

УДК 629.762.5

**Анализ способов снижения показателей заметности
воздухозаборников летательных аппаратов в радиолокационном
диапазоне длин волн.**

Гусейнов А.Б.,^{1*} Низов Д.Е.^{2}**

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

²*Компания «Туполев», Россия, 17, набережная Академика Туполева,
Москва, 105005, Россия*

**e-mail: a.b.guseynov@mail.ru*

***e-mail: nizovde@mail.ru*

Аннотация

В статье дана постановка задачи и структурно-логическая схема анализа проектных решений по снижению заметности воздухозаборных устройств (ВЗУ) на базе комплексного технико-экономического критерия на этапе формирования облика ЛА. Сформирована матрица альтернативных технических решений и их проектных параметров. Изложен методический подход оценки эффективной поверхности рассеяния (ЭПР) ВЗУ.

Ключевые слова: облик летательного аппарата, турбореактивный двигатель, воздухозаборное устройство, заметность, эффективная поверхность рассеяния.

1. Введение

Основу современных систем и комплексов оружия, составляют радиоэлектронные средства (РЭС). Их роль во всех системах оружия постоянно возрастает. Снижению эффективности РЭС как самой чувствительной и уязвимой компоненты систем и комплексов оружия уделяется первостепенное значение. В наиболее характерной форме это проявляется при преодолении средствами воздушного нападения (СВН) системы противовоздушной обороны (ПВО) путем оказания им радиоэлектронного противодействия (РПД).

Радиопротиводействие РЭС ПВО осуществляется путем постановки помех бортовыми средствами радиоэлектронного подавления (ср. РЭП) и снижением отражающих, излучающих свойств СВН, т.е. снижением заметности. Снижение заметности на порядок, по оценкам ведущих отечественных и зарубежных специалистов, позволяет уменьшить их потери более чем на 30...50%, [6].

Программам создания научно-технического, технологического и методического задела и разработки высокоскоростных, высокоточных МЗЛА различных классов, в том числе и КР, в развитых странах мира отводится самый высокий приоритет. Примером может служить реализуемая в США комплексная программа “Стелс”, которая включает в себя создание малозаметных ЛА различных классов: стратегического бомбардировщика В-2, разведывательно-ударного самолёта F- 117А, истребителей F- 22 и F- 35, вертолётов, ДПЛА и КР (АСМ, JASSM, JASSM-ER), а также программа создания гиперзвуковых ЛА.

Концепция создания высокоточного, малозаметного ударного ракетного

оружия представляет собой синтез новейших научных и технических достижений в области аэроэлектродинамики и динамике полета, материаловедения и конструктивно-технологических решений, создания двигательных установок (двигателя, ВЗУ, сопла) и топлив, разработки бортовой аппаратуры системы управления и высокоэффективного боевого снаряжения, бортовых средств радиоэлектронной защиты, формирования рационального облика бортовых систем и ЛА в целом и т.п.

Малозаметное высокоточное оружие из-за своей высокой наукоемкости на порядок дороже предыдущего поколения. Сокращение этих затрат без снижения боевой эффективности малозаметного оружия – это важная задача, имеющая оборонное и народнохозяйственное значение. Одним из направлений ее решения является проведение еще на предварительных этапах проектирования широких военно-экономических и научно-технических исследований по формированию рационального состава, структуры и определению оптимальных проектных параметров бортового комплекса средств радиоэлектронной защиты (ср. РЭЗ) и МЗЛА в целом. Возможные ошибки в выборе рациональных проектных решений по облику МЗЛА могут привести к масштабным боевым потерям и безвозвратным материальным затратам, т.е. обойтись народному хозяйству слишком дорого.

Бортовой комплекс средств радиоэлектронной защиты, который, функционируя совместно с остальными элементами ЛА, обеспечивает ЛА радиоэлектронную маскировку и эффективное преодоление системы ПВО цели. Бортовой комплекс РЭЗ ЛА включает в себя как средства снижения заметности (ССЗ), так и средства радиоэлектронного подавления, перенацеливания и увода (ср.

РЭП), которые, в свою очередь, состоят из способов и устройств маскировки. Эффективность действия ССЗ и ср. РЭП может быть оценена через коэффициенты снижения вероятности перехвата ЛА комплексами ПВО и . При их совместном действии эффект маскировки ЛА усиливается, т.е. .

