

Методика формирования предварительного графика площадей сверхзвукового самолета

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

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

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

*e-mail: artofweb@ya.ru

**e-mail: batmail79@mail.ru

Аннотация

В статье рассказывается о подходе применяемом проектировщиками при определении геометрического облика самолета истребителя. В качестве граничных условий, при определении геометрического облика, используется график площадей самолета. Формирование графика площадей осуществляется на основании классической формулы для тела «Сирса-Хаака». Далее осуществляется трансформация графика площадей с учетом преобразований на основе статистики. Отдельно определяется объем и график площадей несущих поверхностей.

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

При формировании геометрического облика самолета проектировщику необходимо определить так называемое «компоновочное поле». Таким

«компоновочным полем» на первоначальном этапе формирования геометрического облика является плановая проекция самолета, определяющая несущую способность самолета, и график площадей, определяющий как сам объем самолета, так и волновую прибавку аэродинамического сопротивления.

Формирование плановой проекции самолета, первое с чего традиционно начинается разработка геометрического облика (после предварительного определения проектных параметров), непосредственным образом связано с графиком площадей самолета и наоборот [3]. Кроме того, важность графика площадей для проектировщика определяется тем, что он наглядно иллюстрирует распределение компоновочных объемов внутри теоретического контура самолета и, тем самым, позволяет осуществлять анализ рациональности этого распределения [5].

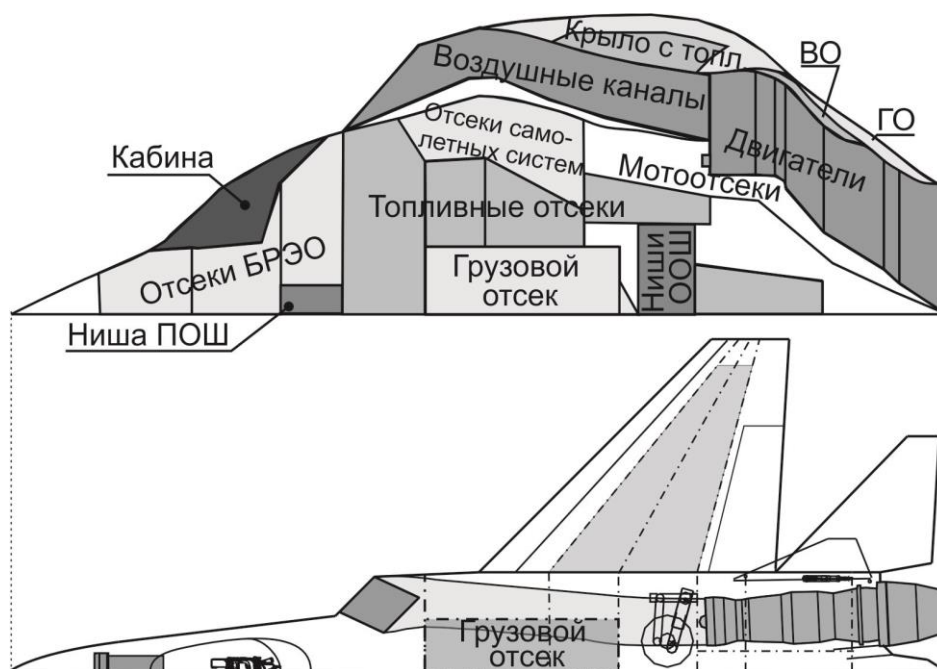


Рисунок 1

График площадей (на этом этапе) является источником параметров, описывающих "необходимые" площади поперечных сечений. Термин

"необходимые" означает, что при формировании геометрического облика сверхзвукового фронтового самолета следует придерживаться определенной закономерности распределения площадей поперечных сечений по его длине.

В работе применяются два понятия: "аэродинамический" график площадей, и "полный" график площадей.

Под первым понимается график площадей поперечных сечений без учета "протоки" (объема занятого каналами воздухозаборников (в/з) и двигателями).

Под «полным» графиком площадей понимается график площадей поперечных сечений самолета построенный с учетом вклада всех составляющих, в т.ч. протоки и сопла.

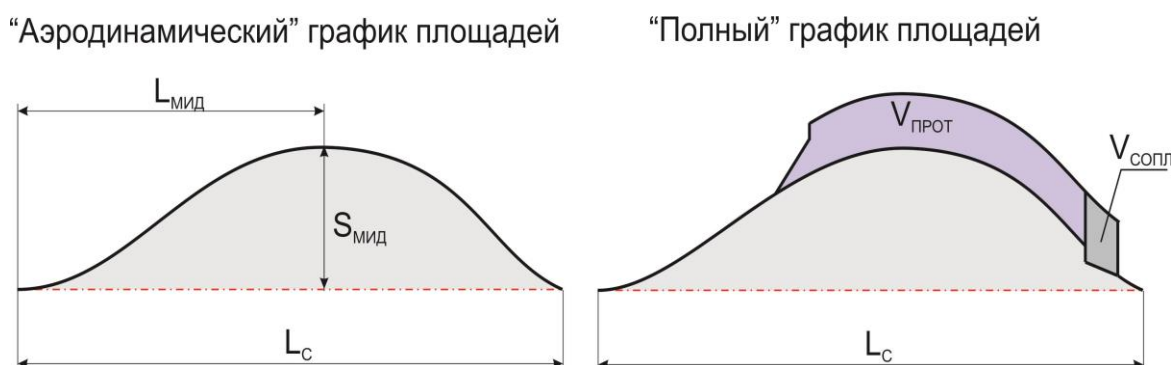


Рисунок 2. Сравнение «аэродинамического» и «полного» графиков площадей

Как закон описания «аэродинамического» графика площадей самолета предлагается использовать формулу (1) графика площадей тела Сирса-Хаака (тела с минимальным волновым сопротивлением на трансзвуковых скоростях) из работы [4], где V – объем тела; L_c – длина тела (в данном случае самолета); x – текущая координата.

