

УДК 623.746.-519

Анализ применения аэродинамической схемы «летающее крыло» на беспилотных летательных аппаратах класса «воздух-поверхность»

Конюхов И.К.

*Машиностроительное конструкторское бюро «Радуга» имени А.Я. Березняка,
ул. Жуковского, 2а, Дубна, Московская обл., 141980, Россия
e-mail: ivan133@post.ru*

Аннотация

В данной работе исследуются пути и трудности применения аэродинамической схемы «летающее крыло» (ЛК) на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) класса «воздух-поверхность» большой дальности. Коротко рассмотрены преимущества и недостатки данной схемы, история её развития, сделана попытка классификации её конкретных реализаций во внешнем облике современных летательных аппаратов; обоснована перспективность применения схемы ЛК на крылатых ракетах большой дальности. Рассмотрен ряд проблем, которые возникнут при реализации данных летательных аппаратов; особое внимание уделено их размещению в отсеках носителя, показано, что именно оно будет качественно определять внешний облик ЛА. Рассмотрены достоинства ряда вариантов решения данной проблемы и обстоятельства, препятствующие их реализации. В заключении показана особая актуальность разработки БПЛА по схеме ЛК, в связи с тем, что необходимые для них пропорции внутренних отсеков соответствуют отсекам вооружения стратегических ударных самолётов, разрабатываемых в настоящее время (В-21, ПАК ДА, Н-20).

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, крылатая ракета, летающее крыло.

1. Введение

Появление управляемых средств поражения класса «воздух-поверхность» большой дальности в их современном виде стало следствием длительного, около ста лет, исторического процесса развития беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

В настоящее время можно выделить четыре главных пути их совершенствования:

1. Повышение дальности, позволяющее носителю уменьшить время и интенсивность соприкосновения со средствами обороны противника или вовсе его избежать, вплоть до запуска средства поражения со своей территории.
2. Повышение точности, позволяющее уменьшить расход боеприпасов на одну цель, поражая её точным попаданием вместо ковровой бомбардировки или удара специальными средствами по площадям.
3. Повышение выживаемости в условиях противодействия средств ПВО, в конечном итоге также уменьшающее расход боеприпасов на одну цель.
4. Совершенствование массо-габаритных характеристик, обеспечивающее либо размещение большего боекомплекта на одном носителе (т.е. более массивный налёт, повышающий вероятность прорыва средств ПВО), либо оснащение средствами поражения рассматриваемого класса носителей с меньшей грузоподъемностью (например, фронтовой авиации).

В настоящее время эти способы наилучшим образом сочетаются на компактных дозвуковых крылатых ракетах (КР) с маловысотной траекторией полёта.

Относительно малая скорость полёта позволяет, во-первых, резко снизить тепловые и силовые нагрузки на конструкцию, во-вторых, использовать «дозвуковой» облик летательного аппарата (ЛА), характеризуемый в три-четыре раза более высоким, чем у сверхзвуковых ракет, аэродинамическим качеством, и в-третьих, применять высокоэкономичные воздушно-реактивные двигатели [1]. Эти меры позволяют уменьшить запасы топлива и объёмы баков при сохранении и даже увеличении дальности полёта, а в сочетании с полупроводниковой элементной базой — уменьшить массу и габариты крылатой ракеты в целом. Полёт на высоте нескольких десятков метров с огибанием рельефа местности существенно снижает заметность летательного аппарата, уменьшая располагаемое время реакции средств ПВО противника вплоть до полного выхода из зоны их поражения. Переход от высокоскоростных ракет к малоскоростным, малогабаритным и высокоточным не только повысил эффективность управляемых средств поражения, но и расширил область их применения [2].

Вместе с тем, внешний облик современных дозвуковых БПЛА большой дальности близок к оптимальному. Дальнейшая его оптимизация в рамках традиционных аэродинамических и компоновочных схем не даст существенного прироста тактико-технических характеристик. Тем не менее, существует ряд перспективных направлений, сулящих скачкообразное улучшение характеристик летательного аппарата, путём применения новаторских проектных решений. Самым радикальным и многообещающим из таковых является переход к нетрадиционным вариантам внешнего облика. На схеме (рис. 1) показано влияние выбора аэродинамической компоновки на различные проектные параметры летательного аппарата. Очевидно, что аэродинамическая схема ЛА влияет практически на все его

характеристики, не только аэродинамические, но и динамические, весовые, прочностные, показатели заметности, а через них, в свою очередь, определяет показатели стоимости и эффективности применения наряда ЛА в боевой операции. До настоящего времени практически все крылатые ракеты большой дальности выполнялись по «нормальной» схеме, изредка – по схемам «бесхвостка» и «утка». В данной работе рассматривается целесообразность перехода от данных вариантов облика, близких к своему оптимуму, к аэродинамической схеме «летающая крыло» (ЛК). Данная схема, обладая серьёзными сложностями в практической реализации, является многообещающей с точки зрения своих аэродинамических и весовых преимуществ; в рассматриваемом классе летательных аппаратов особое значение приобретает такое её свойство, как малоотражающая форма, обеспечивающая характеристики заметности, недостижимые традиционными конфигурациями. Поскольку в настоящее время всемерное снижение заметности считается основным средством повышения вероятности преодоления современных средств ПВО [3], [4] это существенно повышает актуальность разработки управляемых средств поражения данной аэродинамической схемы.



Рисунок 1 – влияние выбора аэродинамической схемы на проектные параметры летательного аппарата

2. Преимущества и недостатки схемы «летающее крыло»

«Летающее крыло» характеризуется следующим набором преимуществ перед другими аэродинамическими схемами:

1. Высокое аэродинамическое совершенство, характеризуемое малой величиной безындуктивного сопротивления и, отсюда, повышенным аэродинамическим качеством. Его обеспечивает, прежде всего, малая омываемая площадь ЛА и отсутствие вредной интерференции. По данным Дж. Нортропа [5], приведённым для самолёта класса «дальний бомбардировщик» с крейсерской скоростью полёта до 800 км/ч («чистый» дозвуковой режим): коэффициент минимального аэродинамического сопротивления ЛА типа ЛК вдвое меньше, чем у самолёта нормальной схемы; для поддержания одинаковой крейсерской скорости «летающему крылу» требуется на

11...33% меньшая мощность двигателя, а дальность при этом будет на 13...25% больше. При этом, наивыгоднейшая скорость у ЛК на 7...19% больше, а выигрыш в дальности в таком случае составит 14...41% при том же запасе топлива. Необходимо отметить, что оценки Нортропа выполнены для аппаратов близких к «чистому» ЛК, практически без выступающих элементов. Требования внутренней и внешней компоновки, предъявляемые к рассматриваемому в данной работе классу ЛА, делают соответствие такой конфигурации трудноосуществимым, поэтому данные оценки стоит рассматривать, как верхний предел.

2. Повышенная весовая отдача, обеспечиваемая несколькими факторами:

2.1. Отсутствие, малые размеры или интеграция функций ряда элементов ЛА

2.2. Меньшее количество стыковых узлов

2.3. Возможность значительно более равномерного, чем у ЛА других схем, распределения массы по объёму самолёта, что позволяет в значительной степени уравнивать местные аэродинамические нагрузки весовыми, уменьшая количество и «качество» элементов конструкции, в которых концентрируется силовая нагрузка [5], [6]. Согласно Нортропу, применение схемы ЛК позволяет при той же массе конструкции увеличить взлётный вес на 16%.

