	2	3500	93500	21000	168,6	43,875	12,325	0,021
Ту-134	2	1631	47600	9000	127,3	30,68	6,6	0,02
Ан-74	2	1350	33000	10000	98,6	24,5	7,5	0,0313
Бе-200	2	1920	41000	5000	117,44	24,92	6,5	0,028
Ту-334-100	2	1500	47900	12000	83,226	22,02	12,325	0,033
Ан-148-100Е	2	1500	37780	9000	87,32	18,87	9,774	0,03
Боинг-737-100	2	1912	47174	13154	102,96	28,8	11,8	0,0217
DC-9-50	2	1890	54885	15270	93	25,6	10,7	0,0237

Представление интегрального показателя в виде выражения (5) позволяет решить задачу, связанную с развитием транспортных самолетов, как отдельного класса летательных аппаратов, путем определения степени взаимосвязи основных технических характеристик и показателей транспортных самолетов; выявить резервы их повышения и приоритетные направления развития транспортных самолетов.

Рассмотрим задачу увеличения грузоподъемности транспортного самолета, что является одним из приоритетных направлений развития транспортной авиации.

Увеличение грузоподъемности неизбежно приводит к увеличению взлетной массы  $M_{\text{вмс}}$ , как за счет непосредственно роста  $M_{\text{лн}}$ , так и за счет увеличения массы конструкции летательного аппарата, что выражается увеличением  $M_{\text{ла}}$ . Последнее непосредственно связано с увеличением объема грузовой кабины и необходимостью обеспечения заданного значения удельной нагрузки на крыло  $M_{\text{вмс}} / S_{\text{кр}}$ , достигнутое значение которого составляет порядка 650–700 кг/м<sup>2</sup> и объективно может трактоваться как

конструктивно-технологическое ограничение для современных транспортных самолетов, а также необходимостью, по крайней мере, не ухудшения коэффициента лобового сопротивления планера  $C_x$ , что обеспечивается применением соответствующих компоновочных решений.

Увеличение массы  $M_{вмс}$  требует увеличения скорости полета самолета, а следовательно тяги силовой установки, что может быть достигнуто, как за счет повышения тяговых характеристик непосредственно авиационных двигателей, так и за счет увеличения количества двигателей в составе силовой установки транспортного самолета.

Поскольку современный технологический предел по тяге для ТРДД составляет величину порядка 5000 кгс, то начиная с  $M_{вмс} \geq 180-200$  т. дальнейшее увеличение массы может быть компенсировано исключительно за счет увеличения  $n_{дв}$ . Фактор тяги является определяющим в изменении показателя  $NP_{вгс}$ . Его зависимость от  $M_{вмс}$  и  $n_{дв}$  приведена на рис.2. Особенностью зависимости является то, что для транспортных самолетов с числом двигателей  $n_{дв} = 2-3$  она может быть с высокой степенью приближения ( $R^2 = 0,97$ ) аппроксимирована линейной функцией вида:

$$NP_{вгс} = 82,795 + 0,0045 \times M_{вмс} \text{ [МДж]}. \quad (6)$$

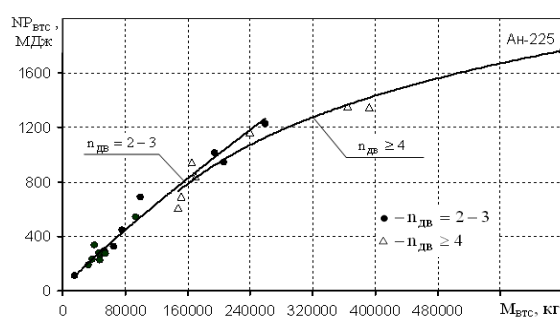


Рисунок 2 – Зависимость тяги силовой установки от взлетной массой транспортного самолета

В то же время для самолетов с  $n_{дв} \geq 4$  связь между указанными показателями с уровнем приближения  $R^2 = 0,95$  может быть описана логарифмической зависимостью вида:

$$NP_{вгс} = -7675,7 + 706,14 \ln M_{вмс} \text{ [МДж]}. \quad (7)$$

Наблюдается изменение темпа роста  $NP_{вгс}$  с увеличением  $M_{вмс}$ , что может быть связано с нелинейностью второго и третьего слагаемого выражения (5) по отношению к  $M_{вмс}$ . Основная причина нелинейности, по видимому, кроется в увеличении относительной массы  $\bar{M}_{ни}$  ввиду перехода, начиная с  $M_{вмс} \approx 160-200$  т., к массовому использованию широкофюзеляжных транспортных самолетов.