$$S_x = \frac{16V}{3\pi L_c} * \left[1 - \left(1 - \frac{2x}{L_c} \right)^2 \right]^{3/2} \quad (1)$$

Следует заметить, что график площадей тела «Сирса-Хаака», тела вращения с наибольшим (миделевым) сечением на середине длины и минимальным волновым сопротивлением при $M=1$, может быть использован только для определения желаемой формы «аэродинамического» графика площадей самолета. Это означает, что в качестве характерного объема подставляемого в выражение (1) необходимо брать объем самолета без учета объемов протоки и сопла:

$$V^* = V_c' - V_{прот} \quad (2)$$

Длина протоки представляется суммой длины канала и длины двигателя. А объем протоки складывается из объема канала, объема «двигательного» участка протоки (без учета сопла) и объема участка незамкнутых сечений в/з. При этом, длина канала считается от «замкнутого» поперечного сечения в/з до входа в двигатель и зависит от взаимного пространственного расположения в/з и двигателя. 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:

$$L_{КАН}^{MIN} = k_R * \overline{L_{КАН}^{MIN}} * d_{ВХ} \quad (3)$$

где: k_K – коэффициент, зависящий от дополнительной длины канала, обусловленной применением регулируемых панелей приведены в таблице 1.:

Таблица. 1

Значения коэффициента k_1 в зависимости от типа в/з (статистические данные)

	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.

$$\overline{L_{КАН}^{MIN}} = L_{КАН}^{MIN} / d_{ВХ} \quad (4)$$

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

Как уже было сказано $\overline{L_{КАН}^{MIN}}$ зависит от количества двигателей и от схемы расположения в/з и двигателя. На основании анализа статистических данных построены таблицы 2 и 3.

Таблица 2

Значение $\overline{L_{КАН}^{MIN}}$ для $n_{ДВ}=1$

Схема расположения в/з	«одионочная»	«разнесенная»
$\overline{L_{КАН}^{MIN}}$	6.5	5

Значение $\overline{L_{КАН}^{MIN}}$ для $n_{ДВ}=2$

Схема расположения в/з Схема расположения двигателей	«пакетная»	«разнесенная»
«пакетная»	6.5-7	6
«разнесенная»	-	4.5

Необходимо отметить, что минимальная длина канала при расположении входа в/з по плоскости симметрии самолета («одиночная» «пакетная» схемы) больше, чем в случае применения «разнесенной» схемы. Это обусловлено необходимостью удлинения канала для расположения находящегося в плоскости симметрии самолета входа в/з перед стойкой ПОШ.

Таким образом, объем канала выражается следующим выражением:

$$V_{КАН}^{ЦИЛ} = n_{ДВ} * L_{КАН}^{MIN} * F_{ВХ} = n_{ДВ} * k_K * \overline{L_{КАН}^{MIN}} * F_{ВХ} * d_{ВХ} \quad (5)$$

Обозначение $V_{КАН}^{ЦИЛ}$ означает, что объем канала рассчитан исходя из постоянства площадей сечения канала по его длине (цилиндрический канал). В реальности график площадей канала отличается от цилиндрического, но это отличие на этапе первоначального формирования геометрического облика не учитывается. Подобное методическое допущение приемлемо в случае, если применяется

одинаково как для всех имеющихся (анализируемых), так и для проектируемых самолетов.

Объем «двигательного» участка протоки определяется как:

$$V'_{дв} = L'_{дв} \cdot F_{вх} \quad (6)$$

Объем участка незамкнутых сечений в/з зависит от конфигурации системы торможения в/з.

Для данной работы принимается:

$$V_{вз} = 0.3 \cdot F_{вх} \cdot d_{вх} \quad (7)$$

Принято с учетом неизвестной, на данном этапе, длины незамкнутого участка воздухозаборника, и $d_{вх}$ – принят как мера длины, коэффициент 0.3 – статистический.

Следовательно объем протоки может быть определен как:

$$V_{прот} = n_{дв} \cdot k_k \cdot \overline{L_{КАН}^{MIN}} \cdot F_{вх} \cdot d_{вх} + L'_{дв} \cdot F_{вх} + 0.3 \cdot F_{вх} \cdot d_{вх} \quad (8)$$

После определения объема протоки и V'_c имеется возможность перейти к определению формы графика площадей.

Для того, чтобы согласно выражению (1) определить форму графика площадей («аэродинамического»), необходимо определить длину самолета L_c .

Проанализировав статистические данные (см. рисунок 3.) можно сказать, что такой параметр как удлинение самолета

$$\lambda = \frac{L_c}{d_{ЭКВ}} \quad (9)$$

Где L_c - длина самолета, а диаметр эквивалентной окружности, площадью равной площади миделевого сечения ($S_{\text{мид}}$), связь определяется выражением (10)

$$d_{\text{экв}} = \sqrt{\frac{4 * S_{\text{мид}}}{\pi}} \quad (10)$$

лежит в достаточно узком диапазоне $\lambda_c = 7 \div 9$.

