

УДК 629.7.01

Методика выбора предпочтительного варианта облика самолета на этапе завязки проекта

Еремин Н.А.

Аннотация. Излагаются методические подходы к процессу сравнительной оценки и выбора предпочтительного варианта облика самолета из числа альтернативных разрабатываемых вариантов на этапе завязки проекта.

В предлагаемой методике процесс выбора осуществляется путем сравнительной оценки альтернативных вариантов по показателю «эффективность/стоимость», для расчета которого предложены упрощенные аналитические модели.

Ключевые слова. сравнение; выбор; эффективность; стоимость; критерий; модернизационный потенциал; типовая операция.

Введение

Как известно, особую роль в проектировании самолета играет процесс синтеза технического облика – «завязки» проекта самолета, то есть формирование первоначального облика самолета, удовлетворяющего заданным ограничениям. Этот процесс осуществляется специалистами отдела проектов (отдела общих видов) совместно с главным конструктором самолета. Он включает в себя: выбор балансировочной схемы, аэродинамической компоновки и схемы взаимного размещения основных компонуемых агрегатов, определение основных проектных параметров и, как результат, разработку предварительной компоновочной схемы самолета.

Если проектные параметры разрабатываемого самолета изначально были выбраны нерационально, то процесс уточнения проекта может занять достаточно продолжительное время, что впоследствии может сказаться на сроках и качестве проекта в целом. Отсюда следует исключительная важность качественного решения задачи «завязки» проекта самолета.

На рассматриваемом этапе, при заданных силовой установке, самолетном и целевом оборудовании и целевой нагрузке, как правило, параллельно прорабатываются несколько альтернативных вариантов компоновочных схем, отличающихся балансирующими схемами, параметрами аэродинамической компоновки, а также схемами взаимного размещения основных компоновочных агрегатов. Параметры разрабатываемых альтернативных компоновочных схем выбираются, исходя из условий обеспечения требований технического задания и различных нормативных ограничений. Таким образом, все сформированные альтернативные варианты облика удовлетворяют требованиям тактико-технического задания (ТТЗ) и встает задача выбора одного или нескольких вариантов для дальнейшей более углубленной проработки.

1 Обоснование критерия выбора предпочтительного варианта

Сравнение и выбор предпочтительного варианта облика самолета среди альтернативных вариантов необходимо производить с позиций эффективности и стоимости. Ни затраты ресурсов, ни эффективность самолета сами по себе не дают достаточных оснований для выбора лучшего варианта. Только с помощью критерия, учитывающего и эффективность и затраты, можно выбрать предпочтительный путь. Но даже, применяя такой критерий как «эффективность/стоимость» необходимо всегда учитывать абсолютные значения величины эффективности или стоимости, иначе такому критерию будут удовлетворять самые разные варианты: от самолета с высокой эффективностью и громадной стоимостью до дешевого варианта с недостаточной эффективностью [1].

В рассматриваемой постановке сравниваемые альтернативные варианты отвечают всем требованиям технического задания и, следовательно, априори имеют минимально необходимый уровень эффективности \mathcal{E}_{min} .

Под минимально необходимым уровнем эффективности будем понимать эффективность гипотетического варианта облика $O_{ТТЗ}$, значения тактико-технических характеристик (ТТХ) которого строго равны значениям ТТХ, заданных требованиями ТТЗ:

$$\mathcal{E}_{min} = \mathcal{E}(O_{ТТЗ})$$

Это позволяет осуществлять выбор предпочтительного варианта по критерию – «минимум стоимости», принимая для всех сравниваемых вариантов одинаковый уровень эффективности - \mathcal{E}_{min} .

С другой стороны, сравниваемые варианты по той или иной характеристике могут превышать ТТЗ (например, иметь несколько большую дальность полета чем требуется, или более высокую маневренность и т.п.) и, следовательно, имеют больший уровень

эффективности по отношению к \mathcal{E}_{min} , который можно рассматривать как некоторый запас (потенциал) на возможную дальнейшую модернизацию самолета. В данном случае представляется интересным сравнение вариантов по критерию «максимум отношения эффективность/стоимость».