С ростом тяги силовой установки из-за увеличения  $n_{дв}$  следовало бы ожидать увеличения значение тяговооруженности самолета. Однако этого не происходит, так как интенсивность роста  $M_{вмс}$  по мере увеличения грузоподъемности транспортных самолетов несколько превосходит прирост тяги  $n_{дв} P_{кр}$ . В результате, наблюдается даже некоторое снижение тяговооруженности, ниже значение которого с ростом  $M_{вмс}$  приближается к минимально-допустимому уровню, который, согласно статистическим данным для крейсерского режима полета современных тяжелых транспортных самолетов с ТРДД лежит в пределах 0,045–0,04 (рис. 3).

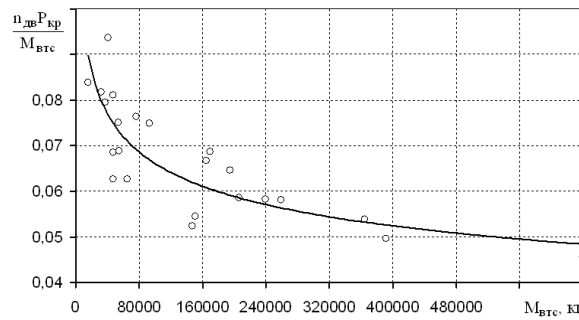


Рисунок 3 – Зависимость тяговооруженности транспортных самолетов на крейсерском режиме полета от взлетной массы

При этом снижается и значение удельного коэффициента лобового сопротивления  $C_{x_0} / S_M$  с увеличением грузоподъемности самолета существенно увеличивается  $S_M$ . Коэффициент  $C_{x_0}$ , начиная уже с значения  $M_{вгс} \approx 50t$ , практически не изменяется и находится в пределах 0,018–0,023. Что же касается площади крыла  $S_{кр}$ , то тут наблюдается линейная зависимость от  $M_{вгс}$  со степенью приближения равной  $R^2 = 0,99$  и положительным трендом. Все это определяет характер изменения показателя интеграции  $\Pi_{инт}$ , его снижение для легких, постоянное значение или незначительное снижения для средних транспортных самолетов с  $n_{дв} = 2-3$ , и константа – для самолетов тяжелой категории с четырьмя и более двигателями.

Наибольшее значение показателя интеграции  $\Pi_{инт}$  характерно для транспортных самолетов с  $n_{дв} = 2-3$ . Здесь диапазоны изменений показателя перекрываются и составляют  $\Pi_{инт}^{n=2} \in (0,017; 0,033)$ ,  $\Pi_{инт}^{n=3} \in (0,021; 0,029)$ . Для самолетов тяжелой категории с  $n_{дв} \geq 4$  он ниже и составляет  $(0,011; 0,020)$ , что свидетельствует соответственно о несколько более низких интеграционных характеристиках этих летательных аппаратов. Этот недостаток полностью компенсируется за счет роста  $NP_{вгс}$ , что иллюстрирует рис. 4, где представлены зависимости интегрального показателя  $\Pi_{\Sigma}$ , полученного из выражения (5), от  $M_{вгс}$ .

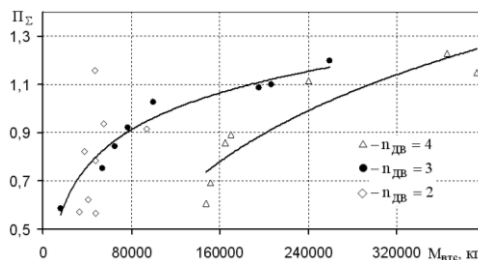


Рисунок 4 – Зависимость интегрального показателя  $\Pi_{\Sigma}$  от взлетной массы

На рисунке представлены результаты аппроксимации значений показателя  $\Pi_{\Sigma}$  для транспортных самолетов с  $n_{дв} = 3$  и 4. Зависимость  $\Pi_{\Sigma} = f(M_{вгс})$  для самолетов легкой категории с  $n_{дв} = 2$  практически во всем диапазоне их взлетных масс совпадает с этой же зависимостью для случая  $n_{дв} = 3$ , имеющей вид:

$$\Pi_{\Sigma} = 0,22 \ln(M_{вгс}) - 1,57, \quad (8)$$

и описывающей исходные данные с достаточно высокой степенью приближения равной  $R^2 = 0,95$ . Для  $n_{дв} = 4$  данная зависимость имеет вид:

$$\Pi_{\Sigma} = 0,52 \ln(M_{вгс}) - 5,46, \quad (9)$$

при  $R^2 = 0,83$ .