3. Пониженная заметность средствами радиолокации, вследствие существенно меньшего количества «блестящих точек» и лучших возможностей их экранирования от средств обнаружения противника. Косвенно «летающее крыло» создаёт лучшие условия для снижения заметности и в других диапазонах излучения: инфракрасном и особенно акустическом. Дело в том, что одним из наиболее действенных путей снижения данных демаскирующих факторов является экранирование двигателей (компрессора низкого давления и сопла) от наземного наблюдателя элементами

конструкции ЛА, для чего их размещают над крылом. Так можно сделать на аппаратах почти любой схемы, но «летающее крыло» с присущей ему широкой хордой обеспечивает для этого наилучшие условия.

Вместе с тем, данной аэродинамической схеме присущ ряд недостатков:

1. Проблемы с обеспечением устойчивости по всем осям

1.1. Пониженные запасы статической устойчивости

1.2. Меньший запас центровок в долях средней аэродинамической хорды (САХ), что в некоторой степени компенсируется большой длиной самой САХ, характерной для «летающих крыльев» [5].

1.3. Низкая динамическая устойчивость. В продольном канале она выражается слабодемфируемым фугоидальным движением, а в боковом – рывками по курсу, затрудняющим выполнение ряда полётных операций [5].

1.4. Тенденция к скольжению на крыло при полёте с креном (при отсутствии вертикального оперения) [5], [7, с. 132]

2. Невысокая манёвренность и проблемы с управляемостью, обусловленные малыми плечами действия классических аэродинамических управляющих поверхностей (рулей высоты, элевонов, рулей направления), а также особенностями путевого управления методом асимметричного сопротивления. ЛА схемы «летающее крыло» требуются управляющие поверхности большей площади, чем ЛА нормальной схемы, что влечёт за собой большую их массу, аэродинамическое сопротивление и требуемую мощность приводов

3. Значительные потери подъёмной силы на балансировку статически устойчивого ЛА из-за малого плеча рулей. Максимальные балансировочные коэффициенты подъёмной силы у статически устойчивого «летающего крыла» и

самолёта нормальной схемы, относятся, как 1,5:2,3 [5], [8, с. 11]; Необходимо отметить, что все отмеченные проблемы с устойчивостью, управляемостью и балансировкой характерны для статически устойчивых ЛА; если аппарат выполнен статически неустойчивым в продольном канале с активным управлением автопилотом, то проблемы со статической устойчивостью становятся неактуальными, исчезают потери подъёмной силы на балансировку, улучшается динамическая устойчивость и манёвренность.

4. Большая относительная толщина профиля крыла, присущая ЛА данной схемы, вызывает раннее наступление волнового кризиса и повышенное волновое сопротивление на около- и сверхзвуковых скоростях

5. Сложность размещения (компоновки) всех необходимых элементов, особенно с жёстко заданной цилиндрической (призматической) формой – газотурбинных двигателей, боевых частей, у пилотируемых самолётов – лётчика и его кабины.

6. Для БПЛА – не решённая проблема эффективной внешней компоновки при размещении в транспортно-пусковых контейнерах (ТПК) или внутренних отсеках носителя.

7. Специфическая трудность появляется при применении данной схемы на рассматриваемых в данной статье маловысотных крылатых ракетах. «Летающее крыло» характеризуется малой величиной нагрузки на плановую проекцию, в результате, реализуемые коэффициенты подъёмной силы, особенно в конце траектории, могут быть далеки от оптимальных. Решить эту проблему можно применением профилей, у которых максимум аэродинамического качества приходится на малые коэффициенты подъёмной силы.

Применение схемы ЛК на беспилотных аппаратах в значительной степени

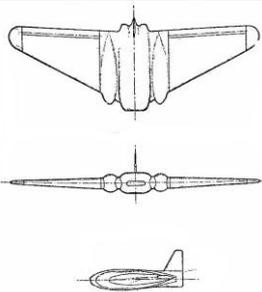
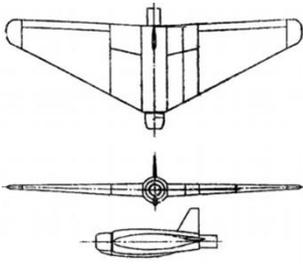
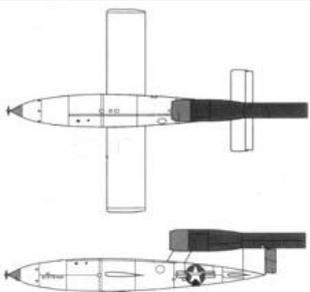
нивелирует её недостатки. Помимо отмеченного выше решения проблем с устойчивостью и управляемостью, БПЛА, как правило, присущи докритические крейсерские скорости, что позволяет применять относительно толстое крыло. Облегчает ситуацию с волновым кризисом и применение суперкритических профилей.

Сравнивать характеристики аэродинамических схем применительно к крылатым ракетам, опираясь на данные для больших самолётов, как было сделано выше, можно лишь с изрядной долей условности. Исследовать же преимущества данной схемы на основе статистического анализа более близких прототипов затруднительно, поскольку разработка КР типа ЛК почти никогда не доходила даже до стадии испытаний прототипов. Единственным исключением являются работы, проводившиеся в 1945 г. фирмой «Нортроп» (США). Самолёты-снаряды класса «поверхность-поверхность» JB-1 и JB-10 представляли собой небольшие летательные аппараты с трапециевидным крылом; по оси симметрии располагалась двигательная установка (ДУ) с лобовым воздухозаборником, а по бокам от неё — две боевые части (БЧ). JB-1 оснащалась турбореактивным двигателем (который так и не удалось довести до надёжной работы и расчётной тяги) и БЧ в виде обыкновенных авиабомб, жёстко закреплённых в выступающих из крыла обтекателях; JB-10 комплектовалась интегрированными в крыло боевыми частями специальной формы (по другим данным — боеголовками от V-1) и пульсирующим воздушно-реактивным двигателем. По тактике применения, технологическому уровню и лётным характеристикам они соответствовали немецкой ракете V-1 и другим КР «нулевого» поколения: имели нескладываемую, плохо приспособленную к транспортировке и хранению конструкцию, примитивную систему наведения,

крейсерскую скорость полёта порядка $M=0,55$, требовали крупногабаритных и уязвимых стартовых позиций. Приведённое в табл. 1 сравнение JB-10 и выпущенной в то же время на той же технологической базе ракеты нормальной схемы JB-2 (копия V-1) показывает, что при большей на 44% массе JB-10 с тем же двигателем имеет такую же крейсерскую скорость, что свидетельствует о её существенно лучшем аэродинамическом совершенстве. Дальность JB-10 больше на 34%; масса БЧ на 75% выше, относительная масса БЧ — больше на 22,5%. Таким образом, для крылатых ракет того времени схема «летающее крыло» показала существенное превосходство в весовом и аэродинамическом совершенстве над «нормальной». Однако сами технические решения сравниваемых ракет быстро устарели и едва ли могут быть использованы при создании современного оружия.