Таким образом, для сравнительной оценки и ранжирования альтернативных вариантов облика можно принять следующие критерии:

1. Для выявления варианта облика, выполняющего требования ТТЗ с наименьшими затратами принят критерий:

$$K_1 = \min C(O_i)$$

2. Для выявления варианта облика, обладающего наилучшим модернизационным потенциалом, при наименьших затратах принят критерий:

$$K_2 = \max \frac{\bar{\mathcal{E}}(O_i)}{\bar{C}(O_i)}, \text{ где}$$

$\bar{\mathcal{E}}(O_i) = \frac{\mathcal{E}(O_i)}{\mathcal{E}(O_{ТТЗ})}$ - Относительная эффективность рассматриваемого варианта по отношению к минимально необходимому уровню эффективности, где:

$\mathcal{E}(O_i)$ - показатель, отражающий эффективность рассматриваемого i -го варианта облика O_i , значения тактико-технические характеристики которого равны или превышают требования ТТЗ;

$\mathcal{E}(O_{ТТЗ})$ - показатель, отражающий минимально необходимый уровень эффективности, соответствующий эффективности гипотетического облика, значения тактико-технических характеристик которого строго соответствуют требованиям ТТЗ.

$C(O_i)$ - показатель, отражающий стоимость рассматриваемого i -го варианта облика O_i .

$\bar{C}(O_i) = \frac{C(O_i)}{K_1}$ - относительная стоимость рассматриваемого i -го варианта облика O_i по отношению к минимально возможной стоимости.

2 Расчет значения относительной эффективности

В проектировочных исследованиях задачу оценки эффективности можно свести к оценке эффективности одного самолета, функционирующего в условиях типовой операции. В данном случае эффективность самолета представляется в виде вероятности выполнения самолетом типовой операции, которая в свою очередь определяется произведением вероятностей выполнения самолетом различных фаз операции с учетом возможного противодействия [2]. В данной работе рассматривается сравнительная оценка

альтернативных вариантов боевых ударных самолетов. Под типовой ударной операцией будем понимать поражение типового наземного объекта на заданной от линии боевого соприкосновения глубине, при заданном распределении средств ПВО противника.

По материалам [2,3] вероятность выполнения типовой ударной операции W_y можно представить в виде следующего произведения:

$$W_y = W_{\text{бз}} W_{\text{взл}} W_{\text{выжс}} W_{\text{выв}} W_{\text{обн}} W_{\text{цз}} W_n, \text{ где}$$

- $W_{\text{бз}}$ - вероятность нахождения самолета в боеготовом состоянии в момент поступления заявки на выполнения боевого задания;
- $W_{\text{взл}}$ - вероятность осуществления взлета с ВПП;
- $W_{\text{выжс}}$ - вероятность выживаемости самолета от противодействия средств ПВО при полете к цели и обратно;
- $W_{\text{выв}}$ - вероятность вывода самолета в зону боевого применения;
- $W_{\text{обн}}$ - вероятность обнаружения цели целевым оборудованием самолета;
- $W_{\text{цз}}$ - вероятность выполнения целевого задания (поражения цели при применении по ней АСП);
- W_n - надежность самолета.

Учитывая вышесказанное, отношение $\bar{\varepsilon}(O_i) = \frac{\varepsilon(O_i)}{\varepsilon(O_{\text{ТТЗ}})}$ эффективности рассматриваемого варианта облика O_i к эффективности гипотетического варианта $O_{\text{ТТЗ}}$ пропорционально отношению значений вероятностей выполнения типовой ударной операции для этих вариантов.

Помимо этого, необходимо учесть влияние на эффективность рассматриваемого варианта превышение глубины действий по сравнению с требованиями ТТЗ и, следовательно, больший «охват» объектов поражения.

Таким образом, отношение $\bar{\varepsilon}(O_i) = \frac{\varepsilon(O_i)}{\varepsilon(O_{\text{ТТЗ}})}$ представляется в виде следующего выражения:

$$\bar{\varepsilon}(O_i) = \frac{W_y(O_i)}{W_y(O_{\text{ТТЗ}})} k_o(O_i), \text{ где}$$

- $W_y(O_i)$ - вероятность выполнения типовой ударной операции для рассматриваемого i -го варианта облика O_i ;
- $W_y(O_{\text{ТТЗ}})$ - вероятность выполнения типовой ударной операции для гипотетического

облика $O_{ТТЗ}$, который имеет тактико-технические характеристики строго соответствующие требованиям ТТЗ;

$k_o(O_i)$ - коэффициент, учитывающий больший охват объектов поражения рассматриваемым вариантом облика O_i по сравнению с $O_{ТТЗ}$ за счет увеличенной, по сравнению с требованиями ТТЗ, глубины действий рассматриваемого варианта облика.