При проектировании МЗЛА целесообразно одновременное решение задач трех уровней – формирования ТЗ на проектирование ЛА, технических предложений (ТП) и эскизного проектирования (ЭП). При решении задач первого уровня анализируются оперативно-тактические, летно-технические характеристики (ЛТХ) ЛА и обосновываются требования к показателям заметности, второго – формируется матрица альтернативных проектных решений и определяются рациональные структурные решения по бортовому комплексу ср. РЭЗ и облику МЗЛА в целом, третьего – определяются оптимальные конструктивно-баллистические, геометрические проектные параметры технических решений и ЛА в целом. Схема решения задачи проектирования МЗЛА показана на рис. 1.

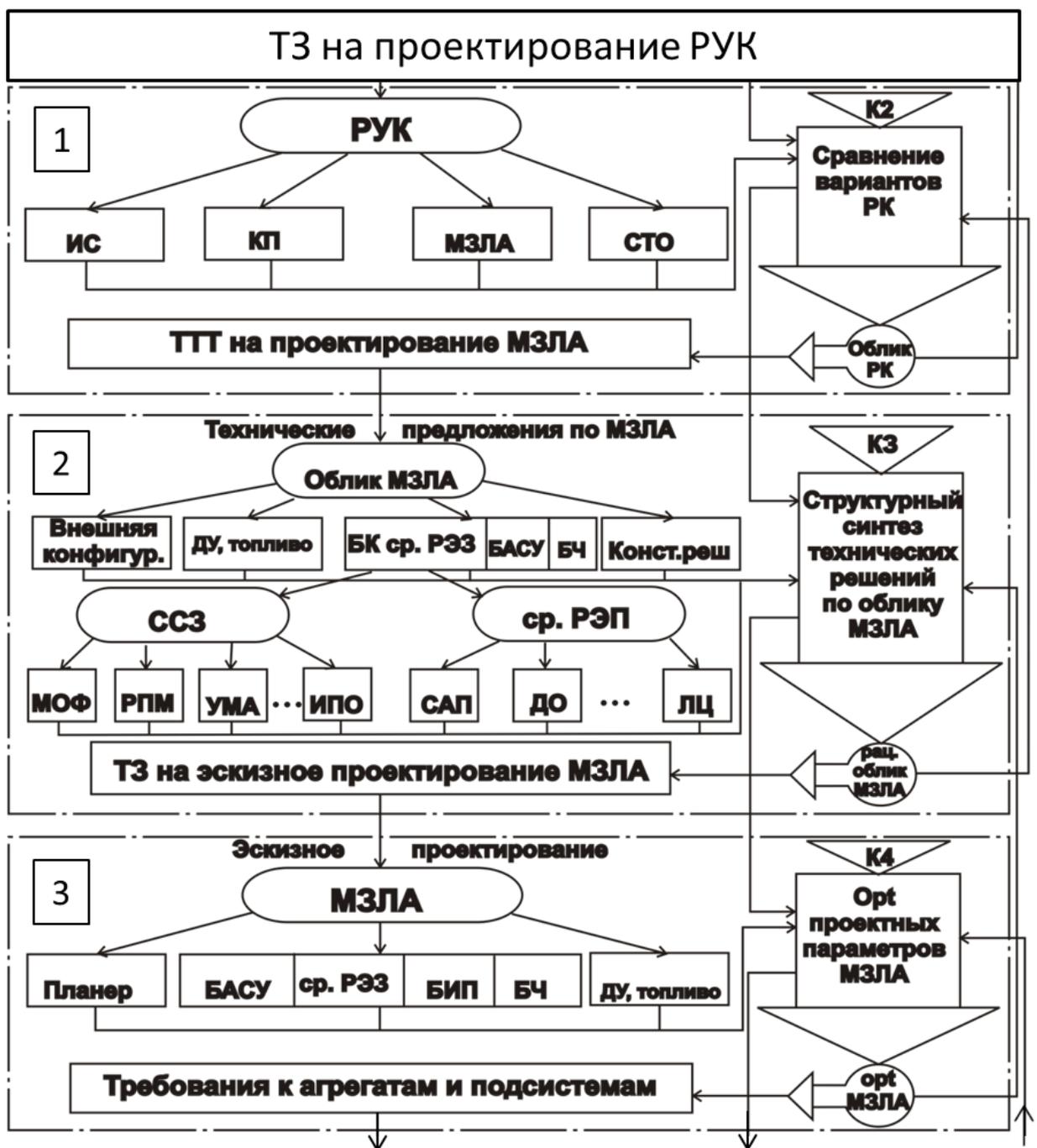


Рис. 1 Алгоритм формирования ТЗ на проектирование ЛА

Под обликом малозаметного ЛА понимается совокупность признаков , технических решений по ним и их проектных параметров , характеризующих ЛА с точки зрения заметности и других функциональных характеристик. В качестве показателя заметности ЛА в РЛ диапазоне рассматривается:– эффективная поверхность рассеивания (ЭПР) , а показателем маскировки ракеты средствами

радиоэлектронного подавления – энергопотенциал помех (σ) в соответствующих спектрах волн, где P – мощность помехи, Вт; K – коэффициент направленного действия (КНД) антенного устройства.

