

## **Элементы методики синтеза компоновочной схемы фронтального самолета, выполненного по нормальной балансировочной схеме с внутренним грузовым отсеком**

**Долгов О.С.<sup>1\*</sup>, Бибиков С.Ю.<sup>2\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

<sup>2</sup>*Опытно-конструкторское бюро «Сухого», ул. Поликарпова, 23А, Москва, 125284, Россия*

*\*e-mail: [dolgov@mai.ru](mailto:dolgov@mai.ru)*

*\*\*e-mail: [batmail79@mail.ru](mailto:batmail79@mail.ru)*

### **Аннотация**

В статье описывается методика, позволяющая с минимальным количеством итераций (уточнений по результатам аэродинамических и весовых расчетов) сформировать плановую проекцию самолета. Элементы методики описаны на примере разработки (синтеза) компоновочной схемы фронтального самолета с двумя двигателями и внутренними грузовыми отсеками, выполненного по нормальной балансировочной схеме. Синтез осуществляется на основании определенных предварительно проектных параметров, ограничений, а так же задаваемых проектировщиком решений, основанных на анализе параметрических соотношений и статистических зависимостей.

**Ключевые слова:** компоновка, площадь, параметр, синтез, сравнение.

При синтезе компоновочной схемы самолета конструктору необходимо определить так называемое «компоновочное поле». Таким «компоновочным полем» на первоначальном этапе формирования геометрического облика самолета является его плановая проекция, определяющая его несущую способность, а так же график площадей, определяющий как сам объем, так и волновую прибавку аэродинамического сопротивления самолета.

Формирование плановой проекции самолета – первое, с чего традиционно начинается разработка геометрического облика. Для начала геометрических построений с помощью методик, описанных в [4] и [5], предварительно определяются основные (рекомендуемые) геометрические и весовые проектные параметры:  $S_{ом}$  – площадь омываемой поверхности самолета;  $S_{бк}$  – площадь базового крыла;  $C_y^\alpha$  – несущие свойства,  $\lambda_{бк}$  – удлинение базового крыла.

Для первоначального формирования плановой проекции необходимо определить:

- площадь плановой проекции –  $S_{план}$
- ограничения на поперечный размер плановой проекции (размах крыла) (при наличии таковых).
- ограничение на продольный размер плановой проекции (длину самолета –  $L_c$ ).
- ограничение по ширине борта фюзеляжа (дистанцию бортовой хорды крыла  $z_б$ ).
- положение крыла по длине самолета
- положение центра масс (в первом приближении)



является принадлежностью двигателя и в учете проектных параметров самолета не участвует.

Согласно [1] и [4], в зависимости от коэффициента интегральности:

$$K_{инт} = 2 \cdot \frac{S_{план}}{S_{ом}},$$
 ограничение на площадь плановой проекции «прямое».  $K_{инт}$ , согласно

анализу результатов статистики для самолетов аналогов поколения 4, 4+ и 5, варьируется в диапазоне 0.7-0.8 в зависимости от степени «уплощенности» фюзеляжа и, следовательно, степени «обособленности» его агрегатов. Т.е., если проектировщик представляет себе, какую схему он собирается реализовать, он может выбрать  $K_{инт}$ , а значит, определить рекомендуемую  $S_{план}$ , при известной  $S_{ом}$ .

Ограничение на размах крыла учитывается в случае, если в требованиях к самолету присутствует необходимость его размещения в ЖБУ. При этом применяются два допущения:

1. Высота концевой кромки берется на высоте 2-2.5 м от земли.

Допущение справедливо с учетом того, что самолет предполагает использование внутреннего грузового отсека, следовательно, расположение крыла ниже маловероятно, т.к. схема «низкоплан» не рациональна с точки зрения конструктивно-силовой увязки.

2. Профиль ЖБУ считается заданным окружностью диаметром, равным заданной ширине ( $B_{ЖБУ}$ ), и с центром на уровне земли.

Допущение справедливо, т.к. результаты сравнительного анализа профиля ЖБУ, заданного предлагаемым образом, с реальным показали минимальные отличия, лежащие в пределах инженерной погрешности.

В этом случае уравнение внутреннего контура ЖБУ может быть записано в виде:

$$\frac{Z^2}{\left(\frac{B_{ЖБУ}}{2}\right)} + \frac{Y^2}{\left(\frac{B_{ЖБУ}}{2}\right)} = 1 \quad (1)$$

Представив контрольную «точку» агрегата планера (в данном случае законцовку) с координатами  $Y_{агр}$  (высота законцовки от земли) и  $Z_{агр}$  (полуразмах крыла  $l_{бк}/2$ ), можно сформулировать зависимость:

$$\Delta \approx 1.1 \times \frac{\left[ \sqrt{\left(\frac{B_{ЖБУ}}{2}\right)^2 - y_{агр}^2} - z_{агр} \right] \times \left[ \sqrt{\left(\frac{B_{ЖБУ}}{2}\right)^2 - z_{агр}^2} - y_{агр} \right]}{\sqrt{\left[ \sqrt{\left(\frac{B_{ЖБУ}}{2}\right)^2 - y_{агр}^2} - z_{агр} \right]^2 + \left[ \sqrt{\left(\frac{B_{ЖБУ}}{2}\right)^2 - z_{агр}^2} - y_{агр} \right]^2}} \geq \Delta_{отт} \quad (2)$$

Где:  $\Delta_{отт}$  – минимально допустимый зазор от агрегата планера до внутренней поверхности ЖБУ, регламентируемый ОТТ ВВС.