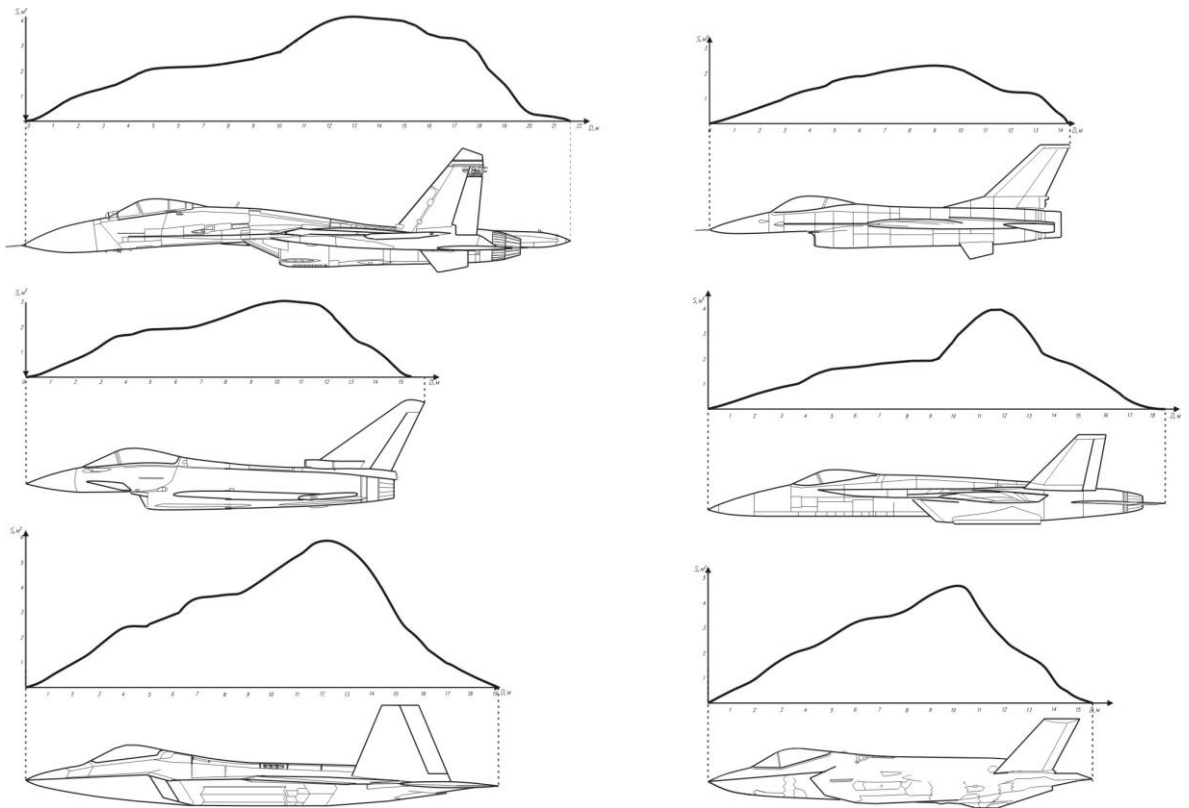


Рисунок 3

С учетом соотношений (1) и (9) и (10), можно выразить длину самолета как:

$$L_c = \left(\frac{8 * \sqrt{V'_c * \lambda_c}}{\sqrt{3} * \pi} \right)^{2/3} \quad (11)$$

Следует отметить, что при одинаковом значении объема самолета без протоки (V^* - «аэродинамического» объема) и большем значении λ_c , самолет имеет меньшее значение площади миделевого сечения, и как следствие меньшее значение

волнового сопротивления (при «гладком протекании» графика площадей для рассматриваемых вариантов) см. рисунок 4.

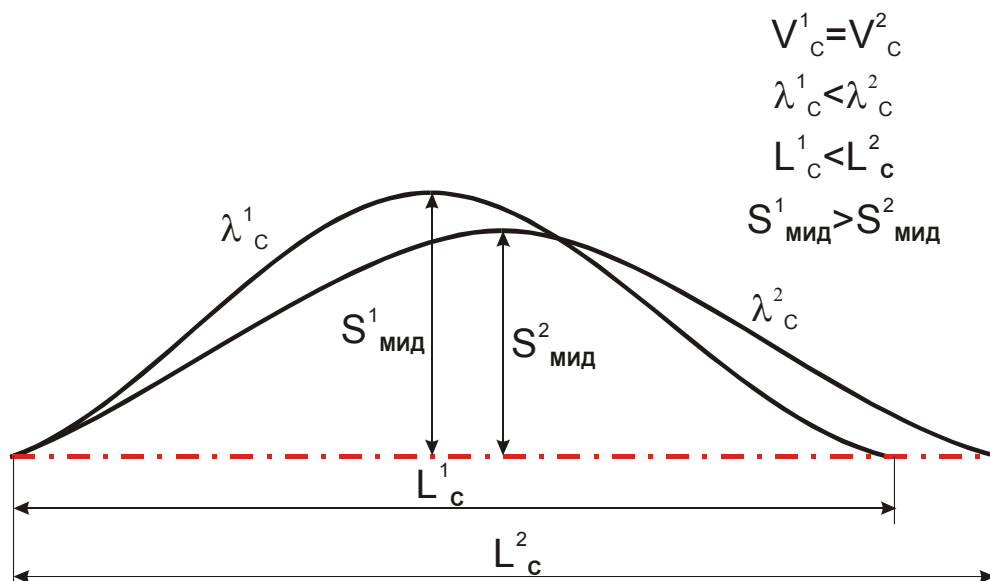


Рисунок 4. Сопоставление параметров «аэродинамических» графиков площадей при одинаковом значении объема и различных удлинениях.

