

Методика формирования плановой проекции в процессе синтеза компоновочной схемы фронтового самолета

Долгов О.С.^{1*}, Бибииков С.Ю.^{2**}, Каткова Е.А.^{1***}

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

²Опытно-конструкторское бюро «Сухого»,
ул. Поликарпова, 23А, Москва, 125284, Россия

*e-mail: dolgov@mai.ru

**e-mail: batmail79@mail.ru

*** e-mail: ekankat@gmail.com

Аннотация

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

Ключевые слова: облик, самолет, плановая проекция, объем, миделевое, компоновка, проектирование.

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 несущую способность, а также 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], необходимо определить:

- площадь плановой проекции – $S_{\text{план}}$;
- ограничение на поперечный размер плановой проекции (размах крыла), при его наличии;
- ограничение на продольный размер плановой проекции (длину самолета – L_c);
- ограничение по ширине борта фюзеляжа (дистанцию бортовой хорды крыла z_0);
- положение крыла по длине самолета;
- положение центра масс (в первом приближении);
- возможные варианты расположения грузовых отсеков, воздухозаборников и двигателей (взаимосвязанных между собой);
- положение двигателей по длине самолета;

- положение воздухозаборников по длине самолета;
- параметры горизонтального оперения (площадь – $S_{ГО}$, и плечо – $L_{ГО}$);
- положение фокуса и центра парусности плановой проекции.

После чего проверить выполняемость заданных граничных условий.

Работа выполняется с учетом структуризации и разделения задач на взаимосвязанные между собой блоки, последовательная проработка которых позволяет достичь поставленных задач (см. рис. 1). Переход к формированию плановой проекции подразумевает предварительное определение проектных параметров, граничных условий и графика площадей, более подробно описанных в работах [4], [6] и [3], [5] соответственно.

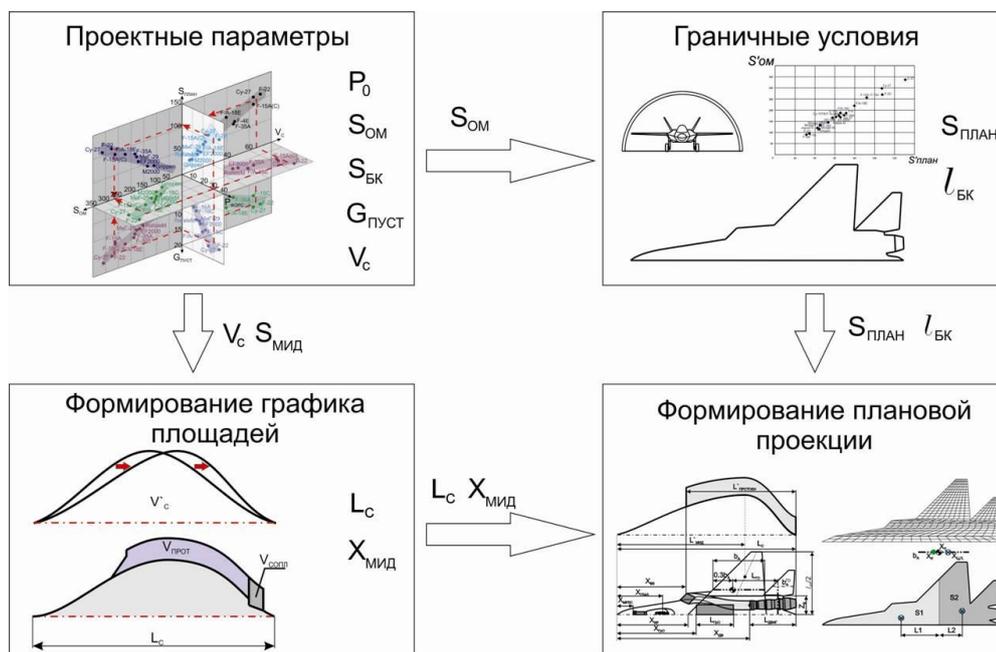


Рис.1 Структурная взаимосвязь методики

Определение проектных параметров, описанное в работе проводится при выбранной тяге двигателей на основании аппроксимации статистических зависимостей проектных параметров ряда существующих самолетов-истребителей 3, 4 и 5 поко-

лений при выбранном уровне превосходства над прототипами по критериям энергетических характеристик и удельной нагрузке на несущие свойства [4]. Таким образом, определяются такие параметры, входящие в методику, как: $S_{ом}$ - площадь омываемой поверхности, V_c - объем самолета, площадь $S_{БК}$ и удлинение $\lambda_{БК}$ базового крыла.

Первоначальным этапом является определение диапазона возможных значений проектных параметров, в котором в дальнейшем будет проводиться отработка (верификация) методики (см. рис. 2).