Если размах крыла  $l_{бк}$ , определенный для начала построений, удовлетворяет условиям размещения в ЖБУ, то работа продолжается, если нет, то проектировщик должен либо снять условие ограничения (ЖБУ), либо выбрать размах, удовлетворяющий условию размещения в ЖБУ.

За основу определения положения крыла по длине самолета взята идея о том, что спроектированный самолет должен обладать наименьшим (из возможных) сверхзвуковым сопротивлением. Таким образом, необходимо стремиться к тому, чтобы положение миделевого сечения по длине самолета было бы наиболее рацио-

нальным. В соответствии с [3] для самолетов, выполненных по нормальной балансировочной схеме, предпочтительными с точки зрения минимальной волновой прибавки сопротивления положениями миделевого сечения по длине самолета будет, соответственно, диапазон 60-65% от длины самолета.

Для определения положения крыла по длине самолета необходимо «связать» положение миделевого сечения самолета и положения крыла; для этого делается допущение о том, что положение миделевого сечения крыла и самолета совпадают.

Примечание: данное допущение приемлемо, т.к. анализ ряда графиков площадей фронтовых сверхзвуковых самолетов выполненный в работе [3] показал, что истинные дистанции положений миделевых сечений самолетов и крыла (ОЧК) имели несовпадения не более чем 3...4% САХ.

На основании подхода рассмотренного в работе [3] было предложено считать положение миделевого сечения ОЧК в середине линии 50% хорд. Следовательно, для определения положения крыла (см. рис. 2) по длине самолета, необходимо определить точку середины линии 50% хорд ОЧК. Для определения геометрии ОЧК (отличающейся в нашем случае от базовой трапеции на величину подфюзеляжной части) необходимо определить «ширину борта» фюзеляжа, т.е. поперечную координату  $Z_6$ , определяющую геометрическую (а не технологическую) границу ОЧК и фюзеляжа. Для определения  $Z_6$  в настоящей работе предлагается воспользоваться проектным показателем, предложенным в [1] -  $\bar{S}_{конс}$  (отношение площади консолей крыла к площади базовой трапеции).

Относительная площадь консолей определяет с одной стороны степень «аэродинамического совершенства» плановой проекции самолета, т.е. то, какая доля плановой (а следовательно, и омываемой) поверхности направлена на создание подъемной силы; с другой стороны – степень «весового совершенства» плановой проекции (малое значение  $S_{\text{конс}}/S_{\text{план}}$  означает, что при прочих равных относительная и абсолютная доля фюзеляжа велика). При большой величине (доле) фюзеляжа в плановой проекции будет больше масса конструкции самолета, т.к. фюзеляж (с точки зрения удельных масс) – наиболее тяжелый агрегат самолета.

Примечание: в настоящей работе крыло на плановой проекции формируется с учетом минимизации «нелинейностей» в характеристике  $m_z^{C_y}$ , т.е. в соответствии с [2] реализуется отрицательная стреловидность задней кромки крыла.

На основании анализа значений  $S_{\text{конс}}/S_{\text{план}}$  для ряда самолетов (см. табл. 1) можно сформулировать рекомендации для данного критерия (для определения в первом приближении параметров плановой проекции и ограничений по  $Z_{\delta}$ ) для самолетов, выполненных по нормальной балансировочной схеме -  $S_{\text{конс}}/S_{\text{план}} > 0.5$ ;

Далее определяется  $Z_{\delta}$ , для чего предлагается разработанная формула:

$$Z_{\delta} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (3),$$

где коэффициенты для решения квадратного уравнения:

$$A = 1$$

$$B = -l \left( l_{\bar{\sigma}_k} \left( l + \frac{b_k}{b_0 - b_k} \right) \right)$$

$$C = \frac{l_{\bar{\sigma}_k}^2}{4} + \frac{l_{\bar{\sigma}_k}^2 \times b_k}{2(b_0 - b_k)} - \frac{S_{\text{конс}} \times l}{2(b_0 - b_k)}$$

С учетом определения  $Z_{\bar{\sigma}}$ , а так же сделанных выше допущений, разработана формула для определения положения крыла по длине самолета:

$$x_{кр} = L_c \times \overline{L_{mid}} - \frac{(b_0 + b_k)}{4} - \frac{z_{\bar{\sigma}}}{l_{\bar{\sigma}_k}} (b_0 + b_k) - \text{tg}\chi_{нк} \left( \frac{l_{\bar{\sigma}_k}}{4} + \frac{z_{\bar{\sigma}}}{2} \right) \quad (4)$$

Следовательно, можно определить координату начала САХ ( $X_a$ ) по длине самолета:

$$x_a = \frac{(b_0 + 2b_k) \times l_{\bar{\sigma}_k} \times \text{tg}\chi_{нк}}{4(b_0 + b_k)} \quad (5)$$

Далее определяется (в первом приближении) положение центра масс ( $X_T$ ). Эта величина зависит от степени статической неустойчивости, которая определяется формой плановой проекции - развитый наплыв сдвигает аэродинамический фокус вперед по полету; широкая хвостовая часть (развитые боковые хвостовые балки (БХБ)) сдвигают аэродинамический фокус назад.