Таблица 1

Сравнение характеристик ранних крылатых ракет схемы «летающее крыло» и «нормальной» схемы [9]

Тип КР	JB-1	JB-10	JB-2
Внешний вид			
Схема	ЛК	ЛК	Нормальная
Длина, м	3,21	3,6	7,193
Размах, м	8,63	7,95	5,395
Масса, кг	3213	3271	2277,5
V, км/ч	645	690	684

L, км	1078	322	240
Двигатель	ТРД, 2x180 кгс	ПуВРД, 410 кгс	ПуВРД, 410 кгс
БЧ, кг	1800	1600	910
μ _{БЧ}	0,56	0,49	0,4

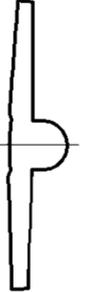
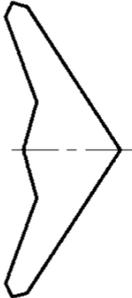
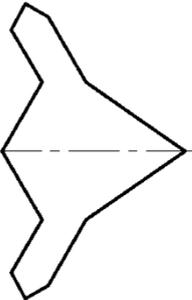
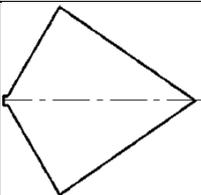
3. Варианты внешнего облика «летающего крыла»

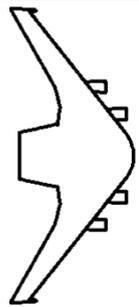
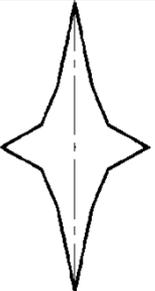
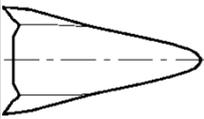
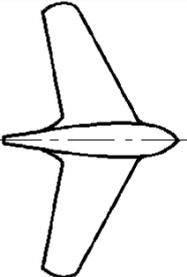
Компоновка типа «летающее крыло» характеризуется стремлением по возможности вынести из потока все элементы, не создающие значительной подъёмной силы с передачей их функций крылу. В отличие от других аэродинамических схем, это не находит выражения в конкретных жёстко определённых признаках внешнего облика. «Идеальное» ЛК представляет собой летательный аппарат, состоящий только из крыла (без иных выступающих элементов), внутри коего размещается полезная нагрузка, топливо, двигатели и т. д. Однако в реальных ЛА этой схемы полностью обойтись без внешних элементов не удаётся. Практически всегда у «летающих крыльев» отсутствует горизонтальное оперение, зачастую нет и вертикального; при этом устойчивость обеспечивается особой формой крыла, управляемость по тангажу и крену – рулями на его задней кромке (так же, как у «бесхвостки») а управляемость по курсу – либо координированным разворотом, либо несимметричным увеличением аэродинамического сопротивления, посредством задействования тормозных устройств на концах крыла. Вместе с тем, известен ряд примеров летательных аппаратов, в которых в той или иной степени реализуется интегральный подход, но могут присутствовать двигатели во внешних гондолах, редуцированный корпус (фюзеляж), вертикальное и даже горизонтальное оперение [7], [8]. Как будет показано ниже, конструктивно-компоновочные ограничения сделают внешний облик

рассматриваемого БПЛА достаточно далёким от «чистого» ЛК. В таблице 2 приведена попытка систематизации внешнего облика «летающих крыльев» при их практической реализации.

Таблица 2

Разновидности реализаций внешнего облика летательных аппаратов схемы «летающее крыло» и близких типов

№	Название	Вид в плане	Примеры	Особенности
1	«Летающее крыло» без выраженного центроплана		Планёры Черановского, Но. I... III, Но. VII, N-1M, N-9M, XB-35, B-2, LA, LM	Недостаток строительной высоты центроплана зачастую компенсируется редуцированным фюзеляжем
2	«Летающее крыло» с изломом передней кромки		DarkStar, Corax, Инспектор-301, ВАТ, ProjectWing	Строительная высота центроплана увеличена за счёт излома передней кромки треугольной или криволинейной формы
3	«Летающее крыло» с изломом задней кромки		Планёры Пьецуха, Но. IX, nEUROn, RQ-170, X-45C	Строительная высота центроплана увеличена за счёт излома задней кромки, как правило, треугольной формы
4	«Летающее крыло» с изломом передней и задней кромок (cranked kite)		RQ-180, B-21, X-45A	Имеет развитый центроплан со специальным профилем. В общем случае положения изломов передней и задней кромок могут не совпадать
5	«Летающее крыло» малого удлинения		X-47A, F5U-1	

№	Название	Вид в плане	Примеры	Особенности
6	Blended wing body		Boeing-797, ДМС-ЛК, Т-4МС, Х-48В, DP-11	Отличается сильно уплощённым несущим фюзеляжем, плавно переходящим в консоли. Зачастую имеет вертикальное или V-образное оперение. В разных источниках считается либо разновидностью ЛК, либо отдельной схемой
7	Bi-directional		-	Крыло в форме четырёхлучевой звезды, обеспечивающее полёт в двух взаимно перпендикулярных направлениях
8	Несущий корпус		Х-24, HL-10, «Клиппер»	Крыло отсутствует, подъёмная сила создаётся корпусом, для стабилизации установлено оперение. Применяется на высокоскоростных ЛА. Не ЛК
9	«Бесхвостка»		Самолёты Данна и Хилла, Me-163, F7U, F-102, F-106, Ту-144	Имеется чётко выраженный фюзеляж и вертикальное оперение большой площади, горизонтальное оперение отсутствует. Не ЛК

Дальнейшие исследования будут проводиться применительно к схемам 1...5.

Классификация в таблице 1 приведена, прежде всего, по признаку выделения центроплана. Чёткой границы между конкретными реализациями нет: трудно определить, когда развитый центроплан схемы 4 переходит в уплощённый фюзеляж схемы 6, где пороговое удлинение, разграничивающее схемы 1 и 5, при каких относительных размерах фюзеляжа «летающее крыло» переходит в «бесхвостку». Более того, в рамках каждой из схем 1...5 можно выделить две принципиально отличных разновидности: с консолями прямой стреловидности и с нестреловидным крылом.

ЛК характеризуется намного большей ролью стреловидности крыла в

характеристиках аппарата, нежели у ЛА других схем. Это вытекает из разных методов обеспечения устойчивости стреловидных и нестреловидных «летающих крыльев». Продольная балансировка стреловидного «летающего крыла» обеспечивается отрицательной аэродинамической или геометрической круткой. Помимо самобалансировки на положительных углах атаки такая крутка приближает закон распределения подъёмной силы по размаху крыла к эллиптическому, что снижает индуктивное сопротивление и изгибающий момент. Кроме того, она затягивает срыв потока на концах крыла. Стреловидному крылу присуща собственная путевая устойчивость, что позволяет существенно уменьшить площадь вертикального оперения, а в ряде случаев вовсе от него отказаться.

Нестреловидное крыло, например, трапециевидное, имеет большую длину корневой хорды, что даёт значительную строительную высоту в месте концентрации элементов, наиболее трудных для внутренней компоновки. Устойчивость в данном случае обеспечивается применением самобалансирующихся S-образных профилей, отличающихся отогнутым вверх хвостовиком. Аэродинамические характеристики у таких профилей хуже, чем у обычных [10]. Кроме того, нестреловидное крыло накладывает дополнительные ограничения на распределение элементов конструкции и полезной нагрузки; для статически устойчивых самолётов большая часть веса должна концентрироваться впереди 30...40% хорд крыла, оставляя значительный объём его внутреннего пространства неиспользованным [5]. «Электронная устойчивость» смягчает данную проблему, тем не менее, ЛА всё равно остаётся переразмеренным. Кроме того, нестреловидное крыло не обладает собственной путевой устойчивостью, что требует наличия киля, причём большей (из-за меньшего плеча) площади, по сравнению с ЛА «нормальной» схемы. Крылу обратной

стреловидности (КОС) присущи те же проблемы, но в ещё большей степени. Так, для обеспечения допустимого положения центра масс ему необходима выступающая за переднюю кромку гондола (фактически, короткий фюзеляж), в которой должна концентрироваться значительная доля массы ЛА. Вкупе с большим потребным размером киля (КОС само по себе неустойчиво в канале рысканья) это сводит на нет преимущества схемы и делает применение КОС на «летающих крыльях» нерациональным [5]. Определённые преимущества, прежде всего, по компоновке и устойчивости, даёт крыло малого удлинения, но для него значительно труднее обеспечить приемлемое аэродинамическое качество.