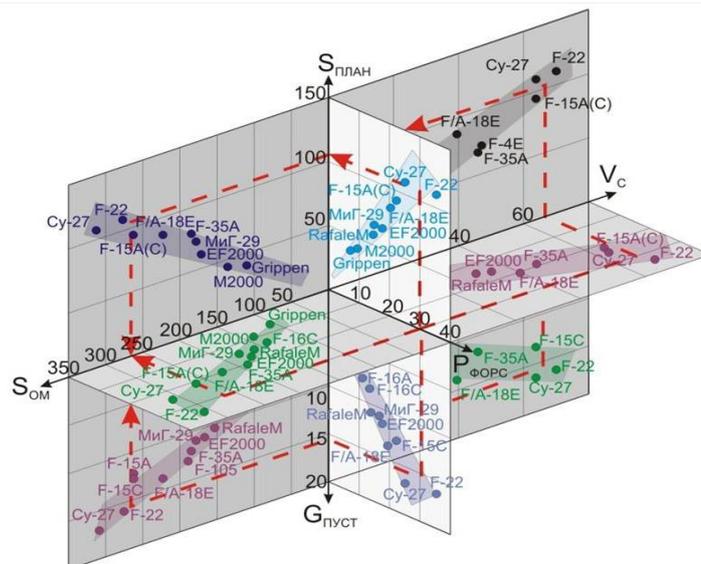


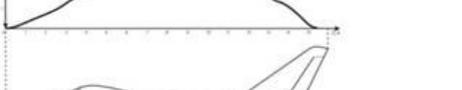
Рис.2 Статистический диапазон проектных параметров

При известном диапазоне базовых параметров и критериев имеется дальнейшая возможность определить область существования основной части проектных параметров. Остальные параметры самолета определяются исходя из конструктивно компоновочных ограничений с учетом области существования этих параметров.

В качестве граничных условий для методики принимаются такие параметры (см. табл. 1) как площадь плановой проекции (функция площади омываемой поверхности, определяемой как проектный параметр), длина самолета, определяемая в блоке формирования графика площадей, размах крыла (в случае, если в ТЗ задано требование по размещению в ЖБУ), положение миделевого сечения по длине самолета, положение центрам масс ГЧФ и двигателя, степень продольной статической устойчивости и относительная площадь консолей крыла.

Таблица 1. Перечень граничных условий

Анализ статистических зависимостей позволяет сформировать диапазоны зна-

Параметр	
$S_{ПЛА}$	
L_C	
$l_{БК}$	
$X_{МИД}$	
$X_T^{ГЧФ}$	
$X_T^{ДВ}$	
$m_z^{Су}$	
$S_{КОН}$	

чений для задания граничных условий: в частности положение миделевого сечения (см. рис. 3), положение фокусов, относительную площадь консолей и другие геометрические и аэродинамические параметры (см. табл. 2).

Рис.3 Статистическое положение миделевого сечения

у существующих самолетов

Таблица 2. Значения геометрических и аэродинамических параметров фронтальных самолетов

Примером компоновочных граничных условий, учитываемых при синтезе схемы, является матрица неварьируемых компоновочных элементов (см. табл. 3), которая описывает параметры моноблока РЛС, кабины, отсеков, двигателя, колес шасси и других характерных элементов компоновки.

Компоновочный элемент		F1/F2/F3	G, кг	V, м ³	L, м	H, м	B, м	X _T			
МРЛС		X/X/X	X	X	X	X	X	X			
Кабина		VxH ^{MAX}	X	X	X	X	X	X			
Отсек		VxH	X	X	L _{АСП} +Δ+Δ	H _{АСП} +H _{УАВ} +Δ	B _{АСП} +Δ+Δ	X			
Самолет	Двигатель		Положение фокуса без Г0 %САХ	Сдвигка фокуса %САХ	Степень продольной статической неустойчивости %	Положение центра парусности %САХ	Площадь миделевого сечения, м ²	Положение миделевого сечения %	S _{КОНС} /S _{БК}		
	КОС		(B _{КОС} +2.5)(D _{КОС} +2Δ)	—	—	—	—	—			
	В/З		F ₀	—	—	—	H _{В/З}	B _{В/З}			
	БРЗО		X/X/X	X	X	X	X	X			
-15	I	4.95	1.55	5.01	.54	6.60	3.00	.33	.63	.56	0
-16	I	2.88	0.03	2.83	.21	85	2.75	.32	.62	.65	0
-18E	I	9.93	4.00	7.13	.87	93	1.50	.96	.64	.69	0
-22	I	3.08	6.46	4.62	.84	62	4.78	.88	.632	.54	0
-35A	I	5.26	0.95	8.55	.40	31	4.15	.71	.665	.53	0
y-27	C	4.84	4.79	7.95	.84	05	3.86	.19	.596	.58	0

Таблица 3. Матрица неварьируемых компоновочных элементов

Формирование графика площадей осуществляется на основании предварительно определенного объема и заданного положения миделевого сечения. Для этого используется формула задания тела Сирса-Хаака (см. рис. 4), трансформированного таким образом, чтобы дистанция миделевого сечения, исходя из статистических данных, совпадала с традиционным его положением у существующих самолетов (см. рис. 5). Местоположение миделевого сечения несущих поверхностей, на основе анализа графиков площадей широкого ряда несущих поверхностей, предлагается принимать равной дистанции середины линии 50% хорд консоли (см. рис. 6).