Коэффициент $k_o(O_i)$ определяется при помощи методики [3] по следующей зависимости:

$$k_o(O_i) = \exp \left[- \left(1 - \frac{S_L(O_i)}{S_L(O_{ТТЗ})} \right) \right], \text{ где}$$

$$S_L(O_i) = \int_0^{L_D(O_i)} F(L_D) dL_D - \text{ площадь под кривой } F(L_D) \text{ распределения объектов}$$

поражения в глубине обороны противника в пределах от линии боевого соприкосновения (ЛБС) до максимальной глубины действий рассматриваемого варианта облика O_i . (рис. 1)

$$S_L(O_{ТТЗ}) = \int_0^{L_D(O_{ТТЗ})} F(L_D) dL_D - \text{ аналогичная площадь, определенная для гипотетического}$$

варианта облика $O_{ТТЗ}$.

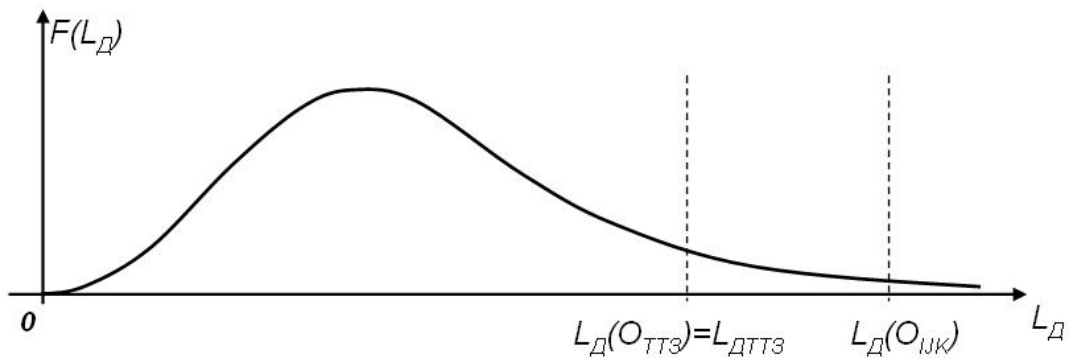


Рис. 1

На рис. 2 показана схема, иллюстрирующая зависимость вероятностей выполнения различных фаз типовой ударной операции от тактико-технических характеристик самолета, его оборудования и вооружения, построенная по материалам [2-5].