На основании анализа положений аэродинамического фокуса для ряда самолетов аналогов (см. табл. 1) положение центра масс пустого самолета в первом приближении предлагается определять на дистанции (0.25-0.4)  $b_a$  от начала САХ в зависимости от задаваемой степени продольной статической неустойчивости ( $m_z^{Cy}$ , на практике не более 6%) и балансировочной схемы самолета. Для самолетов, выполненных по нормальной схеме, с фюзеляжем постоянной (по длине) ширины  $X_T=0.28-0,3b_a$ , т.к. ГО сдвигает фокус относительно крыла на 5%; с фюзеляжем, расширяющимся в хвостовой части, и широкими боковыми хвостовыми балками ( $\Delta Z_{\text{бхб}} > 400$



мм)  $X_T=0.3-0,35b_a$ , т.к. ГО и БХБ сдвигают положение фокуса на величину порядка 10%.

Следовательно

$$X_m^0 = X_{кр} + X_A + (0.25...0.4)b_a \quad (6)$$

в зависимости от задаваемой  $m_z^{C_y}$  и балансировочной схемы самолета.

Самолет	Начало САХ, м	Длина САХ, м	Положение центра тяжести, м	Положение фокуса %САХ	Степень продольной статической устойчивости, %	Положение центра парусности %САХ	Площадь крыла, м <sup>2</sup>	Плечо ГО, м / относительное плечо	Площадь ГО / относительная площадь	Статический момент ГО	Площадь плановой проекции, м <sup>2</sup>	Площадь плановой проекции ГО / относительная площадь	$S_{конс}/S_{БК}$
F-15	10.1	5.37	11.57	32.9	-5.5	33	56.5	6.4 / <b>1.28</b>	11.6 / <b>0.205</b>	<b>0.262</b>	92	11.6 / <b>0.126</b>	0,56
F-16	7.1	3.45	8.24	30	+3.1	52.75	27.9	4.27 / <b>1.237</b>	4.6 / <b>0.165</b>	<b>0.204</b>	46,6	4.6 / <b>0.1</b>	0,646
F-18E	9.72	3.45	10.84	21.73	+6.87	51.5	46.45	5.42 / <b>1.57</b>	10.7 / <b>0.23</b>	<b>0.36</b>	79,6	10.7 /	0,689
F-22	8.85	6.765	10.86	27.5	+2.2	44.78	77.5	5.75 / <b>0.85</b>	12.6 / <b>0.163</b>	<b>0.14</b>	107,6	12.6 / <b>0.117</b>	0,542
F-35A	7.62	4.53	9.27	29.1	+7.3	44.15	42.7	4.6 / <b>1.015</b>	8.94 / <b>0.21</b>	<b>0.21</b>	69,6	8.94 / <b>0.128</b>	0,527
МиГ-29	8.45	3.8	9.41	28.6	-3	51.3	38	5.3 / <b>1.39</b>	7.16 / <b>0.188</b>	<b>0.262</b>	64	7.16 / <b>0.112</b>	0,579
Су-27	11.3 5	4.66	13	35.4	0	53.86	62	5.23 / <b>1.122</b>	13.34 / <b>0.215</b>	<b>0.241</b>	107	13.34 / <b>0.125</b>	0,577

Таблица 1. Значения геометрических и аэродинамических параметров фронтовых самолетов