Задачи структурно-параметрического синтеза альтернативных проектных решений по малозаметности целесообразно решать на основе комплексного военно-экономического критерия – минимум затрат на поражения цели с заданной эффективностью $K = \min C_{nc}$ при $W_{\Sigma} = const$ и его частных форм. При этом необходимо учитывать влияние альтернативных технических решений по малозаметности и их проектных параметров, в том числе, и по ВЗУ, на геометрические, аэродинамические, энергетические, баллистические, тепловые характеристики, массу, стоимость, показатели заметности и боевой эффективности.

2. Основные характеристики и альтернативные проектные решения по снижению заметности ВЗУ.

При формировании внешнего облика ЛА с ВРД могут быть решены следующие задачи, связанные с ВЗУ: определение рационального типа, количества, схемы размещения, устройств маскировки и проектных параметров.

Наличие входных устройств и воздушных каналов в двигательных установках обуславливает большое количество возможных вариантов компоновочных схем ЛА с ВРД и проектных решений по снижению заметности.

К входным устройствам предъявляются основные требования: минимальное внешнее сопротивление, минимальные потери давления в процессе торможения потока в его канале, равномерность поля скоростей и давления на входе в двигатель,

устойчивость процесса течения воздуха, простота конструкции, малая масса, стоимость и габаритные размеры, малые радиоотражающие свойства (ЭПР). Возможные варианты компоновки ДУ с ВРД на снаряде показаны на рис 2.