Для определения значения площади миделевого сечения используется проектный критерий отношения тяги двигателей к площади миделевого сечения, предложенный В.И. Антоновым в работе [1].

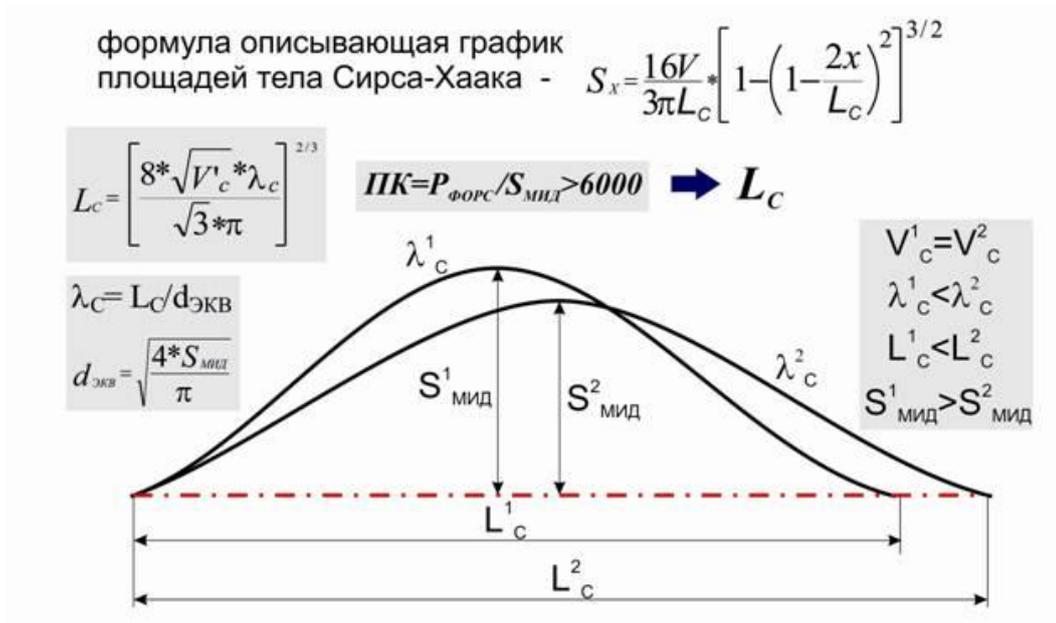


Рис. 4 Сопоставление параметров «аэродинамических» графиков площадей при одинаковом значении объема и различных удлинениях