Учитывая выражение (11) длина самолета определяется при известном $S_{\text{мид}}$, который, в свою очередь, может быть определен исходя из критерия $P_0/S_{\text{мид}}$, предложенного В.И. Антоновым в работе [1]. Где P_0 – суммарная тяга двигателей на форсированном режиме. Этот критерий отражает степень аэродинамического совершенства самолета с точки зрения волнового сопротивления и затрат тяги. Критерий показывает величину тяги двигателей, приходящуюся на 1 квадратный метр площади миделевого сечения.

Учитывая статистические данные по величине указанного критерия для современных двухдвигательных самолетов класса истребитель можно принять условие $P_0/S_{\text{мид}} > 6000$.

При этом учитывается $S_{\text{мид}}$ «аэродинамического» графика площадей (см. рисунок 2). Следовательно для определения удлинения «аэродинамического» графика площадей и длины самолета необходимо выделить из полного объема самолета - объем протоки.

Формирование аэродинамического графика площадей

Определив значение V^* как $V^*=(V'_c - V_{\text{ПРОТ}})$, или с учетом выражения (8) как:

$$V^* = V'_c - n_{\text{ДВ}} * k_K * \overline{L_{\text{КАН}}^{\text{MIN}}} * F_{\text{ВХ}} * d_{\text{ВХ}} - L_{\text{ДВ}}^I * F_{\text{ВХ}} - 0.3 * F_{\text{ВХ}} * d_{\text{ВХ}} \quad (12)$$

и определив длину самолета (11), можно описать с помощью (1) форму «аэродинамического» графика площадей самолета.

При этом V'_c – объем самолета без учета сопла, может быть вычислен (в первом приближении) с помощью анализа статистических проектных параметров V_c , $S_{\text{ом}}$, $G_{\text{пуст}}$, $P_{\text{форс}}$ их определенную взаимозависимость (см. рисунок 5).

На основании аналого-сопоставительного метода, т.е. зная значение данного параметра для самолета аналога и проанализировав суть отличий (в объеме оборудования, целевой нагрузки или топлива), можно определить (в первом приближении) значение объема самолета.

Наилучший способ - использовать одновременно два метода (см. рисунок 6).

«Сирса-Хаака», понимая, что окончательный (фактический) график площадей самолета будет отличаться от первоначального.

Под «трансформацией» графика площадей понимается «вытягивание» (перестроение) графика площадей тела «Сирса-Хаака» таким образом, чтобы дистанция миделевого сечения совпадала с традиционным его положением у реальных самолетов (см. рисунок 3).

Для удобства предлагается пользоваться понятием «относительной дистанции» миделевого сечения по длине самолета, т.е. отношению дистанции (от носа самолета) на которой находится максимальное сечение (миделевое) графика площадей к длине самолета.

$$\overline{L_{мид}} = \frac{L_{мид}}{L_c} \quad (13)$$

Анализ графиков площадей широкого ряда самолетов класса истребитель (рис. 3.) показывает, что относительная дистанция миделевого сечения по длине самолета расположена в диапазоне от 60 до 73 процентов длины самолета (см. таблицу 4). Таблица построена на основании анализа самолетов и материалов [2].

Таблица 4

Статистические значения

Самолет	Lc	Sмид	X _{Смакс}
Су-27	21.8	4.19	0.596
F-35A	15.21	4.7	0.665
F-22	18.92	5.875	0.632

F-14A	18.8	5.5	0.67
F-15A	19.5	4.33	0.63
F-16A	14.43	2.32	0.62
F-16E	16.25	2.52	0.64
F/A-18	17	2.96	0.64
E/F-18	18.3	4	0.63
EF-2000	15.96	3.056	0.648
F-20	14.3	1.72	0.63
Jas-35	14.25	2.85	0.63
Jaz-37	14.9	3.55	0.725
Мираж 2000	14.8	2.56	0.655
Мираж 4000	17.5	4.16	0.73
Кфир С2	14.5	1.85	0.71

Необходимо отметить, что в работе [5] предложена формула для определения $X_{\text{мид}}$ по длине самолета в зависимости от максимальной скорости полета ($X_{\text{мид}} = (0.3 + 0.1M_{\text{МАХ.}}) * L_{\text{С}}$) Однако предложенный подход в настоящей работе неприменим вследствие того, что данная формула выведена из учета статистических значений для самолетов широкого класса, и детальное сравнение результатов расчета по данной формуле со статистическими данными анализа геометрических параметров сверхзвуковых фронтовых самолетов показывает несовпадение.

В работе [2], для оптимизации прироста волнового сопротивления, предлагается формировать график площадей истребителя с относительной

дистанцией миделевого сечения 55-60% по длине самолета. Данный подход выработан на основании расчетов ряда компоновок самолета Су-27 (выполненного по нормальной балансировочной схеме) с различным расположении дистанции миделевого сечения по длине самолета и сопоставлении результатов расчетов с результатами продувок тематических аэродинамических моделей. Это ограничивает его широкое применение в разрабатываемой методике предусматривающей самолеты различных компоновок и балансировочных схем.