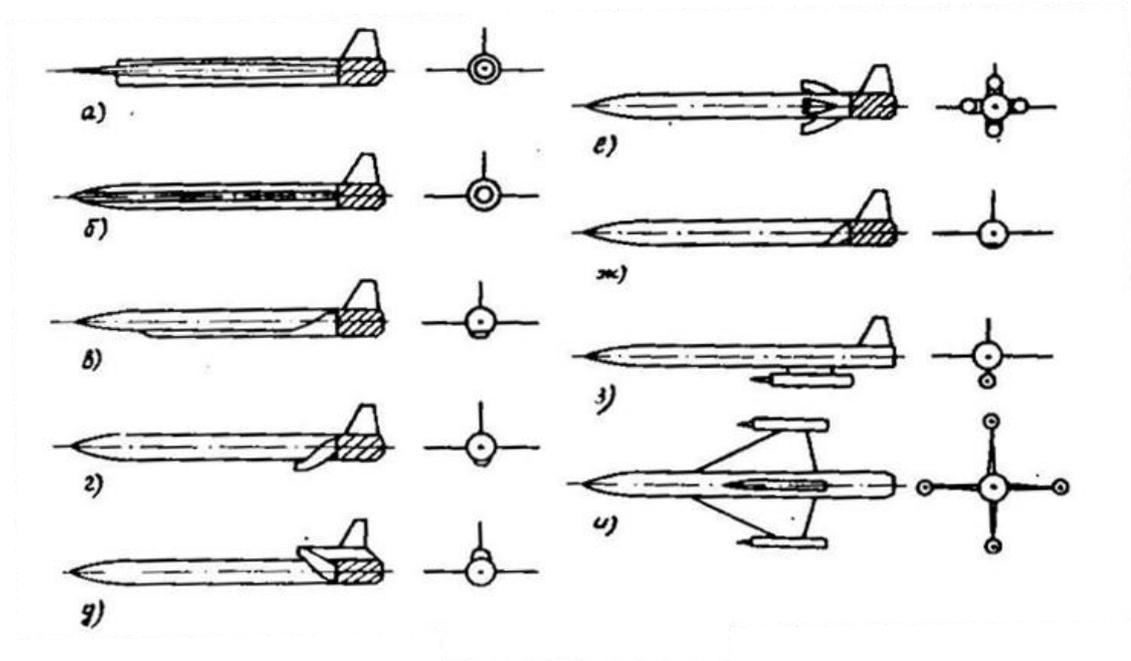


Рис. 2 Возможные варианты компоновки ДУ с ВРД

В качестве предпочтительных альтернативных вариантов ВЗУ для дозвуковых КР с ТРДД могут быть рассмотрены следующие типы: лобовой (подвесная гондола), совковый, туннельный (рис. 3).

Лобовые воздухозаборники (рис 3 а) имеют следующие недостатки: большое сопротивление трения входного устройства, неудобства общей компоновки, увеличение геометрических размеров и объема снаряда, большая радиоотражающая поверхность (ЭПР), значительное влияние угла атаки на работу воздухозаборников. Достоинства: легче осуществляется расчетная схема течения, и обеспечиваются более равномерные параметры на входе в двигатель.

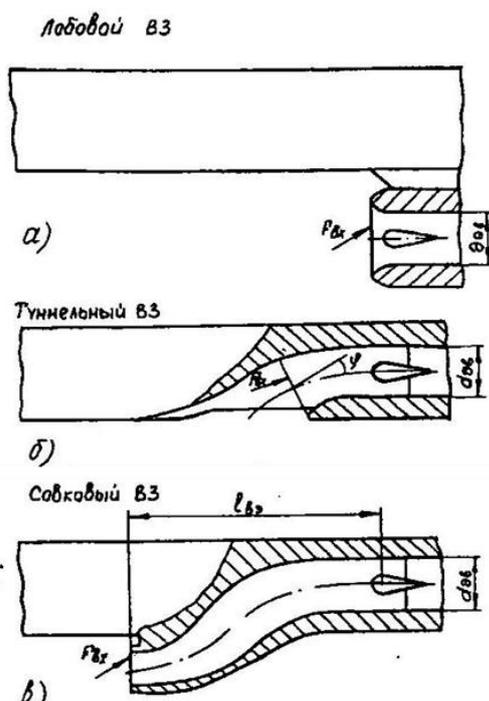


Рис. 3 Предпочтительные варианты ВЗУ для дозвуковых КР с ТРДД

Туннельный ВЗ (рис. 3 б) имеет основной недостаток – большие потери энергии потока на входе в двигатель из-за отсутствия слива пограничного слоя в входном устройстве. Достоинство – значительное снижение ЭПР.

Совковые воздухозаборники (рис. 3 в) имеют следующие недостатки: рост силы сопротивления аппарата за счет дополнительной смачиваемой поверхности входного устройства, внутренние потери во входном устройстве, обтекание воздухозаборников возмущенным потоком от впереди расположенных частей ЛА, значительная ЭПР у схем при облучении аппарата снизу, при облучении сверху ЭПР резко снижается; дополнительная масса системы убирания воздухозаборника. Достоинства: небольшие потери скоростного напора в канале воздухозаборника, удобно размещать полезную нагрузку в носовой части корпуса. Влияние небольших углов атаки на работу боковых воздухозаборников меньше, как правило, предусматриваются мероприятия по управлению пограничным слоем.

Дополнительное сопротивление от системы управления пограничным слоем, необходимо учитывать при оценке эффективности заборника и двигателя в целом.

Коэффициент сопротивления КР с ТРДД может быть представлен в виде $C_{x0} = C_{x0}^* + C_{x0вз}$, где C_{x0}^* коэффициент сопротивления планера (крылья, корпуса и оперения), который может быть оценен по СПП АЕР2; $C_{x0вз}$ – коэффициент дополнительного сопротивления, обусловленный наличием воздухозаборника [3, 5, 12].