Совпадение зависимостей  $П_{\Sigma} = f(M_{втс})$  для  $n_{дв} = 2$  и 3 свидетельствует об общности и неизменности концепции развития для самолетов данных групп, для которых увеличение  $M_{пн}$  и соответственно  $M_{вмс}$  компенсировалось, главным образом, увеличением тяги силовой установки  $P_{кр}^{св} = n_{дв} P_{кр}$  (см. рис. 2). В тоже время, для тяжелых самолетов с  $n_{дв} \geq 4$ , концепция развития предусматривает принятие дополнительных решений по существенному усовершенствованию компоновки планера самолета, результатом которых стал переход от узкофюзеляжных транспортных самолетов к широкофюзеляжным. При этом значения  $П_{\Sigma}$  для самолетов тяжелой категории с  $n_{дв} \geq 4$  по отношению к самолетам с  $n_{дв} = 2-3$  ниже при одном и том же значении взлетной массы.

### **Выводы**

В результате разработанного подхода к решению проблемы формирования комплексных показателей, характеризующих совершенство современных транспортных самолетов и их комплексирования, в качестве выводов отметим следующее:

1. Анализируя проблемы, имеющие место на начальной стадии проектирования летательных аппаратов различного назначения, важнейшей из них, решаемой сегодня только частично и главным образом на интуитивном уровне, следует считать проблему формирования информативной системы показателей совершенства образцов авиационной техники.
2. Разработан подход, позволяющий формализовать процесс синтеза показателей на основе формальных методов математической статистики и принятия решений для исследования имеющихся связей между базовыми, удельными, комплексными и интегральными характеристиками и показателями авиационной техники, а также выявления существующих взаимосвязей между ними.
3. Формирование новых показателей совершенства летательных аппаратов с последующим их комплексированием в интегральные показатели открывает новые возможности для получения достаточно устойчивых прогнозных оценок перспектив и направлений развития современных объектов авиационной техники, выявление достигнутого уровня их развития по базовым показателям, что является особенно значимым при формировании облика современных летательных аппаратов на ранних – концептуальных этапах их создания.

### Литература

1. Долгов О.С. Методика оценки эффективности применения многофункциональных систем и агрегатов на ранних стадиях проектирования самолетов // О.С. Долгов, Т.В. Долгова, М.А. Лякишев / Вестник МАИ. – М.: МАИ, 2013. – Т.20.– №4 – С. 17–25.
2. Орлов А.И. Теория принятия решений. Учебное пособие / А.И.Орлов.– М.: Издательство «Экзамен», 2005. – 656 с.
3. Саати Т. Принятие решений. Методы анализа иерархий: пер. с англ. Р.Г. Вачнадзе.– М.: Радио и связь, 1993.– 278 с.
4. Питер С. Фишберн Теория полезности для принятия решений.– М.: Наука, 1978.– 352 с.
5. Томашевский В.М. Моделювання систем. Підручник для вищих навчальних закладів / В.М. Томашевский – К.: Видавнича група ВНУ, 2005. – С. 160–207.
6. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів //В.П. Зінченко / Наукові вісті НТУУ «КПІ». – К.: НТУУ «ХПІ», 2000. – С. 32–42.
7. Лазарев И.А. Композиционное проектирование сложных агрегативных систем / И.А. Лазарев – М.: Радио и связь, 1986.– 312 с.
8. Анипко О.Б. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники / О.Б. Анипко, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2008. – 196 с.
9. Анипко О.Б. Интеграция силовой установки и планера транспортного самолета / О.Б.Анипко, В.Г.Башинский, В.В. Логинов, В.Б. Семенов. – Издательский комплекс АО «Мотор Сич», Запорожье, 2013. – 329 с.
10. Анипко О.Б. Интегральный показатель для летательного аппарата транспортного назначения / О.Б.Анипко, Ю.И. Миргород, А.В. Приймак, А.Б. Котов // Системи озброєння і військова техніка: зб. наук. праць ХУПС. –Х.: ХУПС, 2012. – №3 (31). – С.107–110.