Рис. 5 «Трансформированный» график площадей

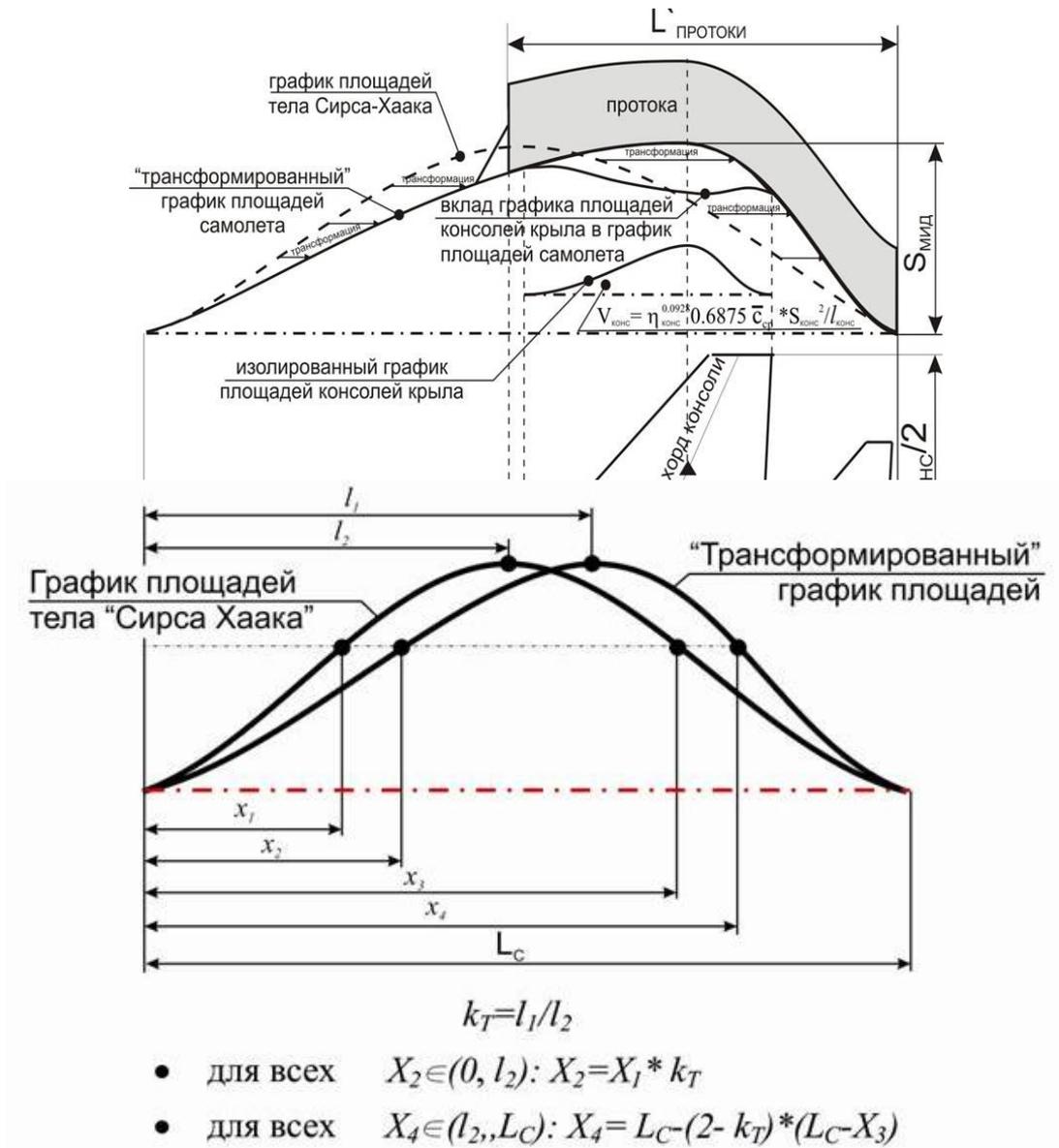


Рис. 6 Закон распределения площадей полных поперечных сечений самолета по его длине

За основу определения положения крыла по длине самолета взята идея о том, что спроектированный самолет должен обладать наименьшим из возможных сверхзвуковым сопротивлением, т.е. необходимо стремиться к тому, чтобы положение миделевого сечения по длине самолета было наиболее рациональным. В соответствии с работой [3] предпочтительными с точки зрения минимальной волновой прибавки сопротивления положениями миделевого сечения по длине самолета будет 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.

На основании методики, описанной в [3], было предложено считать положение миделевого сечения ОЧК в середине линии 50% хорд. Следовательно, для определения положения крыла (см. рис. 7) по длине самолета необходимо определить точку середины линии 50% хорд ОЧК. Для определения геометрии ОЧК необходимо определить «ширину борта» фюзеляжа, т.е. поперечную координату Z_B , определяющую геометрическую (а не технологическую) границу ОЧК и фюзеляжа. Для определения Z_B в настоящей работе предлагается воспользоваться проектным показателем, предложенным в [1] - $\overline{S_{\text{КОНС}}}$ (отношением площади консолей крыла к площади базовой трапеции).

Примечание: в данной 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 $S_{\text{КОНС}}/S_{\text{БК}}$ для ряда самолетов (см. табл. 2) можно сформулировать рекомендации для данного критерия (при определении в первом приближении параметров плановой проекции и ограничений по $Z_{\text{Б}}$) для самолетов, выполненных по нормальной балансировочной схеме - $S_{\text{КОНС}}/S_{\text{БК}} > 0.5$.

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

$$Z_{\text{Б}} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (1)$$

и коэффициенты для решения квадратного уравнения:

$$A = l$$

$$B = -l \left(l_{\text{БК}} \left(l + \frac{b_k}{b_0 - b_k} \right) \right), \quad C = \frac{l_{\text{БК}}^2}{4} + \frac{l_{\text{БК}}^2 \times b_k}{2(b_0 - b_k)} - \frac{S_{\text{КОНС}} \times l}{2(b_0 - b_k)}$$

С учетом определения $Z_{\text{Б}}$ и сделанных выше допущений разработана формула для определения положения крыла по длине самолета:

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

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

$$x_a = \frac{(b_0 + 2b_k) \times l_{\text{БК}} \times \text{tg} \chi_{\text{нк}}}{4(b_0 + b_k)} \quad (3)$$

Далее в первом приближении определяется положение центра масс (X_T), зависящее от степени продольной статической неустойчивости.