Объединить преимущества и скомпенсировать недостатки различных стреловидностей позволяет применение крыльев сложной формы (схемы 2...4, табл. 1). Так, излом передней кромки обеспечивает «псевдостреловидность» и позволяет отказаться от килей и S-образных профилей у нестреловидных и умеренно-стреловидных ЛК в пользу крутки, одновременно увеличивая хорду и строительную высоту центроплана при сохранении большого удлинения. Стреловидное крыло с изломом по задней кромке сохраняет свои преимущества при удлинённой корневой хорде. Развитием таких компоновок является схема «cranked kite» (обозначение фирмы «Northrop Grumman», разработавшей в данной компоновке дальний разведывательный ДПЛА RQ-180), представляющая собой развитый центроплан ромбовидной формы, к которому для повышения аэродинамического качества и обеспечения необходимых характеристик устойчивости пристыкованы стреловидные консоли большого удлинения (схема 4, табл. 1) [11]. Подобное техническое решение находит применение и при другой форме крыльев (В-2).



Рисунок 2 – RQ-180 – яркий представитель концепции «cranked kite»

4. Параметризация вариантов проектных решений

Формализация задачи проектирования может быть осуществлена путём выделения параметров, которые в дальнейшем используются, как проектные переменные, вариацией коих осуществляется оптимизация внешнего облика ЛА по целевому критерию. У «летающего крыла» таких параметров меньше, чем у самолётов других схем, за счёт отсутствия горизонтального оперения, а также такого сложнопараметризуемого элемента, как фюзеляж [12]. Число вариантов компоновки двигателей также меньше. Полукрыло определяется, как набор элементов вытягивания переменного сечения вдоль двух направляющих (передней и задней кромок). За счёт симметрии относительно продольной оси задавать нужно параметры только одного полукрыла. В общем виде можно выделить следующие проектные параметры внешнего облика ЛА типа «летающее крыло»:

1. Связь массы и облика

1.1. Нагрузка на крыло

2. Планёр

2.1. Форма крыла в плане

2.2. Профилировка

2.3. Вертикальные поверхности

2.3.1. Наличие центрального киля

2.3.2. Наличие и расположение (в долях размаха) парных килей

2.3.3. Наличие винглетов

2.4. Органы управления и механизации (при совпадении параметров двух

поверхностей они считаются работающими совместно: элевоны, флапероны и т.д.)

2.4.1. Расположение и относительные геометрические параметры рулей высоты

2.4.2. Расположение и относительные геометрические параметры элеронов

2.4.3. Наличие, тип, расположение и относительные геометрические параметры закрылков

2.4.4. Наличие, тип, расположение и относительные геометрические параметры предкрылков

2.4.5. Тип путевого управления

2.4.6. Геометрические параметры рулей направления (или аэродинамических щитков)

3. Двигательная установка

3.1. Тип двигателя

3.2. Количество двигателей

3.3.Компоновка ДУ

3.4.Тип ВЗУ

Рассмотрим более подробно параметры формы крыла, вариацией которых преимущественно и осуществляется оптимизация, как аэродинамических характеристик, так и параметров заметности летательного аппарата. Форма крыла в плане в общем случае задаётся набором уравнений кривых, составляющих переднюю и заднюю кромки (рис. 3, слева). Методика задания упрощается, если кромки прямолинейные. В таком случае форма каждой части крыла между изломами кромок задаётся тремя параметрами: длиной (полуразмахом) секции, стреловидностью передней и задней кромок. Отдельно задаётся законцовка, как правило, имеющая криволинейную форму. Хорда секции выводится через удлинение. В схемах 1 и 5 (табл. 1) параметров будет всего три, в схемах 2 и 3 – пять, в схеме 4 – восемь или девять (рис. 3, справа). Таким образом, геометрия в плане любого «летающего крыла» схем 1...5 может быть задана не более чем девятью параметрами (по три на каждую из трёх секций крыла) и уравнением формы законцовки, при этом четыре из них будут попарно равны. Все параметры будут нетривиальными только в схеме №4 (cranked kite), другие схемы определяются, если часть параметров L_i положить равными нулю, при этом значения соответствующих им углов могут быть произвольными. Это позволяет легко алгоритмизировать задание формы крыла в плане.

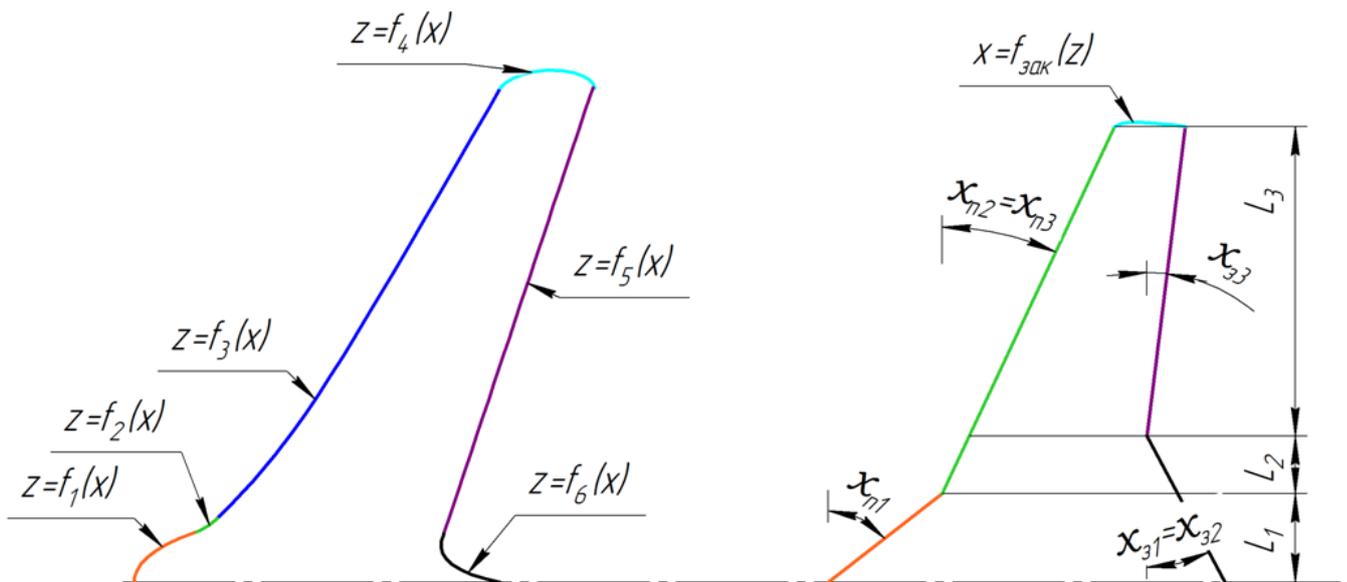


Рисунок 3 – параметризация формы крыла в плане

Профиль крыла в произвольном мастер-сечении задаётся, как правило, двумя уравнениями: либо верхней и нижней дужки, либо кривизны и толщины [10], [12]. Для аппроксимации формы авиационных профилей этими уравнениями применяется ряд методов, таких, как сплайны Безье, метод «PARSEC» и др. [10], [12]. В любом случае, уравнения должны быть нормированы относительно хорды. Количество мастер-сечений определяется прежде всего изменением формы профиля по размаху (аэродинамической круткой): если профиль вдоль размаха только масштабируется, то достаточно и одного сечения. Наличие аэродинамической крутки требует не менее двух сечений, при этом в общем случае должен быть задан и закон, по которому изменяются вдоль размаха коэффициенты в уравнениях, однако в большинстве систем автоматизированного проектирования его отсутствие не даст неопределённости, а будет равносильно линейному закону. Геометрическая крутка и угол поперечного V крыла могут определяться уравнениями профилей, а могут задаваться отдельными параметрами, при этом уравнения профилей

упростятся.