11. Самолет Ан-148-100. Стандартная спецификация.– К.: АНТК им. О.К. Антонова, 2004.– 489 с.
12. Киселев Ю.В. Конструкция и техническая эксплуатация двигателя Д-36: Учебное пособие /Ю.В. Киселев, С.Н. Тиц.– Самара, СГАКУ, 2006.– 90 с.

### Bibliography (transliterated)

1. Dolgov O.S. Metodika otsenki effektivnosti primeneniya mnogofunktsionalnykh sistem i agregatov na rannih stadiyakh proektirovaniya samoletov. O.S. Dolgov, T.V. Dolgova, M.A. Lyakishev. Vestnik MAI. – М.: MAI, 2013. – Т.20.– #4 – P. 17–25.
2. Orlov A.I. Teoriya prinyatiya resheniy. Uchebnoe posobie. A.I. Orlov.– М.: Izdatelstvo «Ekzamen», 2005. – 656 p.
3. Saati T. Prinyatie resheniy. Metodyi analiza ierarhiy: per. s angl. R.G. Vachnadze.– М.: Radio i svyaz, 1993.– 278 p.
4. Piter S. Fishbern Teoriya poleznosti dlya prinyatiya resheniy.– М.: Nauka, 1978.– 352 p.
5. Tomashevskiy V.M. Modelyuvannya sistem. Pidruchnik dlya vischih navchalnih zakladiv. V.M. Tomashevskiy – К.: Vidavnichna grupa BHV, 2005. – P. 160–207.
6. Zinchenko V.P. Informatsiyna tehnologiya proektnih doslidzhen skladnih tehnicnih ob'ektiv. V.P. Zinchenko. Naukovi visti NTUU «KPI». – К.: NTUU «HPI», 2000. – P. 32–42.
7. Lazarev I.A. Kompozitsionnoe proektirovanie slozhnykh agregativnykh sistem. I.A. Lazarev – М.: Radio i svyaz, 1986.– 312 p.
8. Anipko O.B. Kontseptualnoe proektirovanie ob'ektov bronetankovoy tehniki. O.B. Anipko, M.D. Borisyuk, Yu.M. Busyak. – Harkov: NTU «HPI», 2008. – 196 p.
9. Anipko O.B. Integratsiya silovoy ustanovki i planera transportnogo samoleta. O.B. Anipko, V.G. Bashinskiy, V.V. Loginov, V.B. Semenov. – Izdatelskiy kompleks AO «Motor Sich», Zaporozhe, 2013. – 329 p.
10. Anipko O.B. Integralnyi pokazatel dlya letatel'nogo apparata transportnogo naznacheniya. O.B. Anipko, Yu.I. Mirgorod, A.V. Priymak, A.B. Kotov. Sistemi ozbroennya i viyskova tehnika: zb. nauk. prats HUPS. –H.: HUPS, 2012. – #3 (31). – P. 107–110.
11. Samolet An-148-100. Standartnaya spetsifikatsiya.– К.: АНТК им. О.К. Антонова, 2004.– 489 с.
12. Kiselev Yu.V. Konstruktsiya i tehniceskaya ekspluatatsiya dvigatelya D-36: Uchebnoe posobie. Yu.V. Kiselev, S.N. Tits.– Samara, SGAКУ, 2006.– 90 p.

УДК 629.7.01

Аніпко О.Б., Приймак А.В.

### КОМПЛЕКСУВАННЯ ПОКАЗНИКІВ ДОСКОНАЛОСТІ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

Базуючись на результатах аналізу інформації про характеристики найбільш розповсюджених транспортних літаків вітчизняного та зарубіжного виробництва в статті викладені основні положення регулярного підходу щодо формування показників досконалості літаків транспортної категорії та результати їх комплексування.

Anipko O.B., Priymak A.V.

### MAKING OF COMPLEX INDEXES OF PERFECTION OF TRANSPORT AIRPLANES

Based on an analysis of information about the characteristics of the most common transport airplanes of domestic and foreign production in the article the basic provisions concerning of design perfection transport category airplanes, and the results of their association in complexes.