На основании анализа положений аэродинамического фокуса для ряда самолетов аналогов (см. табл. 2) 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 5%) и балансировочной схемы самолета. Необходимо учитывать и влияние формы плановой проекции - развитый наплыв сдвигает аэродинамический фокус вперед по полету, в то время как широкие хвостовые балки ($\Delta Z_{\text{БХБ}} > 400$ мм) сдвигают его назад. Значительный вклад в изменение положения фокуса вносит ГО: «врезанным» в крыло – на величину порядка 1,5-3%, удаленно расположенным – на 6-8% САХ.

Следовательно,

$$X_T^0 = X_{\text{КР}} + X_A + 0.25-0.4 b_a \quad (4)$$

в зависимости от задаваемой $m_z^{C_y}$ и плановой проекции самолета.

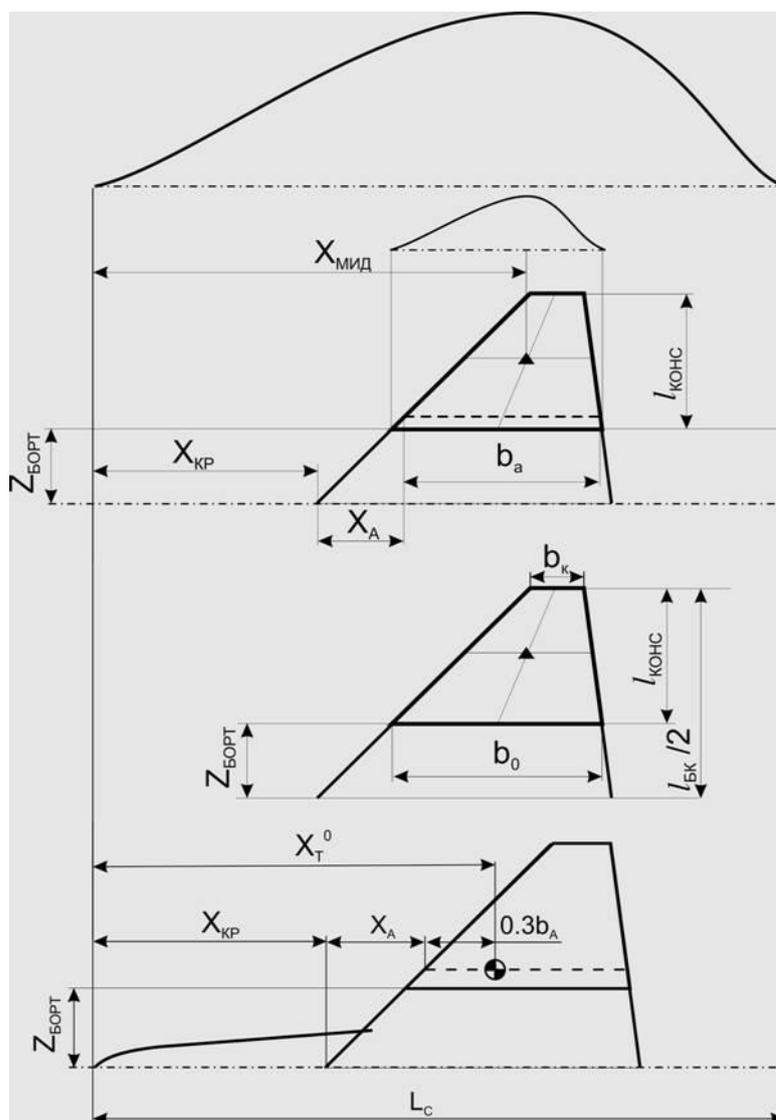


Рис. 7. Алгоритм нахождения положения крыла посредством графика площадей самолета.

Дальнейшее формирование плановой проекции обуславливается взаимосвязанными компоновочными признаками (КП), составляющими в совокупности компоновочную схему. Необходимо проводить работу с учетом влияния КП друг на друга.

Табл. 4 наглядно представляет множество возможных вариантов компоновочных схем и позволяет структурировать схемные решения компоновки самолета.

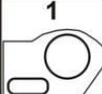
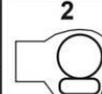
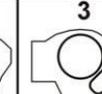
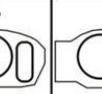
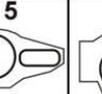
№ размерность	Тип признака	Кп	Варианты Кп						
1	Аэродинамическая схема	A	1 (нормальная)		2 (утка)		3 (бесхвостка)		
2	Схема/тип расположения воздухозаборников	B	1 (пакетная)						
			2 (разнесенная)			2a (подфюзеляжное)			2b (боковое)
3	Схема расположения двигателей	C	1 (пакетная)			2 (разнесенная)			
4	Тип кинематической схемы уборки ООШ	D	1 (прямая ось)			2 ("косая" ось)			3 (сложная)
			1a (// ПСС)	1b (⊥ ПСС)		2a (конич. траектория)	2b (сложная траектория)		
5	Тип ГрО и вариант его расположения	E	1 (ПО)			2 (БО)		3 (МКУ)	
			1a (тандем.)	1b (пакет.)	1c (разнес.)	2a (в М/Г)	2b (в напл.)	3a (по ПСС)	3b (разнес.)
6	Расположение КСА двигателя	F	1 (верхнее)			2 (нижнее)			
7	Расположение КООШ	G							

Таблица 4. Матрица компоновочных признаков 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 оказывает оборудование и системы, установленные в ГЧФ, и силовая установка, которые смещают его 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:

$$A * G_{ГЧФ} = B * G_{СУ} \quad (5),$$

где A и B - плечо до центра масс пустого самолета от центра масс оборудования ГЧФ и силовой установки соответственно (см. рис. 9).