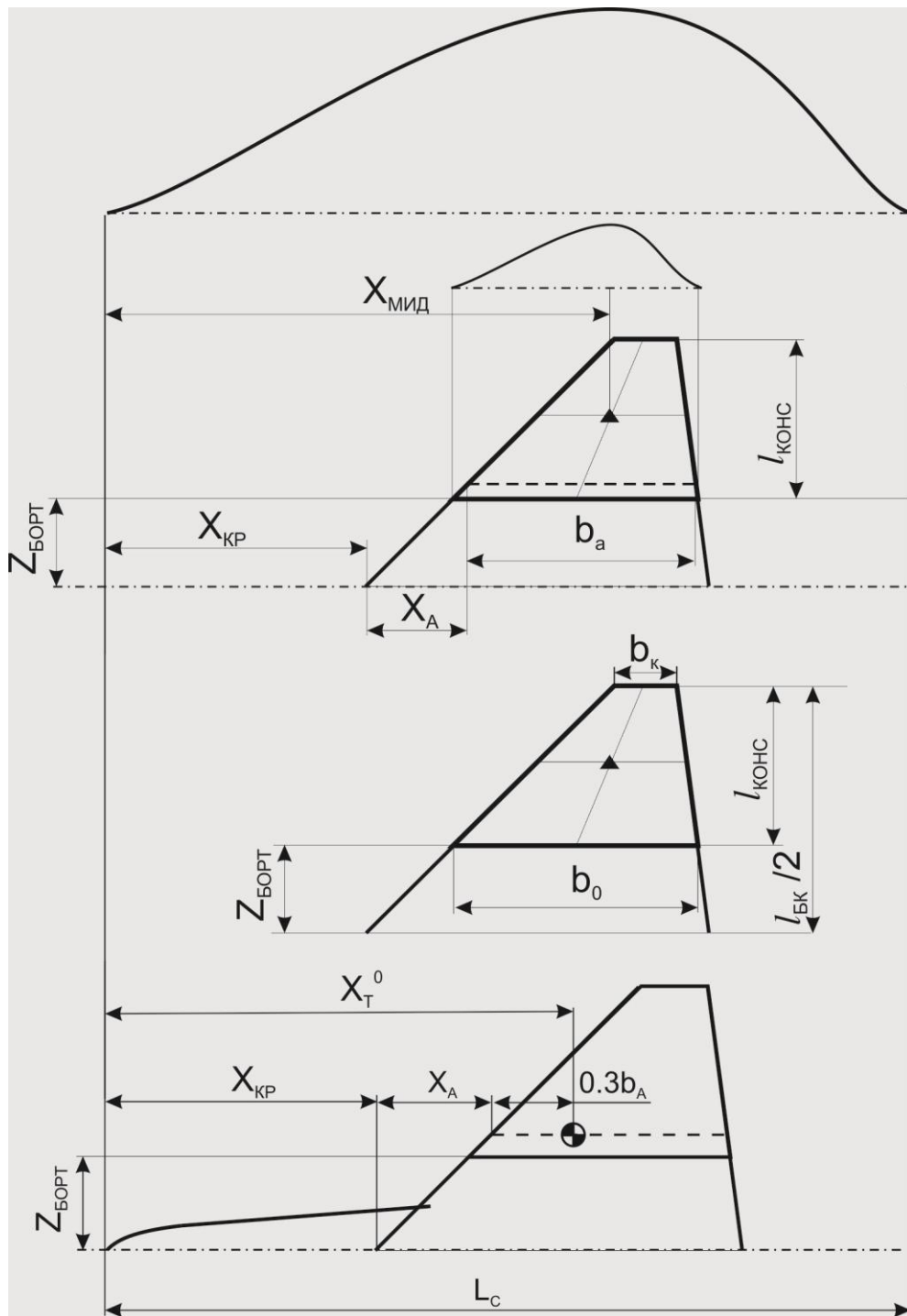


Рис. 2. Алгоритм нахождения положения крыла посредством графика площадей самолета.

Для определения в первом приближении положения двигателей по длине самолета используется допущение о том, что планер сбалансирован (по массе пустого самолета), а основное влияние на положение центра тяжести (на этом этапе) оказы-

вает оборудование и системы, установленные в ГЧФ (смещает вперед), и силовая установка (смещает назад). Задание теоретических обводов ГЧФ, определение массы оборудования ГЧФ и положения его центра масс описано в работе [6].

В соответствии с вышесказанным, условие «сбалансированности» самолета по «массе пустого» относительно центра тяжести пустого самолета может быть записано как:

$$A \cdot G_{ГЧФ} = B \cdot G_{СУ} \quad (7),$$

где А и В – плечо до центра масс пустого самолета от центров масс оборудования ГЧФ и силовой установки соответственно (см. рис. 4).

В соответствии с вышеизложенным, выражение для определения положения двигателя по длине самолета в первом приближении может быть записано как:

$$X_{ДВ}^0 = (X_T^0 - X_T^{ГЧФ}) \frac{G^{ГЧФ}}{G^{СУ}} - (X_T^{ДВ} - X_T^0) \quad (8)$$

где  $X_T^0$  – положение центра масс пустого самолета в первом приближении;  $X_T^{ГЧФ}$  – положение центра масс оборудования ГЧФ;  $G^{ГЧФ}$  – масса оборудования ГЧФ;  $G^{СУ}$  – масса силовой установки;  $X_T^{ДВ}$  – расстояние от плоскости входа в двигатель до положения центра масс двигателя.

В свою очередь,  $G_{СУ} = G_{ДВ} \cdot k_{пост}$ , где  $k_{пост}$  – коэффициент поставочной массы двигателя, в зависимости от исполнения двигателя (наличие управляемого сопла для поворота вектора тяги) лежит в диапазоне 1.15...1.25.

Если после определения положения двигателя по длине самолета реализуется ситуация  $X_{ДВ+L_{LD}}^0 > L_C^0$ , необходимо изменить  $X_T^0$ , уменьшив  $X_{КР}$ , до выполнимости условия  $X_{ДВ+L_{LD}}^0 \leq L_C^0$  с учетом соблюдения всех описанных ранее зависимостей.

Определение положения двигателя по ширине осуществляется в несколько этапов. Используется схема зависимостей компоновочных признаков (КП); существующие компоновочные параметры и граничные условия описаны в [6].

Для каждого варианта КП Е (расположения грузового отсека) определяются соответствующие варианты КП В и КП С (расположения воздухозаборников и двигателя) соответственно (см. рис. 3).

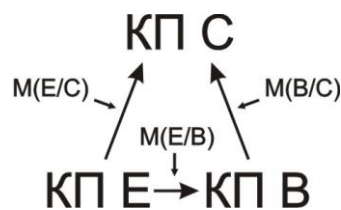


Рис. 3. Схема определения КП С.

При этом предлагаются параметры соответствия, описанные в табл. 2.

Таблица 2. Параметры соответствия КП С и  $Z_{ДВ}$ .

Компоновочный признак	Значение КП	Описание значения КП	Значение $Z_{ДВ}$
КП С (схема расположения двигателей)	1	Пакетная	$< 0.75D_{СОПЛА}^*$
	2	Разнесенная	$\geq 0.75D_{СОПЛА}^*$

\* - принимается условие, что расположение двигателей при расстоянии между соплами менее  $0.5D_{СОПЛА}$  считается пакетным, более  $0.5D_{СОПЛА}$  – разнесенным.

Зависимость положения двигателей от существующих компоновочных параметров может быть отражена в виде:

$$Z_{\text{ДВ}} = \begin{cases} B_{\text{ГРО}} + \frac{D_{\text{СОПЛ}}}{2} + \Delta & \text{вариант 1 = КП Е1а} \\ \frac{Z_{\text{БОРТ}}}{2} \geq D_{\text{СОПЛ}} & \text{вариант 2 = КП Е 1б, 3} \\ \frac{D_{\text{СОПЛ}}}{2} & \text{вариант 3 = КП Е 1с} \end{cases}$$

Граничными условиями для положения двигателей является выражение вида:

$$\frac{D_{\text{СОПЛ}}}{2} \leq Z_{\text{ДВ}} \leq Z_{\text{БОРТ}} - \frac{D_{\text{СОПЛ}}}{2} \quad (9)$$

Учитывая описанные зависимости и соблюдая условие «непротиворечия» между ними, с помощью выражения (8) определяется положение двигателей самолета в первом приближении.