На основе анализа статистических данных (см. таблицу 4) можно составить таблицу зависимости «относительной дистанции» миделевого сечения в зависимости от аэродинамической схемы самолета (см. таблицу. 5).

Таблица 5

Диапазон расположения «относительной дистанции» миделевого сечения в зависимости от аэродинамической схемы самолета

Аэродинамическая схема самолета	«Утка»/«Бесхвостка»	«Нормальная»
$\overline{L_{мид}}$	0.65-0.7	0.6-0.65

На основании данной таблицы возможно осуществление трансформации графика площадей. Трансформация графика площадей тела «Сирса-Хаака» осуществляется следующим образом (см. рисунок 7):

- Определяется коэффициент трансформации $k_T = l_1/l_2$, или $k_T = \frac{\overline{L_{мид}}}{0.5}$

- Далее пользуясь выражением (1) пересчитываются для всех $X_2 \in (0, l_2)$:

$$X_2 = X_1 * k_T$$

- Для всех $X_4 \in (l_2, L_C)$: $X_4 = L_C - (2 - k_T) * (L_C - X_3)$.

График площадей тела “Сирса Хаака”

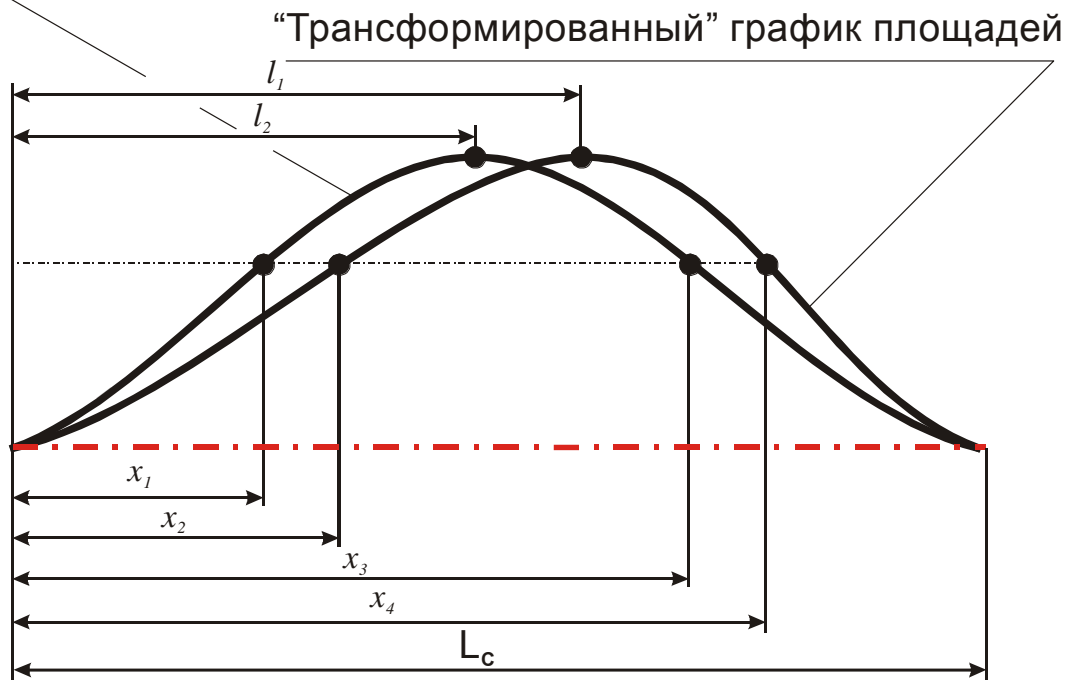


Рисунок 7. Трансформация графика площадей тела «Сирса-Хаака»

Таким образом, формирование первоначального «аэродинамического» графика площадей завершено, после чего можно сформировать «полный» график площадей проектируемого самолета, который и станет, совместно с плановой проекцией, первоначальным «компоновочным полем» для увязки геометрических параметров.

Далее, после построения полного графика площадей, необходимо определить объем, занимаемый несущими поверхностями. Что, в свою очередь, позволит определить площади поперечных сечений фюзеляжа, которых необходимо придерживаться для реализации необходимой формы графика площадей.

Объем аэродинамической поверхности можно представить в виде суммы элементарных объемов вдоль размаха (см. рисунок 8), или в виде суммы элементарных площадей продольных (по потоку) сечений (профилей) проинтегрированных по размаху (см. выражение (14)).