Согласно вышеизложенному выражение для определения положения двигателя по длине самолета в первом приближении может быть записано как:

$$X_{ДВ}^0 = (X_T^0 - X_T^{ГЧФ}) \frac{G^{ГЧФ}}{G^{СУ}} - (X_T^{ДВ} - X_T^0) \quad (6),$$

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 $G_{СУ} = G_{ДВ} * k_{ПОСТ}$, 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 $X_{ДВ}^0 + L_{ДВ} > L_C^0$, необходимо изменить X_T^0 , уменьшив $X_{КР}$, до выполнимости условия $X_{ДВ}^0 + L_{ДВ} \leq L_C^0$, 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, описанные 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. 8).

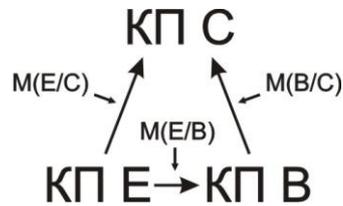


Рис. 8 Схема определения КП С.

При этом предлагается параметры соответствия описанные в табл. 5.

Таблица 5. 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:

$$\frac{D^{\text{СОПЛ}}}{2} \leq Z_{\text{ДВ}} \leq Z_{\text{БОРТ}} - \frac{D^{\text{СОПЛ}}}{2} \quad (7)$$

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

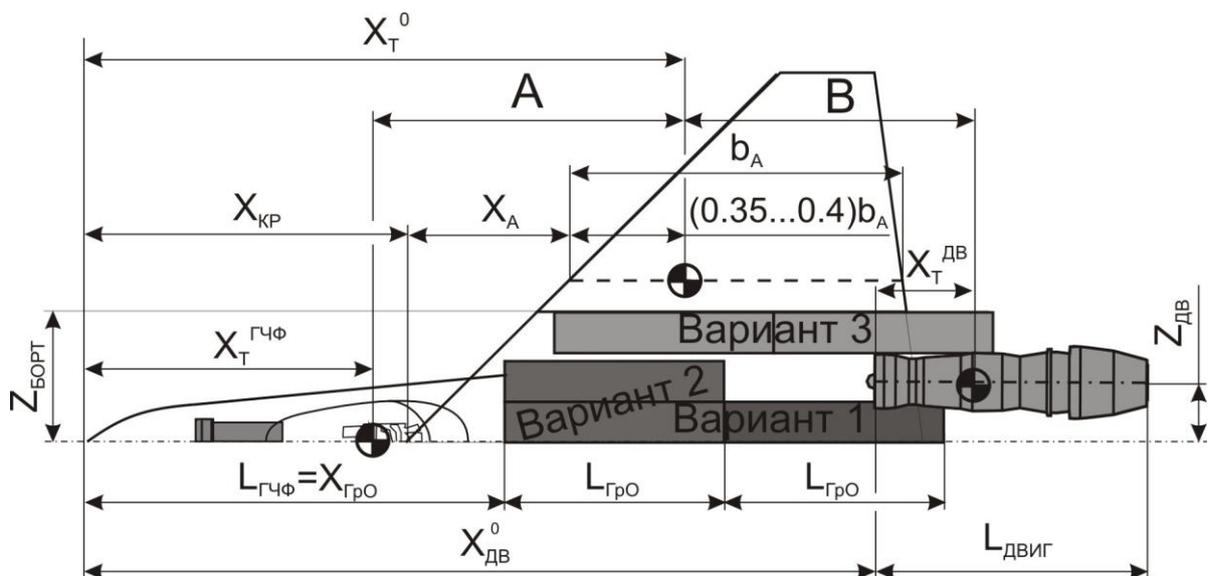


Рис. 9. Схема определения положения двигателей самолета в первом приближении.

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:

$$L_{КАН}^{MIN} = k_K * \overline{L_{КАН}^{MIN}} * d_{ВХ} \quad (8),$$

где k_K – коэффициент, зависящий от дополнительной длины канала, обусловленной применением регулируемых панелей (см. табл. 6), статистические данные.

Таблица 6. Значения коэффициента k_K в зависимости от типа в/з.

	Регулируемый в/з	Нерегулируе- мый 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.

$$\overline{L_{КАН}^{MIN}} = L_{КАН}^{MIN} / d_{ВХ} \quad (9),$$

$d_{ВХ}$ - 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. 7.