5. Внутренняя и внешняя компоновка, как основные проблемы проектирования крылатых ракет схемы «летающее крыло»

При разработке современных крылатых ракет существует два принципиальных препятствия, мешающих применению схемы «летающее крыло». Это проблемы внутренней и внешней компоновки. Трудности внутренней компоновки обусловлены малыми линейными размерами (длиной) летательного аппарата, что при аэродинамических ограничениях на относительную толщину профиля крыла лимитирует внутренний объём. У такой ракеты отсутствует цилиндрическая часть корпуса, наиболее благоприятная для размещения различных её систем, поэтому даже при равных внутренних объёмах её компоновка представляет более сложную задачу, нежели для ракеты с традиционным корпусом. Использование суперкритических профилей, отличающихся сильной хвостовой подрезкой, ещё более затрудняет эту задачу.

Наиболее неблагоприятны для размещения внутри крыла воздушно-реактивные двигатели, боевые части и крупногабаритные неделимые блоки оптико- и радиоэлектронной аппаратуры, то есть элементы, имеющие сопоставимые размеры во всех трёх измерениях. Их компоновка требует нетрадиционных решений: применения «плоских» боевых частей, распределённых силовых установок, систем наведения, интегрированных в конструкцию крыла. У подобных решений имеется своя специфика и ограничения. Номенклатура БЧ плоской формы ограничена фугасными и осколочно-фугасными зарядами, причём форма фронта взрывной волны будет существенно отличаться от таковой у традиционных боеприпасов (что в

зависимости от специфики применения может стать и достоинством). С другой стороны, характерное для проникающих БЧ большое удлинение несколько облегчает их компоновку при сохранении традиционной формы. Силовая установка из нескольких воздушно-реактивных двигателей (ВРД) будет уступать по весовому и экономическому совершенству одному двигателю кратной тяги (поскольку удельные параметры ВРД с уменьшением размерности падают). Любая головка самонаведения с механическим координатором цели (включая все оптико-электронные и инфракрасные ГСН) требует выступающего впереди крыла прозрачного обтекателя, обеспечивающего необходимый угол обзора; радиолокационная головка самонаведения с фазированной антенной решёткой может быть интегрирована в конструкцию планёра — на уровне опытно-конструкторских работ такая мера исследовалась [13].

Проблема внешней компоновки вытекает из требований обеспечения старта современных крылатых ракет из внутренних отсеков носителя. Внутренняя компоновка существующих носителей, разработанных под размещение КР традиционной формы, обуславливает цилиндрическую форму отсеков с основанием в форме круга, треугольника, «дольки» или прямоугольника, и удлинением порядка $\lambda_{отс}=5\dots6$ [14]. Если размещать в таком отсеке «летающее крыло» тем же способом, что и традиционные ракеты, то его удлинение составит величину от $\lambda_k=1/\lambda_{отс}=0,17\dots0,2$ (прямоугольная форма в плане) до $\lambda_k=2/\lambda_{отс}=0,33\dots0,4$ (ромбовидная форма в плане). Это явно недопустимо для дозвуковых ракет по соображениям аэродинамического совершенства. Кроме того, важнейшим требованием к внешней компоновке КР является по возможности наибольшее заполнение объёма отсека ракетой (не «возить воздух») — оно тем больше, чем

меньше удлинение и сужение носовой и кормовой частей ЛА. У «летающего крыла», за отсутствием цилиндрической части, этот коэффициент будет заведомо меньше, чем у изделий с традиционной компоновкой. Таким образом, особенности внешней и внутренней компоновки на нынешнем технологическом уровне делают использование конфигураций, близких к «чистому» ЛК, нерациональным.

Вместе с тем, есть ряд возможностей частичного преодоления означенных проблем при сохранении элементов схемы ЛК. Одна из них предполагает складывание крыла с целью приближения его формы к форме отсека (рис. 4). Складное крыло не является новым техническим решением для ракет традиционных схем, но специфика «летающего крыла» требует абсолютно других подходов в силу большего объёма крыла. Фактически это равносильно складыванию фюзеляжа традиционной ракеты. Узлы раскладки будут иметь значительные размеры и массу, которые могут свести на нет преимущества схемы.

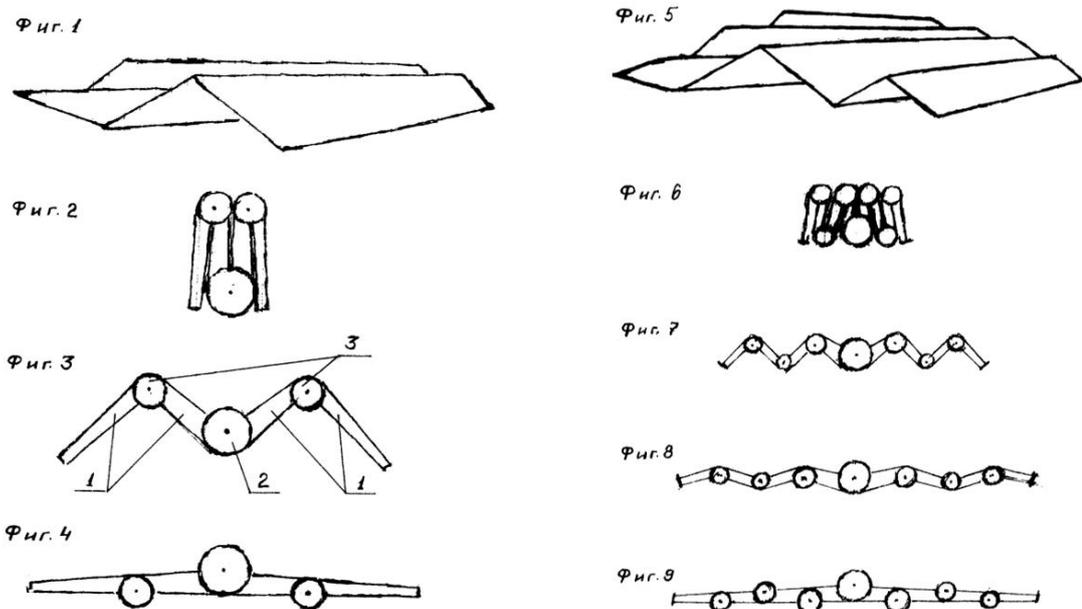


Рисунок 4 – крылатая ракета-экраноплан со складным крылом [15]

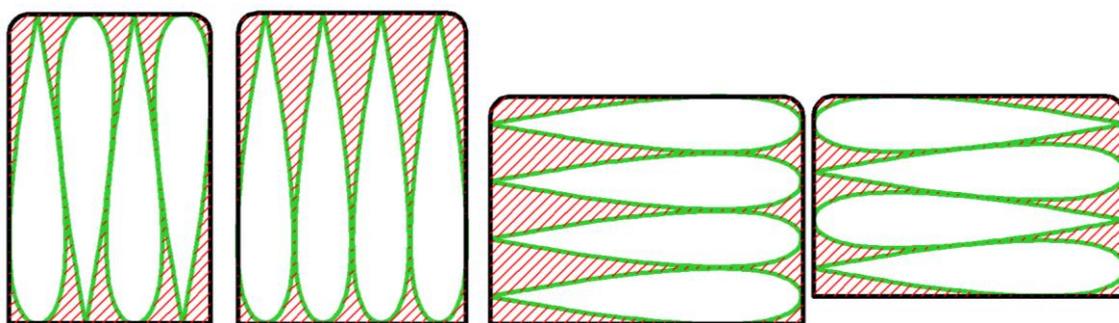


Рисунок 5 – варианты «штабельного» размещения АСП типа «летающее крыло» в отсеках носителя. Красной штриховкой показана незаполненная область.