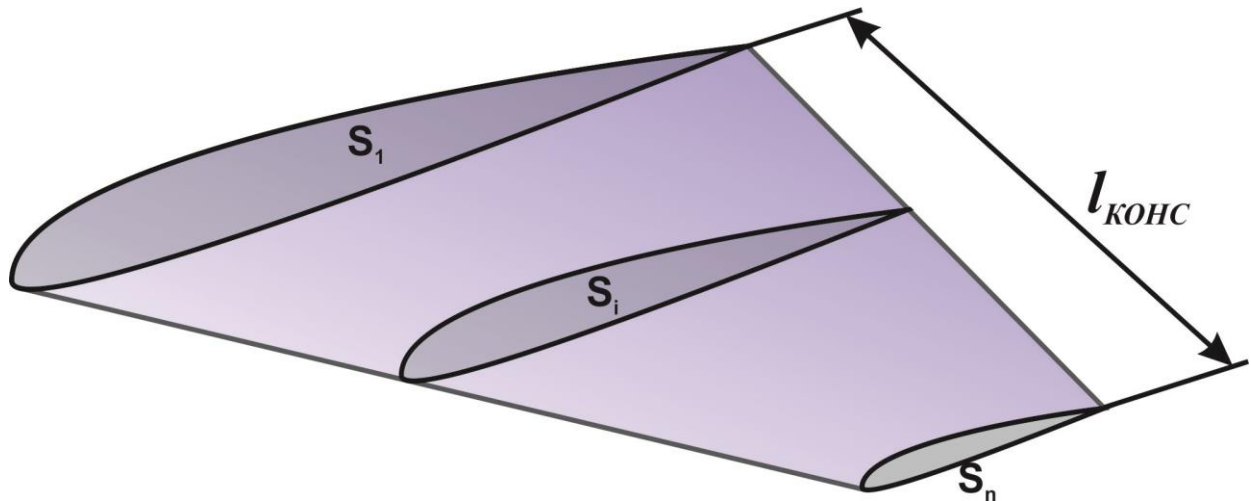


Рисунок 8

$$V_{\text{КОНС}} = \int_0^{l_{\text{КОНС}}} S_i dl \quad (14)$$

Площадь профиля, в свою очередь, складывается из элементарных площадей вдоль хорды, при этом для однотипного профиля отношение площадей прямо пропорционально отношению квадратов длин хорд (см. рисунок 9).

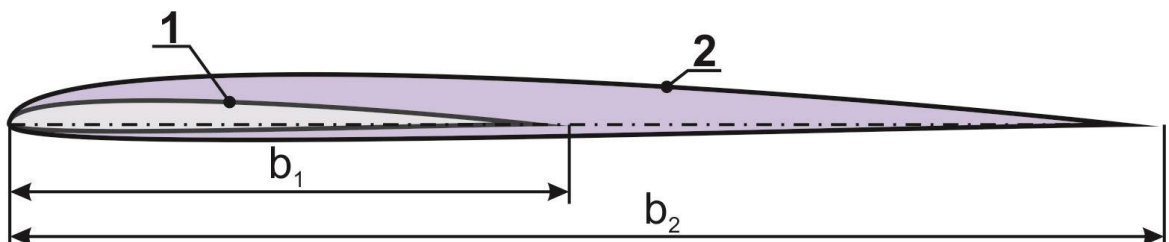


Рисунок 9. Сравнение площадей подобных профилей.

Проведенный анализ показал, что площадь профиля может быть выражена следующим соотношением:

$$S_{\text{проф}} = k_2(\bar{c}) \cdot b^2 \quad (15),$$

где k_2 - коэффициент пропорциональности, зависящий от относительной толщины профиля.

Зависимость k_2 от относительной толщины проанализирована, результаты сведены в таблице 6:

Таблица 6

Изменение коэффициент пропорциональности - k_2 в зависимости от относительной толщины профиля

\bar{c}	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08
k_2	0.01375	0.020622	0.0275	0.034	0.041244	0.04812	0.055

В таблице 6 приведены коэффициенты пропорциональности для симметричных профилей с $X_c=40\%$, однако как показал анализ при наличии несимметрии профилей крыла или отличии X_c от 0.4, но лежащей в диапазоне 0.3...0.5 (характерном для профилей, применяемых для сверхзвуковых фронтовых самолетов), значения коэффициента пропорциональности изменяется настолько, что это отличие можно не принимать во внимание при определении объема крыла (оперения).

Воспользовавшись таблицей 6 можно используя линейную аппроксимирующую функцию определить формульную зависимость:

$$k_2 = 0.6875 \bar{c} \quad (16)$$

Далее процесс определения объема несущей поверхности методически разделяется на две части:

1. Определение объема несущей поверхности с единичным сужением, равной по площади и размаху истинной.

2. Определение объема несущей поверхности с учетом существующего сужения.

Определение объема несущей поверхности с единичным сужением (т.е. для гипотетической прямоугольной несущей поверхности), равной по площади и размаху истинной осуществляется после определения средней геометрической хорды истинной несущей поверхности B_{cp} , т.е. хорды, проходящей через середины линий равных процентов (см. рисунок 10). После чего через среднюю геометрическую хорду строится консоль с единичным сужением ($B_{cp}=B_0=B_k$), площадью и размахом равной аналогичным у исходной консоли.