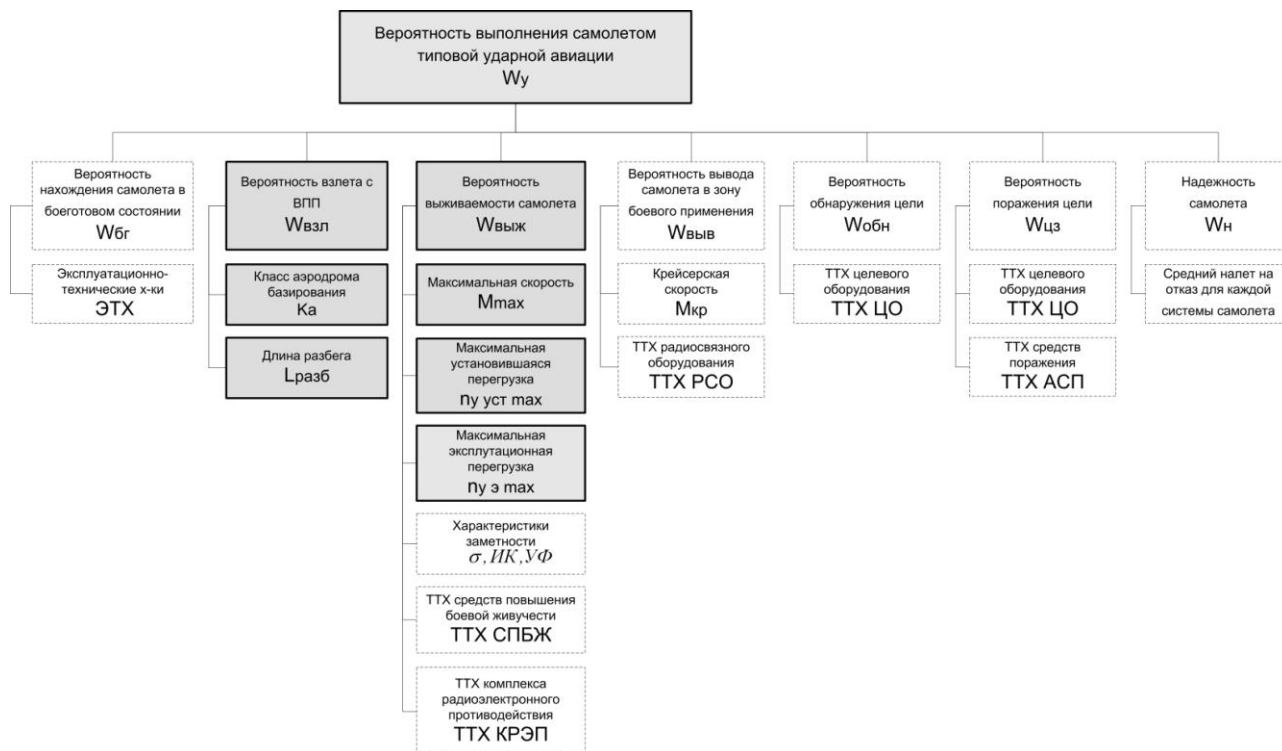


Рис. 2 ТТХ самолета и его систем, влияющие на составляющие вероятности выполнения типовой ударной операции

Поскольку все сравниваемые варианты облика имеют одинаковые двигатели, составы оборудования и целевой нагрузки, а отличаются только конструкцией планера и летно-техническими характеристиками, то вклад в эффективность номенклатуры оборудования и целевой нагрузки для всех сравниваемых вариантов можно считать равнозначным, а различия в эффективности сравниваемых вариантов будут определяться только уровнем летно-технических характеристик.

Соответственно для сравниваемых вариантов облика отличия в составляющих вероятности W_y будут заключаться только в значениях величин:

- вероятности взлета $W_{взл}$, зависящей от потребного аэродрома базирования и от потребной длины разбега;
- вероятности выживаемости самолета в процессе выполнения задания $W_{выж}$, которая зависит в том числе от максимальной скорости и характеристик маневренности самолета.

На рассматриваемом этапе проектирования достоверная оценка характеристик заметности самолетов не представляется возможной, поскольку требует наличия трехмерных математических моделей высокого качества. Поэтому предполагается в первом приближении, что все характеристики заметности у сравниваемых вариантов одинаковы.

Поскольку при расчете показателя $\bar{\Xi}(O_i) = \frac{W_y(O_i)}{W_y(O_{TT3})} k_o(O_i)$ представляет интерес значение отношения величин $W_y(O_i)$ и $W_y(O_{TT3})$, а не их конкретные значения, то можно записать:

$$\bar{\Xi}(O_i) = \frac{W_{взл}(O_i) * W_{выжс}(O_i)}{W_{взл}(O_{TT3}) * W_{выжс}(O_{TT3})} k_o(O_i)$$

2.1 Сравнение альтернативных вариантов по вероятности взлета

Вероятность осуществления взлета с взлетно-посадочной полосы (ВПП) можно определить по методике, приведенной в работе [3]:

$$W_{взл} = 1 - p_{уд}(L_{баз}) + p_{уд}(L_{баз}) e^{-\left(1 - \frac{\Delta t_{уд}}{t_p}\right)}, \text{ где}$$

$p_{уд}(L_{баз})$ - вероятность события, что противник нанес удар по аэродрому, которая нормируется в зависимости от глубины базирования аэродрома $L_{баз}$;

$\Delta t_{уд}$ - время, прошедшее с момента нанесения удара по аэродрому, нормируется в зависимости от глубины базирования $L_{баз}$;

t_p - нормативное время ремонта участка ВПП, пригодного для взлета, которое определяется по следующей зависимости:

$$t_p = \frac{L_{разб} - L_{max}}{V_p}, \text{ где}$$

$L_{разб}$ - необходимая для разбега длина ВПП;

L_{max} - нормируемый максимальный участок ВПП между двумя повреждениями;

V_p - производительность ремонтного подразделения, занимающегося восстановлением ВПП.