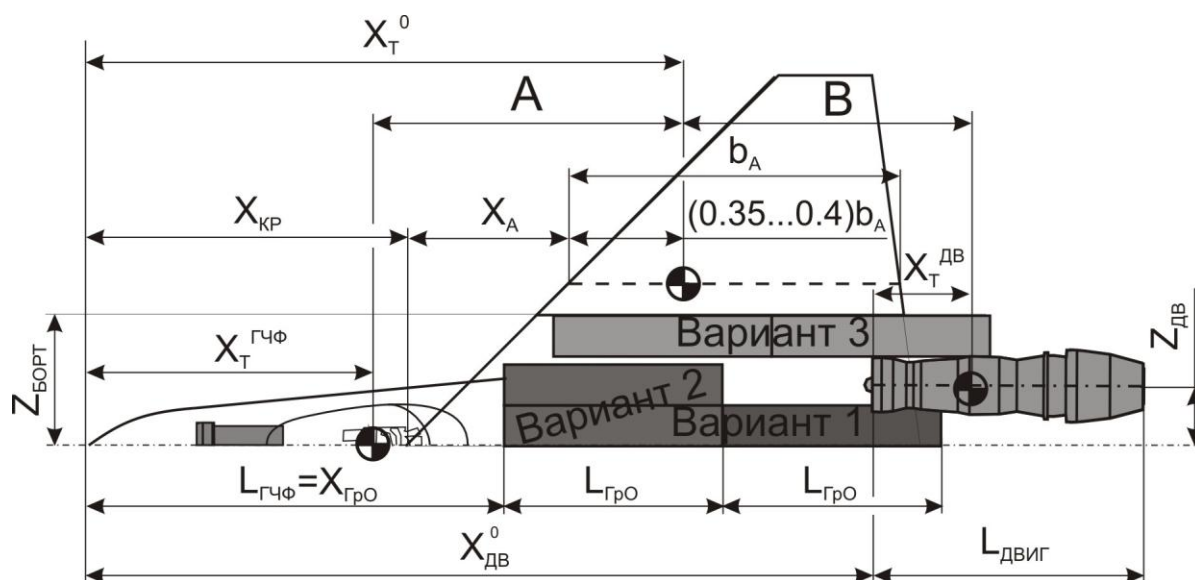


Рис. 4. Схема определения положения двигателей самолета в первом приближении.

Для определения положения воздухозаборника в данной работе предлагается на начальном этапе пользоваться статистическими данными по минимальному значению длины канала в зависимости от схемы расположения в/з и двигателя.

Предлагается следующее выражение для расчета длины канала:

$$L_{КАН}^{MIN} = k_K \cdot \overline{L_{КАН}^{MIN}} \cdot d_{ВХ} \quad (10)$$

где:  $k_K$  – коэффициент, зависящий от дополнительной длины канала, обусловленной применением регулируемых панелей (см. табл. 3); статистические данные.

Таблица 3. Значения коэффициента  $k_K$  в зависимости от типа В/З.

	Регулируемый в/з	Нерегулируемый в/з
$k_K$	1	0.93

$\overline{L_{КАН}^{MIN}}$  - минимальная (статистическая) относительная длина канала, равная отношению истинной длины канала к диаметру канала на входе в двигатель.

$$\overline{L_{КАН}^{MIN}} = L_{КАН}^{MIN} / d_{ВХ} \quad (11)$$

$d_{ВХ}$  - диаметр канала на входе в двигатель.

$\overline{L_{КАН}^{MIN}}$  зависит от схемы расположения в/з и двигателя. На основании анализа статистических данных построена табл. 4.

Таблица 4. Значение  $\overline{L_{КАН}^{MIN}}$  для двухдвигательных самолетов.

Схема расположения В/З	«пакетная»	«разнесенная»
«пакетная»	6.5-7	6
«разнесенная»	-	4.5

Следовательно, положение воздухозаборников (в первом приближении) может быть взято исходя из определенного выше положения дистанции входа в двигатель и минимальной длины канала с помощью выражения

$$X_{ВЗ}^0 = X_{ДВ}^0 - \overline{L_{КАН}^{min}} \cdot d_{вх} \quad (12)$$

На этом основании, принимая условия о том, что границы воздухозаборника не должны выходить за ограничение по ширине фюзеляжа ( $Z_6$ ), а фюзеляж должен заканчиваться не раньше, чем дистанция начала сопла, можно определить минимальную площадь плановой проекции фюзеляжа и консолей крыла (рис. 5).