Таблица 7. Значение $\overline{L_{КАН}^{MIN}}$ для двухдвигательных самолетов.

Схема расположения В/З Схема распо- ложения двигателей	«пакет- ная»	«раз- несенная»
«пакетная»	6.5-7	6
«разнесенная»	-	4.5

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

$$X_{ВЗ}^0 = X_{ДВ}^0 - \overline{L_{КАН}^{MIN}} * d_{ВХ} \quad (10).$$

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. 10).

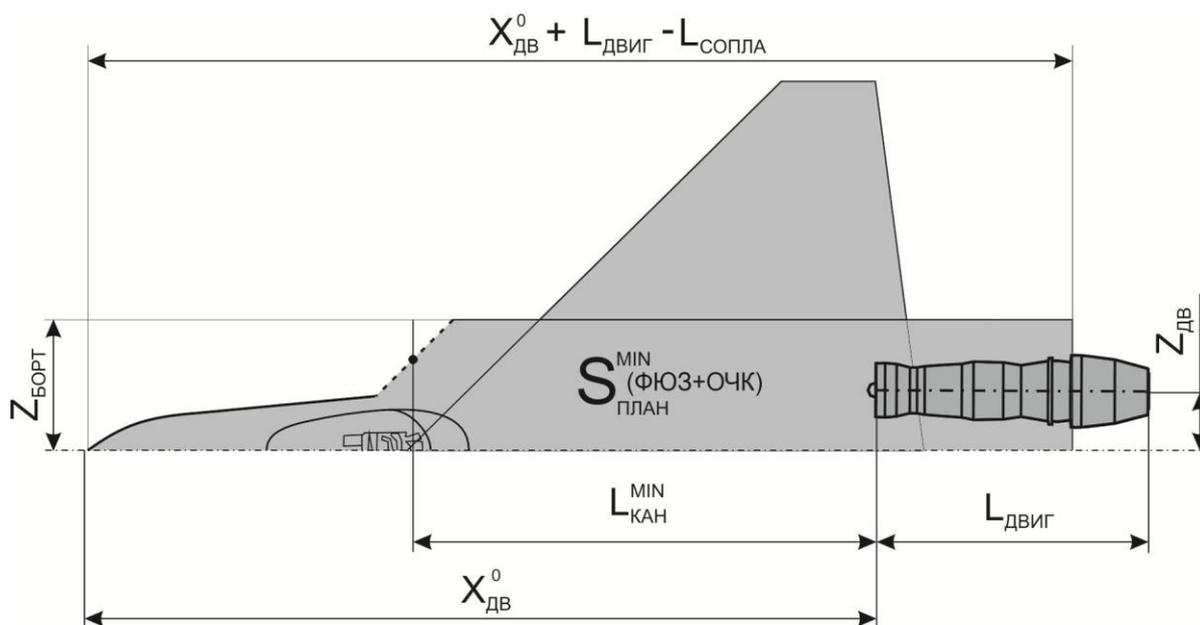


Рис. 10. Определение минимальной площади плановой проекции фюзеляжа и крыла

Для определения площади ГО предлагается использовать зависимость ($S_{ГО} * L_{ГО}$) от ($S_{ПЛАН} * L_C$), 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 обеспечивать устойчивость и управляе-

мость определяется соотношением ($S_{ГО} * L_{ГО}$), в то время как мерой, характеризующей аэродинамические и инерционные (динамические) аспекты поведения самолета в продольном и путевом каналах, является ($S_{ПЛАН} * L_C$). 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. 11, можно построить линейную зависимость между ($S_{ГО} * L_{ГО}$) и ($S_{ПЛАН} * L_C$), основанную на анализе геометрических параметров ряда существующих самолетов:

$$S_{ГО} * L_{ГО} = 0.0321 * (S_{ПЛАН} * L_C) + 3.3245 \quad (11)$$

Далее для определения $S_{ГО}$ предлагается воспользоваться выражениями (12) и (13).

$$S_{ГО} < S_{ПЛАН} - S_{конс} - S_{фюз} \quad (12)$$

Т.е. площадь ГО не должна превышать разницу между предварительно определенной $S_{ПЛАН}$ и минимальной площадью плановой проекции фюзеляжа и крыла (см. рис. 9). В противном случае не будет реализовано условие по обеспечению необходимых проектных параметров.

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

Выражение (13) является следствием (11), а $L_{ГО}$ предлагается определять в зависимости от наличия или отсутствия у самолета БХБ:

В качестве условия определяющего возможность наличия БХБ предлагается использовать выражение (14):

$$Z_{\delta} - (Z_{двиг} + D_{сопл} / 2) \gg 0 \quad (14)$$

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 $L_{ГО}$, в соответствии со стремлением уменьшить как вероятность флаттера ГО, так и минимизировать шарнирные моменты ГО, рекомендуется 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 ~ 1 м (для $S_{ГО}=10-13$ м², и $G_{пуст}=15-20$ т).