2.2 Сравнение альтернативных вариантов по вероятности выживаемости

В соответствии с [3] вероятность выживаемости определяется как величина обратная вероятности поражения самолета при выполнении типовой ударной операции:

$$W_{выжс} = 1 - P_{пор}, \text{ где}$$

$P_{пор}$ - вероятность поражения самолета.

Отношение вероятностей выживаемости рассматриваемого варианта облика $W_{выжс}(O_i)$ и гипотетического варианта $W_{выжс}(O_{TT3})$ можно записать в виде:

$$\frac{W_{\text{выж}}(O_i)}{W_{\text{выж}}(O_{\text{ТТЗ}})} = \frac{1 - P_{\text{пор}} k_{n_y}(O_i) k_{M_{\text{max}}}(O_i)}{1 - P_{\text{пор}}}, \text{ где}$$

$k_{n_y}(O_i)$ - коэффициент, учитывающий снижение вероятности поражения за счет возможности для i -го варианта облика O_i оборонительного маневрирования с перегрузкой n_y , большей нежели задано в ТТЗ;

$k_{M_{\text{max}}}(O_i)$ - коэффициент, учитывающий снижение вероятности поражения за счет возможности для i -го варианта облика O_i прорыва ПВО на максимальной скорости M_{max} , большей нежели задано в ТТЗ;

Коэффициенты $k_{n_y}(O_i)$ и $k_{M_{\text{max}}}(O_i)$ определяются по зависимостям:

$$k_{n_y}(O_i) = \frac{\bar{P}_{\text{пор}n_y}(O_i)}{\bar{P}_{\text{пор}n_y}(O_{\text{ТТЗ}})};$$

$$k_{M_{\text{max}}}(O_i) = \frac{\bar{P}_{\text{пор}M_{\text{max}}}(O_i)}{\bar{P}_{\text{пор}M_{\text{max}}}(O_{\text{ТТЗ}})}, \text{ где}$$

$\bar{P}_{\text{пор}n_y}$, $\bar{P}_{\text{пор}M_{\text{max}}}$ - удельные вероятности поражения самолета в зависимости от его маневренных и скоростных характеристик, определяемые по зависимостям, типа представленной на рис. 3 [6]

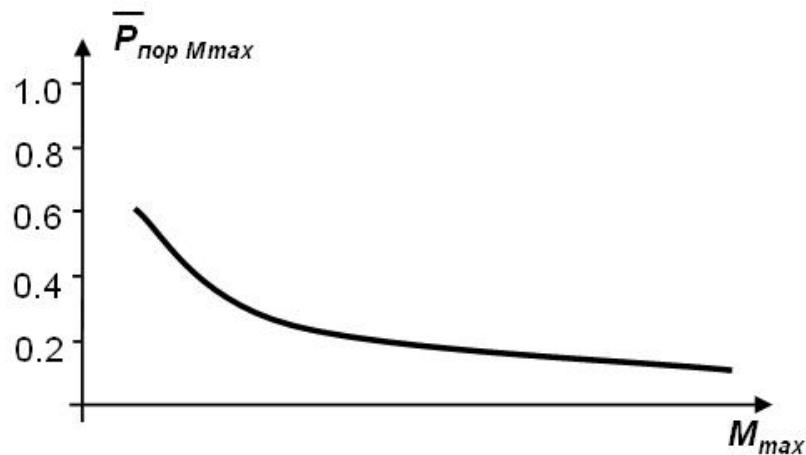


Рис. 3 Удельная вероятность поражения самолета в зависимости от его и скоростных характеристик

При этом величина $W_{\text{выж}}(O_{\text{ТТЗ}})$ и зависимости $\bar{P}_{\text{пор}n_y} = f(n_y)$, $\bar{P}_{\text{пор}M_{\text{max}}} = f(M_{\text{max}})$ должны быть заданы в качестве исходных данных.