Ещё одним вариантом является укладка изделий в отсек пакетом (вертикальным или горизонтальным штабелем), таким образом, чтобы хорды крыльев были перпендикулярны оси отсека квадратного или прямоугольного сечения – для перехода в крейсерский полёт они должны осуществить поворот на угол 90° вокруг связанной оси Oy (а при компоновке вертикальным пакетом на тот же угол ещё и вокруг оси Oz). Это не устраняет проблему неэффективного использования объёма грузового отсека (рис. 5), однако позволяет получить крыло относительно большого удлинения с достаточным аэродинамическим качеством на дозвуковой скорости. Наиболее эффективным будет использование пространства отсека изделием с прямоугольным крылом, при этом удлинение крыла будет минимальным и соответствовать удлинению корпуса КР традиционной компоновки, помещающейся в тот же отсек. Если придать крылу сужение, то вырастет его удлинение (для ромбовидного крыла с бесконечным сужением — вдвое); при определённом сужении будет достигнуто оптимальное весовое совершенство, однако объём неиспользованного пространства отсека вырастет ещё сильнее. Те же соображения исключают из рассмотрения компоновки со стреловидностью или

развитым центропланом. Очевидно, в случае отсеков непрямоугольного сечения, коэффициент заполнения их внутреннего объёма уменьшится ещё сильнее. Нестреловидная форма крыла в сочетании с небольшим сужением наложит жёсткие ограничения на компоновку подобной ракеты, о которых говорилось выше. Кроме того, нестреловидному крылу присуща путевая статическая неустойчивость, что требует применения килей значительной площади. Они должны быть выполнены складными и раскрываться только в конце переходного режима, поскольку в противном случае при старте будут создавать значительное аэродинамическое сопротивление и нежелательные моменты. Компоновка со стреловидным крылом теоретически возможна только при изменении геометрии крыла после старта, обеспечиваемом узлом поворота консолей друг относительно друга с теми же весовыми и аэродинамическими проблемами, что и в случае складного крыла. Значительную трудность представляет старт такого аппарата с носителя. Для осуществления высокоэкономичного крейсерского полёта он, очевидно, должен быть симметричен по геометрии и распределению массы относительно оси Ox связанной системы координат (что позволяет не расходовать рули на компенсацию моментов крена и рысканья). Но в таком случае центр масс окажется на оси Ox , а аэродинамический фокус при полёте на дозвуковой скорости в стартовом положении, т.е. когда вектор скорости параллелен или почти параллелен оси Oz – впереди центра масс на расстоянии до четверти размаха крыла. То есть такой аппарат будет обладать значительной степенью продольной статической неустойчивости в каналах тангажа и рысканья, что затруднит осуществление безопасного старта с носителя. Кроме того, обеспечение достаточного аэродинамического качества на крейсерском режиме

требует применения дозвукового авиационного профиля¹, который, как известно, несимметричен относительно оси Oz, при старте являющейся продольной. Это приведёт к появлению значительного возмущающего момента крена, который необходимо будет начинать парировать сразу в момент схода ЛА с пускового устройства. Наиболее простым решением означенных проблем автору видится установка фиксированных аэродинамических поверхностей (стабилизаторов), которые при старте сдвигали бы фокус назад вдоль оси Oz и парировали момент по крену, а на переходном режиме сбрасывались. Сложнейшей проблемой является не только обеспечение устойчивости аппарата на стартовом и особенно переходном режиме, но и его управляемости. При этом используемые на старте органы управления, на крейсерском режиме, по всей видимости, станут неработоспособными, представляя собой паразитную массу и создавая весовую и возможно аэродинамическую асимметрию с соответствующими потерями на поперечную балансировку.



¹Сверхзвуковой крейсерский полёт с нестреловидным крылом потребует применения профиля с относительной толщиной порядка 2...5% - его строительная высота будет явно недостаточной для внутренней компоновки хотя бы части элементов боевого ЛА на существующем уровне технологического развития; поэтому в дальнейшем рассматриваются в основном дозвуковые КР.

Рисунок 6 – концепция bi-directional flying wing

В настоящее время исследователями [16] рассматривается концепция летательного аппарата (bi-directional flying wing), способного осуществлять длительный полёт по направлениям сразу двух своих осей. При этом решаются проблемы устойчивости и управляемости как на обоих крейсерских режимах, так и на переходном. Можно представить себе аппарат, который бы стартовал с носителя, разворачивался в положение большого удлинения, совершал крейсерский полёт, вблизи цели вновь разворачивался бы в стартовое положение, прорывая ПВО на сверхзвуковой скорости. Однако исследуемая в указанных работах форма крыла в виде четырёхлучевой звезды плохо компокуется в отсеках существующих носителей.

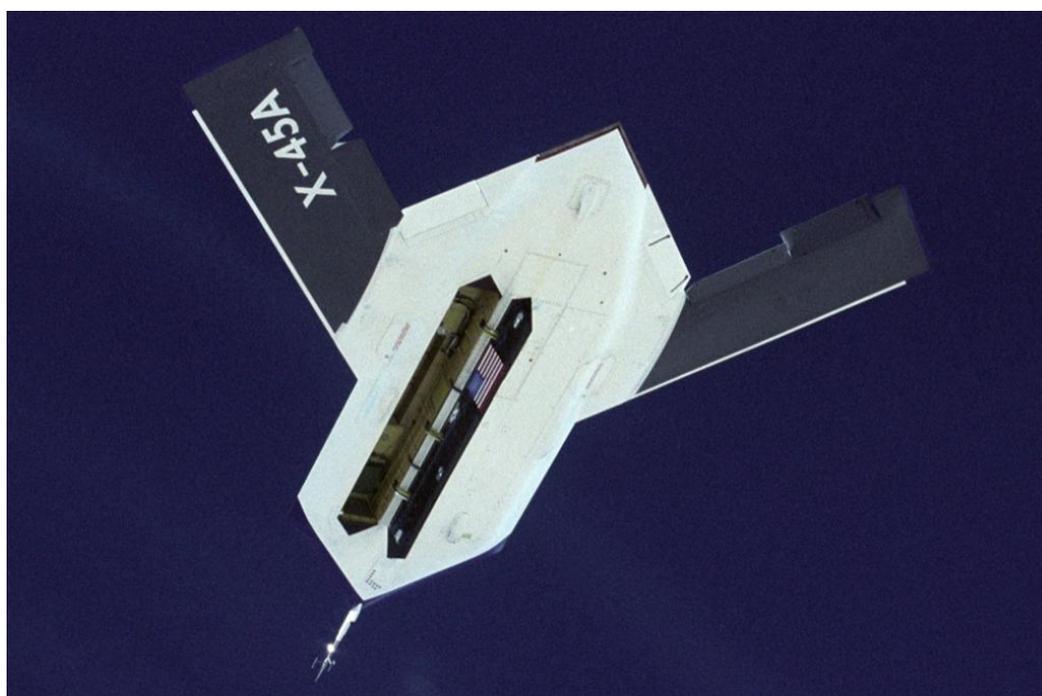


Рисунок 7 – ДПЛА X-45A в полёте, вид снизу [17]

Компромиссом между аэродинамическими преимуществами «летающего

крыла» и требованиями внешней компоновки может быть создание авиационного средства поражения с развитым центропланом по концепции «cranked kite» или «blended wing body». Ярким примером подобного облика может служить экспериментальный дистанционно-пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА) Boeing X-45A (рис. 7). Если обеспечить складывание консолей, то подобный ЛА можно будет размещать на многих применяемых сейчас носителях с достаточно высоким коэффициентом заполнения отсека, не худшим, чем у рассмотренных выше вариантов. С другой стороны, форма поперечного сечения такого изделия всё равно будет далека от круга или квадрата (корпус X-45A вписывается в прямоугольник с соотношением сторон порядка 3,5:1). Несущий корпус создаёт определённую подъёмную силу, и, благодаря большой строительной высоте, лучше приспособлен к размещению элементов крылатой ракеты, чем «штабельное» ЛК. Узлы складывания консолей будут иметь те же габариты и конструкцию, что и у ракет традиционных компоновок; по массо-габаритным параметрам они заметно лучше узлов «складного» ЛК. А сами консоли позволят поднять аэродинамическое качество: оно будет выше, чем у традиционных ракет, но ниже, чем у «чистого» «летающего крыла»².