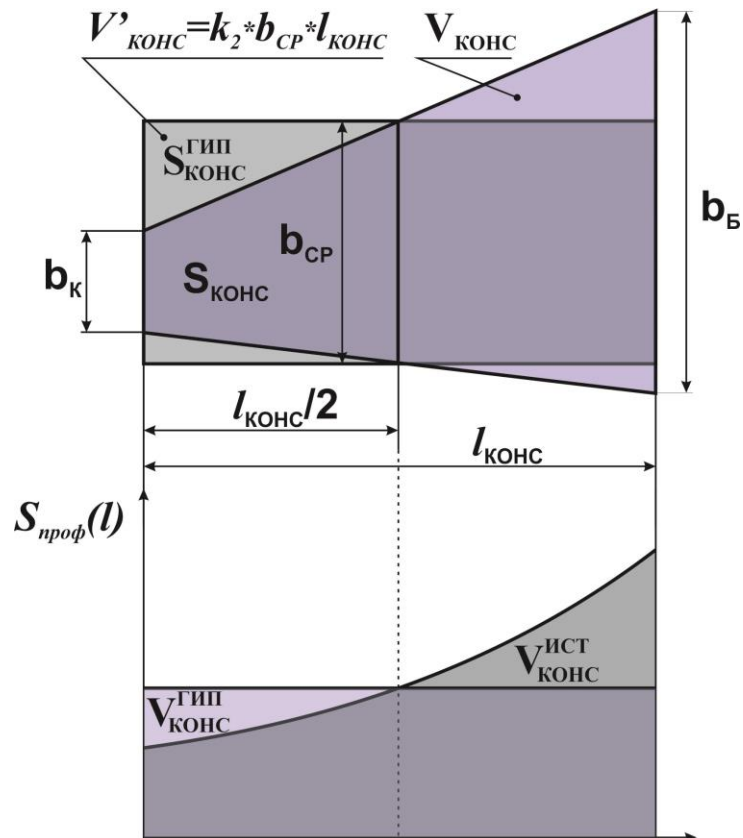


Рисунок 10. Сравнение распределения геометрических параметров для истинных и гипотетической несущей поверхности

Далее объем определяется как произведение площади профиля и размаха крыла. Площадь профиля определяется как

$$F = k_2 \cdot b^2 \quad (17)$$

Следовательно, объем крыла равной площади и размаха с единичным сужением равен:

$$V^{\text{ГИП}} = k_2 \cdot b^2 \cdot 1 = k_2 \cdot S^2 / l \quad (18)$$

Второй этап процесса определения объема агрегата сводится к отысканию коэффициента K_1 , показывающего отличие объема консоли с реальным сужением от объема консоли с единичным сужением равной площади. Как показал анализ графика площадей продольных сечений консолей крыла, построенные вдоль

размаха и определяющие объем агрегата (площадь под графиком), для консолей равной площади и размаха с различными сужениями отличаются (см. рисунок 10). Отношение площади графика продольных сечений крыла с сужением отличным от единицы к аналогичному графику консоли с сужением равным единице и определяет коэффициент K_1 . Проведя исследование зависимости коэффициента K_1 для консолей с различными сужениями одинаковой площади и размаха, построена таблица 7.

Таблица 7

Зависимость изменения коэффициента K_1 от сужения консоли

η	1	2.4	5	10	20	∞
K_1	1	1.06377858	1.166426	1.24548	1.304452	1.37184

Используя таблицу 5, посредством аппроксимации ее значений степенной функцией получена зависимость:

$$K_1 = \eta^{0.0928} \quad (19)$$

В качестве окончательного результата, с учетом выражений (16), (17), (18) и (19), формула для определения объема несущей поверхности (консоли крыла или оперения) имеет следующий вид:

$$V = \eta^{0.0928} \cdot 0.6875 \bar{c} \cdot S^2 / l \quad (20)$$

Данная процедура определения объема агрегата описана для неизменной по размаху относительной толщины профиля. При наличии изменяющейся по размаху относительной толщины профиля предлагается использовать в качестве характерной толщины среднее арифметическое значение относительной толщины для агрегатов с

линейным законом изменения \bar{c} . Для агрегатов с нелинейным изменением относительной толщины предлагается в качестве характерной толщины использовать среднее геометрическое значение \bar{c} . Подобные допущения, как показал анализ изменения геометрических параметров разнообразных несущих поверхностей и сверка их с результатами расчета по предлагаемой формуле, дают приемлемую сходимость, лежащую в пределах инженерной погрешности.

После определения объема несущих поверхностей необходимо определить зону, занимаемую ими на графике площадей самолета. Для чего необходимо построить собственные графики площадей несущих поверхностей.

График площадей несущих поверхностей предлагается строить аппроксимировав его "трансформированным" графиком площадей тела Сирса-Хаака. Трансформация осуществляется аналогично подобной для определения графика площадей самолета. С той разницей, что вместо длины самолета (L_c) в расчет принимается «длина консоли» ($L_{\text{конс}}$), т.е. протяженность (вдоль оси OX) несущей поверхности от начала бортовой хорды до наиболее удаленной от начала бортовой хорды (вдоль оси OX) точки несущей поверхности.

Местоположение миделевого сечения несущих поверхностей, на основе анализа графиков площадей широкого ряда несущих поверхностей, предлагается принимать равной дистанции середины линии 50% хорд консоли. Такие допущения вполне приемлемы, т.к. по результатам сравнения истинных графиков площадей несущих поверхностей с аналогичными, построенными по предлагаемой методике,

показало разницу, находящуюся в пределах инженерной погрешности (см. рисунок 11).