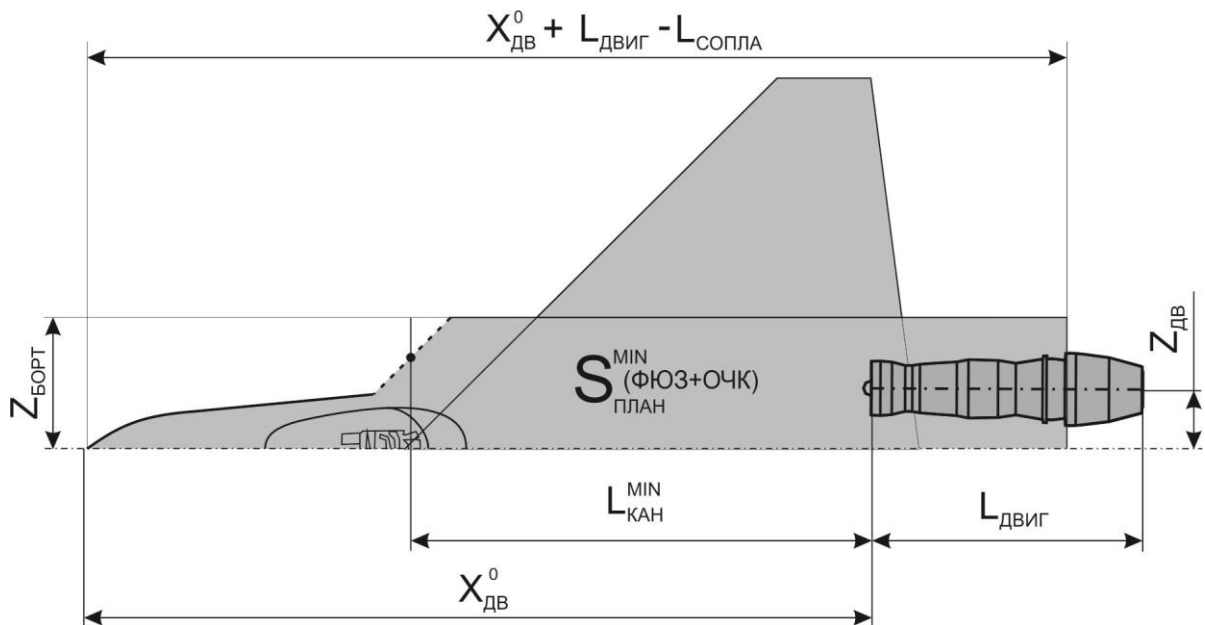


Рис. 5. Определение минимальной площади плановой проекции фюзеляжа и крыла.

Для определения площади ГО предлагается использовать зависимость ( $S_{ГО} \cdot L_{ГО}$ ) от ( $S_{ПЛАН} \cdot L_C$ ), где:  $S_{ГО}$  – площадь ГО,  $L_{ГО}$  – плечо ГО от ЦМ самолета.

Физический смысл предлагаемой зависимости заключается в том, что (при прочих равных) эффективность оперения, которая должна обеспечивать устойчивость и управляемость, определяется соотношением ( $S_{ГО} \cdot L_{ГО}$ ), в то время как мерой, характеризующей аэродинамические и инерционные (динамические) особенности поведения самолета в продольном канале, является ( $S_{ПЛАН} \cdot L_C$ ) [7]. Это выражение справедливо, т.к. отражает типовое распределение площади и массы по длине самолета для типовой компоновки самолета, выполненного по нормальной балансировочной схеме.

Как показано на рис. 6, можно построить линейную зависимость между ( $S_{ГО} \cdot L_{ГО}$ ) и ( $S_{ПЛАН} \cdot L_C$ ), основанную на анализе геометрических параметров ряда существующих самолетов:

$$S_{ГО} \cdot L_{ГО} = 0.0321 \cdot (S_{ПЛАН} \cdot L_C) + 3.3245 \quad (13)$$

Далее для определения  $S_{ГО}$  предлагается воспользоваться выражениями (14) и (15).

$$S_{ГО}^0 < S_{план} - S_{конс} - S_{фюз} \quad (14)$$

Т.е. площадь ГО не должна превышать разницу между предварительно определенной  $S_{план}$  и минимальной площадью плановой проекции фюзеляжа и крыла (см. рис. 5), в противном случае не будет реализовано условие по обеспечению необходимых проектных параметров.

$$S_{ГО} = (S_{ГО} \cdot L_{ГО}) / L_{ГО} = 0.0321 \cdot (S_{ПЛАН} \cdot L_C) + 3.3245 / L_{ГО} \quad (15)$$



Выражение (15) является следствием (13), а  $L_{ГО}$  предлагается определять в зависимости от наличия или отсутствия у самолета боковых хвостовых балок.

В качестве условия, определяющего возможность наличия БХБ, предлагается использовать выражение (16).

$$(Z_{\sigma} - Z_{\text{двиг}} + D_{\text{двиг}} / 2) \gg 0 \quad (16)$$

При отсутствии БХБ:  $L_{ГО}$  – определяется дистанцией крепления задней опоры двигателя (в зависимости от его конструкции), т.к. на этой дистанции будет установлен последний (по полету) силовой шпангоут фюзеляжа, следовательно, закрепление оси ГО возможно осуществлять не более чем на данной дистанции.

Ось ГО (определяющую  $L_{ГО}$ ) рекомендуется (в соответствии со стремлением уменьшить как вероятность флаттера ГО, так и минимизировать шарнирные моменты ГО) определять на четверти САХ ГО.

При условии наличия БХБ при определении  $L_{ГО}$  имеет смысл руководствоваться следующими факторами:

- Не превышение рекомендуемой длины самолета –  $L_C$ ;
- Максимально рекомендуемая (по условиям жесткости и прочности) длина консольного участка БХБ, исчисляемая от последнего (по полету) силового шпангоута фюзеляжа (определяемого дистанцией крепления задней опоры двигателя) до оси вращения ГО – не более  $\sim 1$  м (для  $S_{ГО}=10-13 \text{ м}^2$ , и  $G_{ПУСТ}=15-20 \text{ т}$ ).