С ростом удлинения центроплана-корпуса, его форма будет приближаться к ромбовидной. Компоновка с «несущим корпусом» перейдёт сначала в «blended wing body», а затем в классическое «летающее крыло» с развитым центропланом. Это способствует росту аэродинамических характеристик, но сделает практически невозможным эффективное внутреннее размещение подобного аппарата на

²Реализация коего в «идеальном» виде для крылатой ракеты в любом случае крайне сомнительна, хотя бы из соображений компоновки двигателя

существующих носителях. Однако при разработке перспективных носителей возможность применения с них авиационных средств поражения (АСП) нецилиндрической формы можно учесть. Как уже упоминалось, существующие КР требуют отсеков с шириной, приблизительно равной высоте и не менее, чем в пять раз большей длиной. Рассмотрим, каковы должны быть соотношения сторон отсека, для того, чтобы рационально размещать внутри него КР схемы «летающее крыло»³.

Если принять, что у такой ракеты нет элементов (двигателей, воздухозаборников и т.д.), выступающих за габарит крыла, соотношение длины и высоты отсека будет определяться относительной толщиной профиля и составит величину не менее, чем 5:1 (при нестреловидном крыле с относительной толщиной профиля в 20%). Если тактико-технические требования предусматривают околосзвуковую крейсерскую скорость, необходимо уменьшать относительную толщину профиля до 8...12%, т.е. длина отсека будет в 8...12 раз больше высоты. Эти соотношения не превышают таковых для ракет традиционного типа. Однако в случае сверхзвуковой КР относительная толщина профиля не превысит 5%, что соответствует длине отсека в десятки раз большей его высоты. Отношение ширины отсека к его длине определяется удлинением, сужением и стреловидностью крыла. Наибольшим $b/l=\lambda$ оно будет для прямоугольного крыла. При этом любое нестреловидное крыло потребует для своего размещения отсека с шириной не меньшей, чем $a_{\min}=1$ и длиной, не меньшей, чем $b_{\min}=b_0$. Для нестреловидного крыла с сужением:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta}$$

³Размещение «штабелем» не рассматривается, связанные оси ракеты принимаем параллельными связанным осям носителя – это существенно упрощает старт

$$S = \frac{l}{2}(b_0 + b_k) = \frac{b_0 l}{2} \left(1 + \frac{1}{\eta}\right)$$

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{2l\eta}{b_0(\eta + 1)}$$

Где b_0 – корневая хорда крыла, b_k – концевая хорда, l – размах крыла, S – площадь крыла, η – сужение крыла, λ – удлинение крыла

Тогда отношение ширины отсека к длине составит:

$$\frac{a_{min}}{b_{min}} = \frac{l}{b_0} = \frac{\lambda(\eta + 1)}{2\eta}$$

Где a_{min} – минимальная ширина отсека вооружения, b_{min} – минимальная длина отсека вооружения.

Стреловидным будет считаться крыло, у коего стреловидными являются как передняя, так и задняя кромка:

$$b_{min} = \frac{l}{2} \tan \chi_{п.к.} + b_k > b_0$$

То есть,

$$\frac{\frac{l}{2} \tan \chi_{п.к.} + \frac{b_0}{\eta}}{b_0} = \frac{l \tan \chi_{п.к.}}{2b_0} + \frac{1}{\eta} = \frac{\lambda(\eta + 1) \tan \chi_{п.к.} + 4}{4\eta} > 1$$

Где $\chi_{п.к.}$ – стреловидность крыла по передней кромке

При $a_{min}=l$

$$\frac{a_{min}}{b_{min}} = \frac{l}{\frac{l}{2} \tan \chi_{п.к.} + \frac{b_0}{\eta}} = \frac{2}{\tan \chi_{п.к.} + \frac{4}{\lambda(\eta + 1)}}$$

Таблица 3

Соотношение потребной длины и ширины отсека носителя для размещения

«летающих крыльев» различных конфигураций

Летательный аппарат	Внешний облик (согласно табл. 1)	Соотношение потребной длины и ширины отсека	
		В полной конфигурации	С условно сложенными консолями
X-45A	4/6	1:1,3	1:0,39
X-47A	5	1:1	
X-47B	4	1:1,63	1:0,76
YB-49	1	1:3,37	
Че-26	4/5	1:0,79	1:0,4
RQ-170	3	1:3	1:1
nEUROn	3	1:1,13	1:0,4
X-45C	3	1:1,33	1:0,4
X-48B	6	1:1,86	1:0,86

В таблице 3 приведены потребные соотношения длины и ширины отсека для некоторых летательных аппаратов. Из неё видно, что соотношение сторон будет $h \ll b \leq a$ или $1:(5...12):(2...36)$. Такая форма существенно отличается от традиционной, а значит, не позволит размещать ракеты традиционной компоновки с близкими тактико-техническими характеристиками. Однако ракеты меньших размеров смогут размещаться в таком отсеке свободно. Их калибр будет ограничен высотой отсека, а его ширина позволит разместить их до $a/h=2...36$ штук поперечным рядом, подобно тому, как показано на рис. 8.

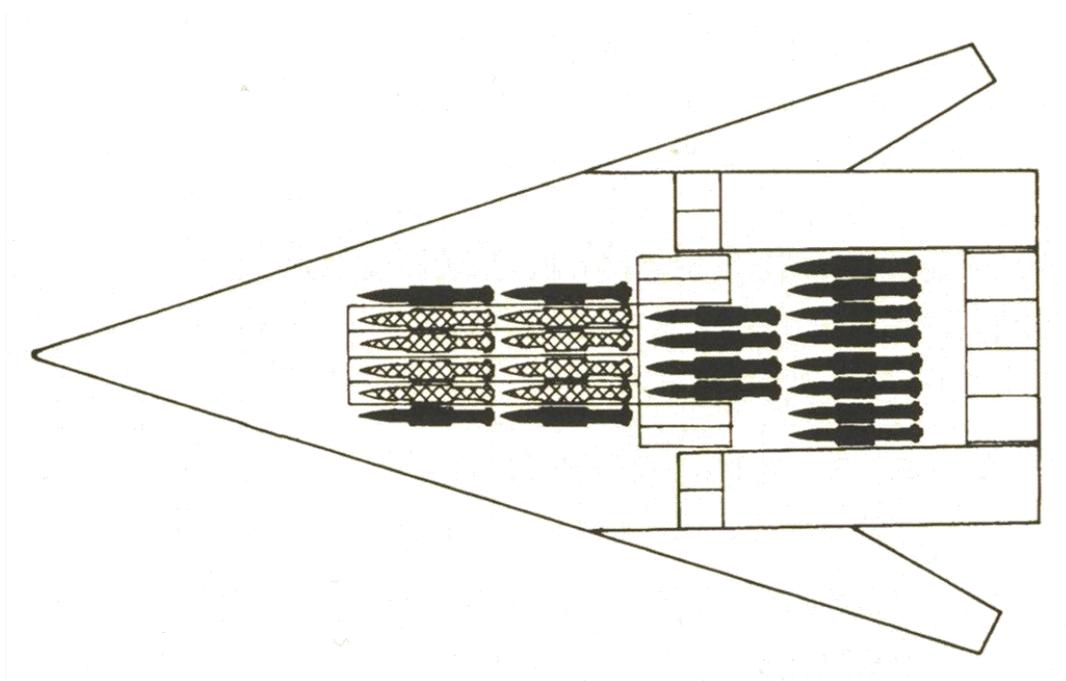


Рисунок 8 – поперечное размещение ракет, проект ракетноносца Т-4МС. Ракеты во внутреннем отсеке показаны штриховкой [18]