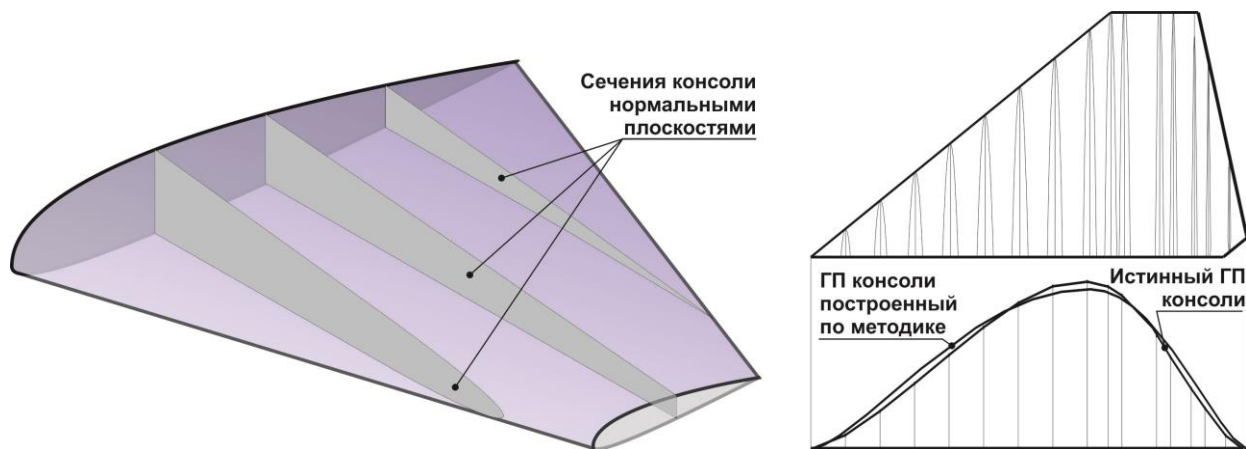


Рисунок 11. Сравнение графика площадей консоли, построенного по предлагаемой методике, с истинным графиком площадей той же консоли, построенным с учетом сечений консоли нормальными плоскостями.

Построение объемов агрегатов на предварительном графике площадей осуществляется от внешнего его контура, т.е. закона распределения площадей полных поперечных сечений самолета по его длине. На графике, отражаются объемы протоки, несущих поверхностей (см. рисунок 12).

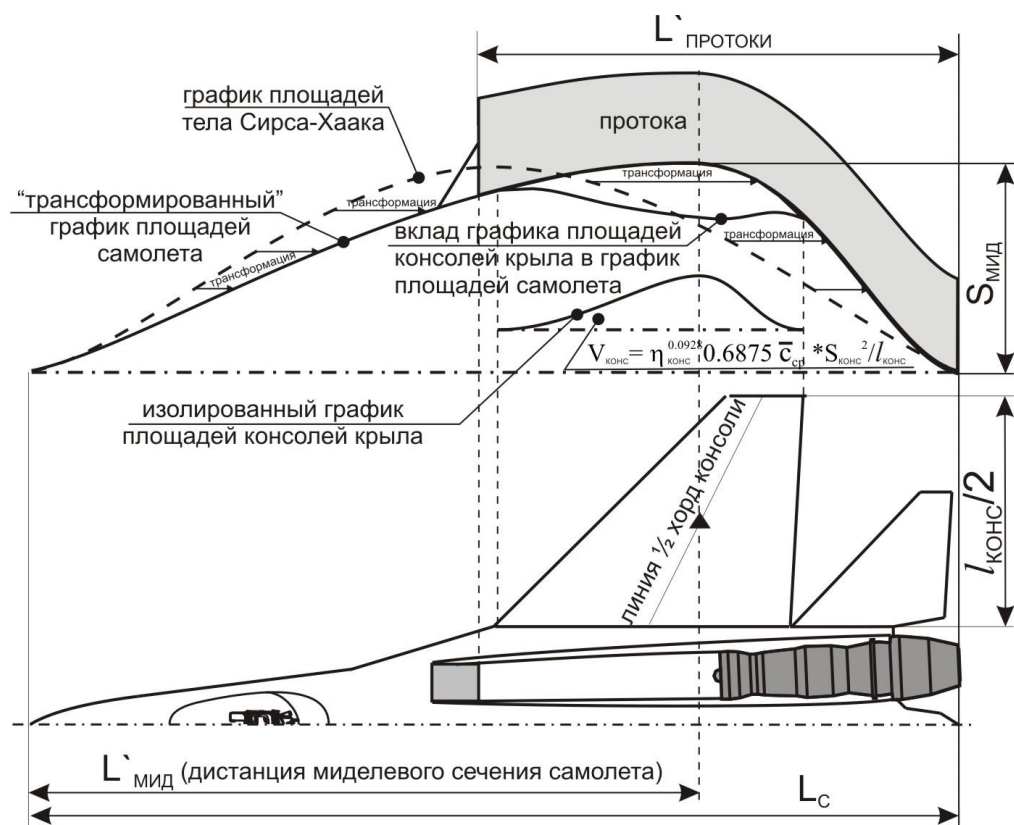


Рисунок 12

На этом этапе формирование предварительного графика площадей завершается. Дальнейшее построение (уточнение и "наполнение") графика площадей самолета осуществляется в процессе детального формирования компоновки.

Библиографический список

1. Антонов В.И., Самойлович О.С., Методология формирования облика тактических самолетов. – М.: Изд-во МАИ, 1991. – 65с.
2. Сверхзвуковой самолет. Патент РФ № 2036822 / Авиационный научно-промышленный комплекс "ОКБ Сухого" / Антонов В.И., Симонов М.П., Чернов Л.Г.

3. Бибииков 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.
4. Евченко К.Г. Формирование геометрического облика сверхзвукового маневренного самолета вертикального взлета и посадки: Автореферат дисс. ... канд. техн.наук. – М.: - 2000.
5. Мальчевский В.В. Матрично-топологический метод синтеза схемы и компоновки самолета. - М.: Изд-во МАИ, 2011. – 356 с.
6. Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 1999, 706 p.