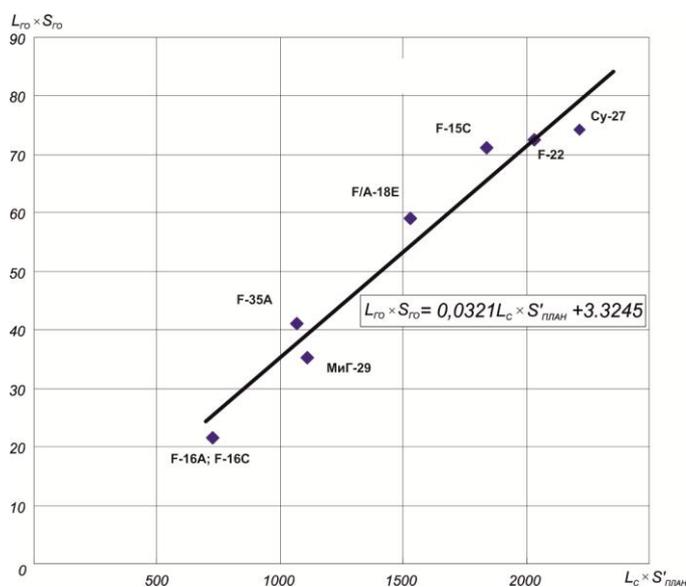


Рис. 11. Зависимость $S_{ГО} \cdot L_{ГО}$ от $S_{ПЛАН} \cdot L_c$.

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.

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 m_z^{Cy} .

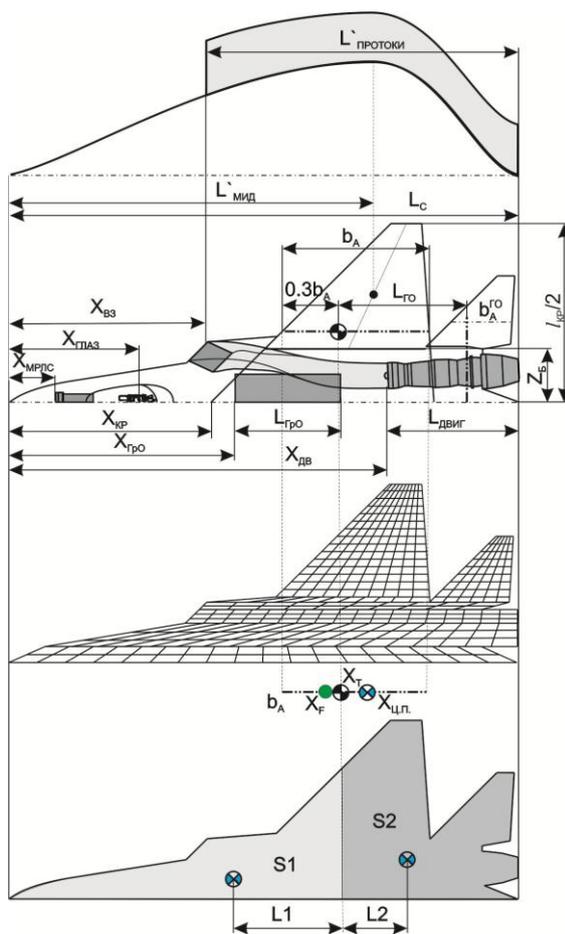


Рис. 12. Обобщенная схема формирования плановой проекции и центровки.

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. 12). 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 позади ц.м. самолета. Это условие обеспечивается при соблюдении условия, определяемого выражением:

$$S_2 \cdot L_2 > S_1 \cdot L_1 \quad (15)$$

Проверка реализуемости граничных условий осуществляется для контроля получившихся 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. 8), 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 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.

Представленный метод определения рациональных вариантов геометрического облика самолета на ранних этапах проектирования позволяет заранее отбросить не реализуемые векторы проектных решений, что в свою очередь позволит сократить временные и материальные затраты на синтез облика самолета и повысить качество.

Таблица 8. 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	$S_{БК}, S_{КОНС}; Z_B, \lambda_{БК}, \chi_{БК} \rightarrow V_{БК}$
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. – 65 с.
2. Аэродинамика маневренных самолетов (особенности аэродинамического проектирования) / Под ред. Л.Г. Чернова. – М.: МАИ-Принт, 2008. – 236 с.
3. Бибиков С.Ю., Долгов О.С. Методика формирования предварительного графика площадей сверхзвукового самолета // Электронный журнал «Труды МАИ», 2015, выпуск №79: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=55764> (дата публикации 19.01.2015).
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, МАИ, 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 с.
6. Компоновка самолетов / Монография под ред. М.Ю. Куприкова. – М.: МАИ Пресс, 2012.- 294 с.