Если отсек вооружения имеет форму прямоугольного параллелепипеда, то изделия типа ЛК будут занимать его достаточно нерационально. Объем отсека можно уменьшить, придав ему сложную форму, описанную вокруг передней кромки и верхней поверхности АСП типа ЛК. Это позволит освободить дополнительное пространство внутри носителя для компоновки его агрегатов, но наложит дополнительные ограничения на размещение «нестандартной» целевой нагрузки (КР традиционной формы). Преодолеть данную дилемму можно, например, если сделать отсек призматической формы с плоской верхней гранью, обеспечивающей максимально возможное заполнение объема такого отсека при размещении в нём КР традиционной формы, а при подвеске АСП типа ЛК заполнять незанятое место подвесными топливными баками с мягкой оболочкой.

Компоновка отсека вооружения с найденным соотношением сторон в

фюзеляже самолёта-носителя, вообще говоря, является нерациональной и может вызвать дополнительные трудности при его проектировании. Для их преодоления соотношение сторон (хотя бы двух) элемента планёра носителя, в котором размещается отсек вооружения, должно быть близко к соотношению сторон самого отсека. Этому условию совершенно не удовлетворяет фюзеляж, зато под него неплохо подходит крыло, однако на летательных аппаратах традиционных схем его внутренний объём относительно невелик. Но если сам самолёт-носитель представляет собой «летающее крыло», то объём отсека будет достаточен, а именно такая его форма будет наиболее рациональной. То есть АСП типа «летающее крыло» лучше всего компонуется внутри носителя, сделанного по той же аэродинамической схеме, и наоборот, наиболее крупногабаритная ракета, способная поместиться в плоский отсек вооружения такого носителя будет выполнена именно по схеме «летающее крыло». С учётом современной тенденции к созданию дальних ударных самолётов (В-2, В-21, ПАК ДА [19], Н-20 [20]) именно по схеме «летающее крыло», разработка крупногабаритных АСП по этой схеме выглядит всё более перспективной.

6. Заключение

Таким образом, в данной статье показана принципиальная возможность применения аэродинамической схемы «летающее крыло» на крылатых ракетах авиационного базирования и даже растущая её перспективность, обусловленная особенностями компоновки носителей нового поколения. Рассмотрены преимущества и недостатки данной схемы в сравнении с традиционными вариантами внешнего облика. Рассмотрена параметризация формы крыла с целью автоматизации её проектирования и оптимизации по критериям аэродинамического

качества и заметности. Выделены основные проблемы реализации схемы «летающее крыло» на авиационных средствах поражения, а именно, внутренняя и внешняя компоновка. С точки зрения преодоления этих проблем предложено три варианта внешнего облика крылатых ракет. Наиболее перспективным из них на данный момент является конфигурация с несущим корпусом малого удлинения и складными стреловидными консолями. Однако лучшее сочетание характеристик носителя и средств поражения может быть обеспечено их совместным проектированием. Выведены зависимости соотношений размерностей отсеков вооружения носителя от геометрических параметров АСП. Сделан вывод о том, что КР типа «летающее крыло» лучшим образом компоуется на носителе также типа «летающее крыло».

Библиографический список

1. Марковский В., Перов К. Крылья судного дня. Авиаракетный комплекс Х-55 // Наука и техника. 2010. № 2. С. 30 - 38; № 3. С. 30 - 38; № 4. С. 38 - 41.
2. Мороз С.Г. Дальняя авиация на сирийском фронте // Наука и техника. 2016. № 8. С. 36 - 43.
3. Гусейнов А.Б., Трусков В.Н. Проектирование малозаметных летательных аппаратов. - М.: Изд-во МАИ, 2014. - 288 с.
4. Гусейнов А.Б., Низов Д.Е. Анализ способов снижения показателей заметности воздухозаборников летательных аппаратов в радиолокационном диапазоне длин волн // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=53564>
5. Northrop J.K. The development of all-wing aircrafts // 35th Wilbur wright memorial lecture Northrop Nurflügels. URL: <http://www.nurflugel.com/Nurflugel/Northrop/northrop.html>

6. Liebeck R.H. Design of the blended wing body subsonic transport // Journal of Aircraft, 2004, vol. 41, no 1, pp. 97 - 104, doi: 10.2514/1.9084.
7. Соболев Д.А. Столетняя история «летающего крыла». - М.: Русское авиационное акционерное общество, 1998. - 288 с.
8. Лемко О.Л. Летающие крылья. История и возможные пути развития. - Киев: НЦ BBC ВСУ, 2001. - 90 с.
9. JB Series (JB-1 through JB-10). Directory of U.S. Military Rockets and Missiles. URL: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app1/jb.html>
10. Ahmad Abdulkarim Alsahlan, Thurai Rahulan. Aerofoil design for unmanned high-altitude aft-swept flying wings // Journal of Aerospace Technology and Management, 2017, no. 9 (3), pp. 335 - 345.
11. Amy Butler, Bill Sweetman. Secret New UAS Shows Stealth, Efficiency Advance // Aviation Week & Space Technology, 2013, URL: <http://aviationweek.com/defense/secret-new-uas-shows-stealth-efficiency-advances>
12. Yalin Pan, Jun Huang, Feng Li, and Chuxiong Yan. Integrated Design Optimization of Aerodynamic and Stealthy Performance for Flying Wing Aircraft // Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists, vol. II, IMECS 2017, March 15 - 17, 2017, Hong Kong, available: http://www.iaeng.org/publication/IMECS2017/IMECS2017_pp1051-1056.pdf
13. Joseph R. Chambers. Innovation in flight: research if the NASA Langley Research Center on revolutionary advanced concepts for aeronautics, NASA, 2005, 389 p.
14. BLACKJACK. Militaryrussia. Ту-160: отечественная военная техника (после 1945г.). URL: <http://militaryrussia.ru/blog/category/265/topic/topic/topic/index-288.html>
15. Кожевников Д.Д. Крылатая ракета-экранолёт. Патент РФ № 2015135212/03.

Бюлл. № 28, 10.10.2016.

16. Supersonic Flying Wing Nabs \$100,000 from NASA space.com. August 30, 2012.

URL: <https://www.space.com/17393-supersonic-flying-wing-nasa.html>

17. Safe Operation of X-45A Weapons Bay Door Verified. NASA. URL:

<https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/X-45A/EC03-0047-3.html>

18. Бедретдинов И. Ударно-разведывательный самолёт Т-4. - М.: Издательская группа «Бедретдинов и Ко», 2005. - 248 с.

19. Мороз С.Г. Наш ответ Чемберлену // Наука и техника. 2016. № 3. URL:

<http://naukatehnika.com/nash-otvet-chemberlenu.html>

20. Новый китайский стратегический бомбардировщик H-20 готов. URL:

<https://zh.wikipedia.org/wiki/%E8%BD%B0-20>