После определения параметров и положения ГО формируется (в первом приближении) плановая проекция самолета. Следовательно, возможно выполнить проверку ее аэродинамической и динамической балансировки в соответствии с заранее заданным положением ц.м. самолета (см. рис. 7).

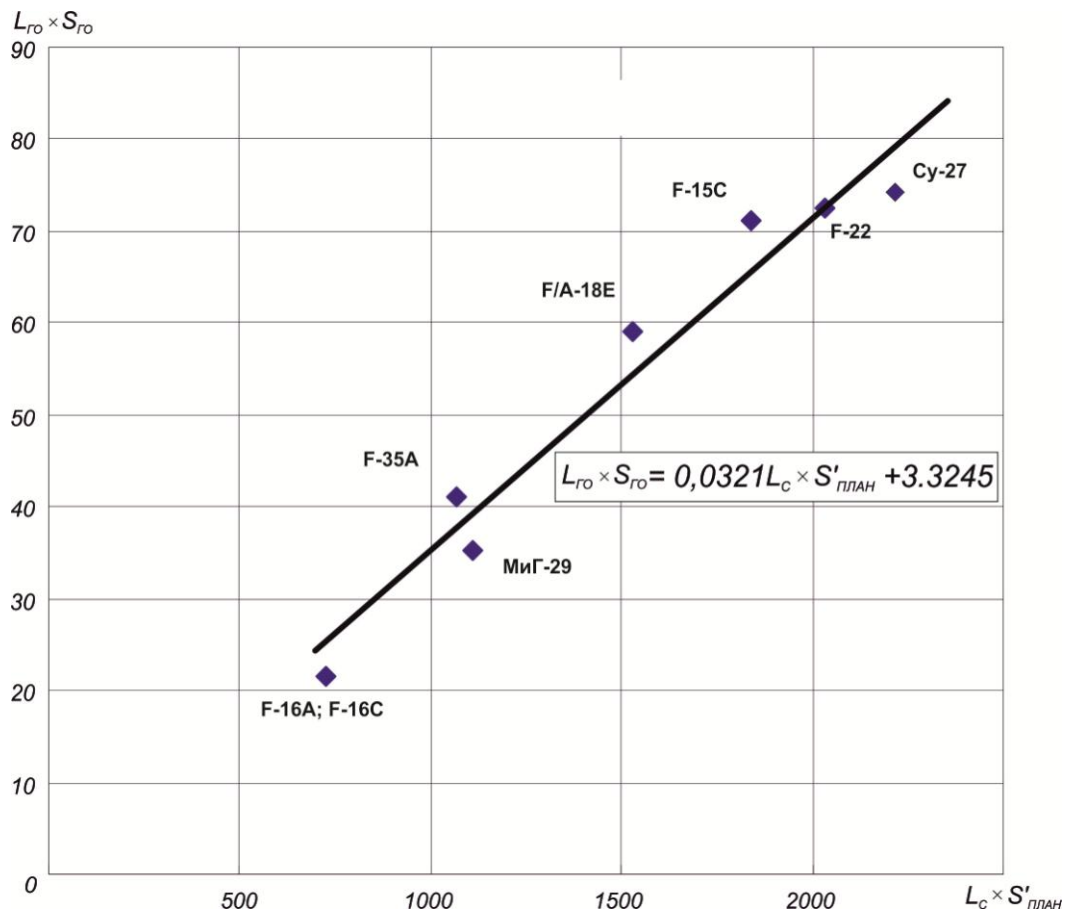


Рис. 6. Зависимость  $S_{ГО} \cdot L_{ГО}$  от  $S_{ПЛАН} \cdot L_C$ .

Аэродинамическая балансировка проверяется путем составления расчетной схемы (представляющей собой разбиение контура плановой проекции на плоские панели) и определения (посредством имеющихся программных комплексов) истинного положения фокуса самолета по углу атаки. Далее осуществляется сопоставление положения фокуса и ц.м. для проверки реализации заданной степени  $m_z^{Cy}$ .

Динамическая балансировка проверяется исходя из положения относительно ц.м. самолета центра парусности плановой проекции, который, в соответствии с [2], определяется соотношением  $S_1 \cdot L_1$  и  $S_2 \cdot L_2$  (см. рис. 7). Динамическая балансировка определяет особенности поведения самолета на больших ( $\alpha \sim 90^\circ$ ) углах атаки. Для

гарантии устойчивости самолета при нахождении на этих режимах необходимо, чтобы центр парусности располагался заднее (по полету) ц.м. самолета. Это условие обеспечивается при соблюдении условия, определяемого выражением (17).

$$S_2 \cdot L_2 > S_1 \cdot L_1 \quad (17)$$

Проверка реализуемости граничных условий осуществляется для контроля полученных результатов работы методики. Алгоритм проверки сводится к сравнению полученных на данном этапе работы методики результатов (геометрических параметров) с определенными ранее проектными параметрами. При невыполнении граничных условий осуществляется варьирование решений, определяющих синтез схемы, начиная с наименее «важных» по порядку (см. табл. 5), до выполнимости граничных условий. При невозможности выполнения одного или ряда условий вариант схемы не рассматривается в дальнейшем.

Благодаря проверке реализуемости граничных условий на данном этапе (т.е. до начала расчета многообразия вариантов с точки зрения геометрических и весовых показателей, а так же ЛТХ) реализована возможность сократить количество «лишних» вариантов и тем самым сократить трудоемкость [8] и время на их дальнейший анализ.