3 Расчет значения относительной стоимости

Расчет стоимости самолета на этапе предварительного проектирования силами отдела проектов трудноосуществим, поскольку для расчета стоимости требуется перечень исходных данных, которые на данном этапе проектирования отсутствуют. Однако все сравниваемые варианты облика имеют одинаковые двигатели, составы БРЭО и целевой нагрузки, а отличаются только взлетными массами и конструкцией планера. При этих условиях, делая допущения о том, что разница в стоимости альтернативных вариантов будет обусловлена в основном затратами на материалы для изготовления планеров разной размерности, можно записать следующее соотношение:

$$C(O_i) = C_{const} + C_{матпл}, \text{ где}$$

C_{const} - постоянная для всех сравниваемых вариантов составляющая стоимости;

$C_{матпл}$ - стоимость материалов потраченных на изготовление планера, которую можно выразить в следующем виде:

$$C_{матпл} = m_{пл} \bar{C}_{пл}, \text{ где}$$

$\bar{C}_{пл}$ - стоимость 1кг планера. Поскольку сравниваемые самолеты изготавливаются из одинаковых материалов, величина $\bar{C}_{пл}$ будет постоянной.

Таким образом, принимается что наименьшей стоимостью будет обладать вариант облика, обладающий наименьшей массой планера.

Ввиду невозможности силами проектного подразделения произвести точный расчет стоимости, для сравнительной оценки вариантов по стоимости по статистике для самолетов рассматриваемого задается величина $\delta C_{матпл}$ - доля, которую составляют затраты на материалы планера в себестоимости самолета. Используя эту величину, зависимость $C(O_i) = C_{const} + C_{матпл}$ можно переписать в виде:

$$\frac{C_{матпл}}{\delta C_{матпл}} = C_{const} + C_{матпл},$$

откуда с учетом выражения

$$C_{матпл} = m_{пл} \bar{C}_{пл},$$

определяется:

$$C_{const} = C_{матпл} (m_{плmin}) \left(\frac{1}{\delta C_{матпл}} - 1 \right) - \text{все прочие затраты, входящие в себестоимость}$$

самолета для варианта, обладающего наименьшей массой планера - $m_{плmin}$.

Учитывая постоянство величины $\bar{C}_{n.l}$ и принимая допущение о том, что величина C_{const} также постоянна для всех сравниваемых самолетов, отношение стоимости варианта облика $C(O_{ijk})$ к стоимости варианта облика с наименьшей массой планера $C(O_{m_{n.l_min}})$ будет определяться следующим выражением:

$$\frac{C(O_i)}{C(O_{m_{n.l_min}})} = \frac{m_{n.l_min} \left[\frac{1}{\delta C_{матпл}} - 1 \right] + m_{n.l}(O_i)}{m_{n.l_min} \left[\frac{1}{\delta C_{матпл}} - 1 \right] + m_{n.l_min}},$$

или после преобразований:

$$\frac{C(O_i)}{C(O_{m_{n.l_min}})} = 1 + \delta C_{матпл} \left(\frac{m_{n.l}(O_i)}{m_{n.l_min}} - 1 \right)$$

Таким образом, предложенная методика позволяет проводить сравнительную оценку разрабатываемых альтернативных вариантов самолета по показателю «эффективность/стоимость» на ранних этапах проектирования силами проектного подразделения.

Библиографический список

1. Основы синтеза систем летательных аппаратов. Под ред. А.А. Лебедева. М.: Машиностроение. 1987. 223с.
2. Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты). под ред. И.С. Голубева и Ю.И. Янкевича. М.: МАИ, 2006. 523с.
3. В.И. Барковский, Г.М. Скопец, В.Д. Степанов. Методология формирования технического облика экспортно ориентированных авиационных комплексов. М: Физматлит, 2008. 243с.
4. В.С. Платунов. «Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов». М.: «Дельта», 2005. 343с.
5. Гусейнов А.Б. Эффективность крылатых ракет. М.: МАИ, 2003. 80с.
6. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня и завтра. М.: Дрофа, 2005. 733с.

Сведения об авторе

Еремин Николай Анатольевич, аспирант Московского Авиационного Института (государственного технического университета).

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, Российская Федерация, А-80, ГСП-3, 125993; телефон: (499) 158-45-63; e-mail: en1812@yandex.ru