После проверки реализуемости граничных условий осуществляется дальнейший синтез схемы – проработка продольных и поперечных сечений, размещение компоновочных элементов, расчет массовых и аэродинамических характеристик.

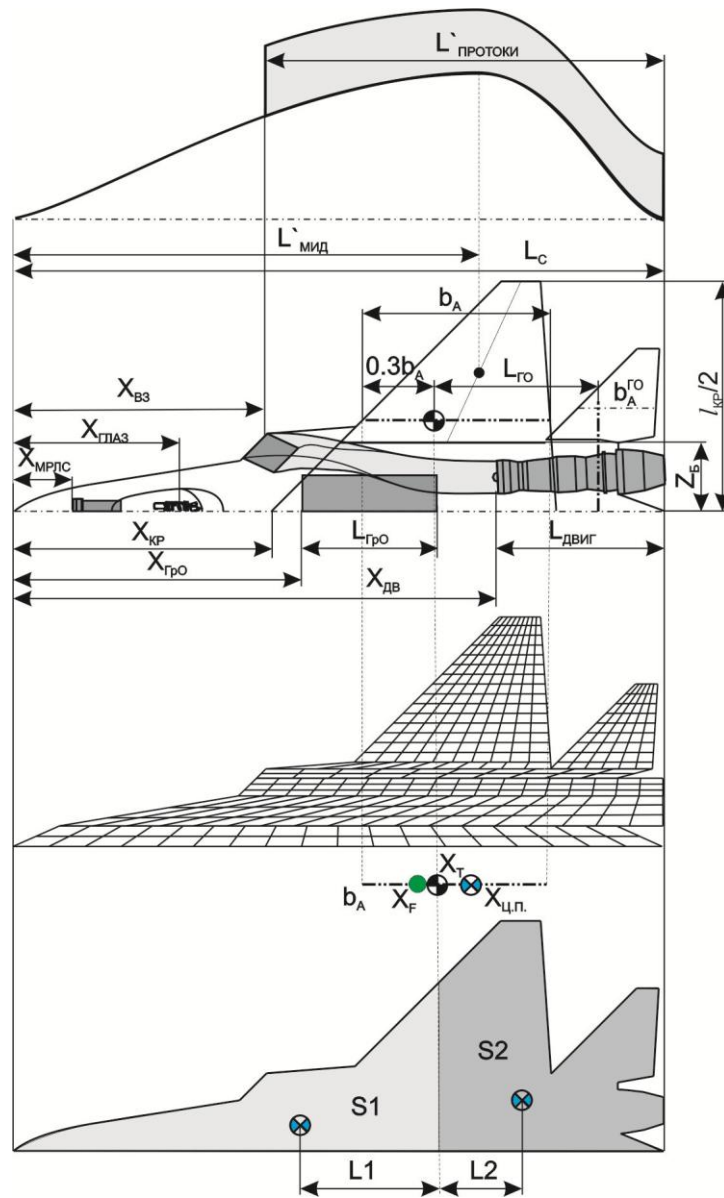


Рис. 7. Обобщенная схема формирования плановой проекции и центровки.

Таблица 5. Категории элементов компоновки

Порядок важности параметра	Совокупность решений определяющих ККС	Параметр (решение) принятое при формировании ККС
«0»	Проектные параметры	$S_{ПЛАН}, S_{ОМ}; V_C$
1	Геометрические характеристики самолета	$\lambda_C, L_C, S_{МИД}$
2	Геометрические параметры крыла и фюзеляжа	$S_{БК}, S_{КОНС}; Z_Б, \lambda_{БК}, \chi_{БК} \rightarrow V_{БК}$
3	Компоновочные признаки	Схема расположения воздухозаборников, двигателей, отсеков и т.п.
4	Варьируемые параметры плановой проекции	$X_{кр}, X_{ГО}, S_{ГО}, X_{ДВ}, Z_{ДВ}$

## Библиографический список

1. Антонов В.И., Самойлович О.С. Методология формирования облика тактических самолетов. – М.: Изд-во МАИ, 1991. – 65с.
2. Аэродинамика маневренных самолетов (особенности аэродинамического проектирования) / Учебное пособие под ред. Л.Г. Чернова, МАИ-Принт, 2008. – 236 с.
3. Бибиков С.Ю., Долгов О.С., Методика формирования предварительного графика площадей сверхзвукового самолета // Труды МАИ, 2015, №79: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=55764>
4. Бибиков С.Ю., Житомирский Г.И. Методика определения основных геометрических и весовых проектных параметров на начальном этапе проектирования // Сборник статей всероссийского открытого конкурса посвященного 65-летию ОКБ им. А.И. Микояна «Создание перспективной авиационной техники», Москва, 2004, С. 8-12
5. Бибиков С.Ю. Методика формирования графика площадей как элемента компоновочного поля для сверхзвукового фронтового самолета // Материалы четвертой научно-практической конференции молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности», Москва, Россия, 24-26 октября 2007. С. 101-105.
6. Компоновка самолетов / Монография под ред. М.Ю. Куприкова. – М.: МАИ Пресс, 2012. – С. 131-163.

7. Долгов О.С., Куприков Н.М., Лякишев М.А. Разработка алгоритмов автоматизации формирования моментно-инерционного облика перспективных самолетов // Труды МАИ, 2011, №44: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25193>

8. Куприков М.Ю., Комиссаров А.А. Формирование облика маневренного самолета в условиях заданных стоимостных ограничений // Труды МАИ, 2011, №47: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26677>