Коэффициент $C_{x0вз}$ можно представить в вид суммы составляющих:

- для лобового ВЗ $C_{x0вз} = C_{x0тр.г} + C_{x0тр.п} + C_{x0расх}$;
- для совкового ВЗ $C_{x0вз} = C_{x0тр.св} + C_{x0расх}$;
- для туннельного ВЗ $C_{x0вз} = C_{x0тр.пс} + C_{x0расх}$,

где $C_{x0тр.г}$, $C_{x0тр.п}$, $C_{x0тр.св}$, $C_{x0тр.пс}$ – коэффициенты сопротивления трения гондолы, пилон, совка, корпуса от погранслоя, захватываемого ВЗ туннельного типа. Они определяются геометрическими формами и размерами, коэффициентами трения и интерференции; $C_{x0расх}$ – коэффициент сопротивления, определяемый расходом воздуха через ВЗ. На рис. 4 представлена зависимость коэффициентов сопротивления от скорости для данных типов дозвуковых ВЗУ в относительных величинах (отношение к сопротивлению лобового ВЗУ при $M=0,4$) [5].

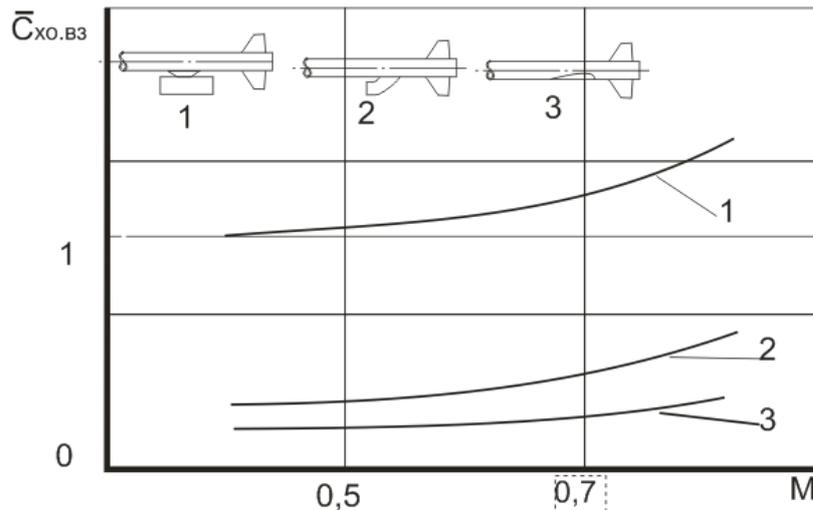


Рис. 4 Зависимость коэффициентов сопротивления от скорости для некоторых типов дозвуковых ВЗУ

Газодинамическое совершенство входного устройства характеризуется коэффициентом восстановления полного давления, равным отношению полного давления $P^*_в$ на входе в компрессор к полному давлению $P^*_н$ в невозмущенном потоке, т.е. $\sigma_{вх} = P^*_в / P^*_н$ (при $M < 0,7$, $\sigma_{вх} \approx 0,95...1$, при $0,7 \geq M < 1,7$ $\sigma_{вх} \approx 0,9...0,94$) [1, 11, 12].

Эффективность процесса преобразования кинетической энергии в потенциальную во входном устройстве характеризуется степенью повышения давления воздуха скоростным напором:

где $\gamma = 1,4$.

Влияние числа M на эффективность входного устройства очень велико. При увеличении скорости полета роль воздухозаборника в общем сжатии воздуха сильно возрастает: при $M \geq 4$ значение π_v настолько велико, что эффективная работа, например ТРД, может быть достигнута без сжатия воздуха в компрессоре, т.е.

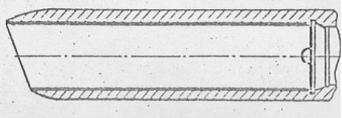
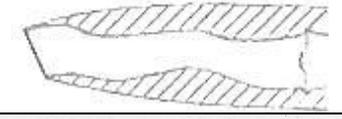
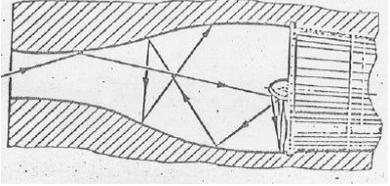
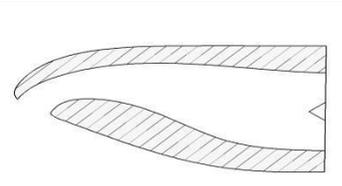
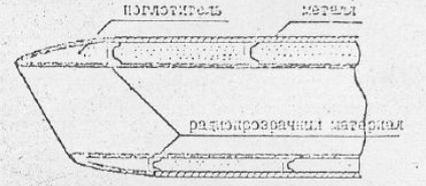
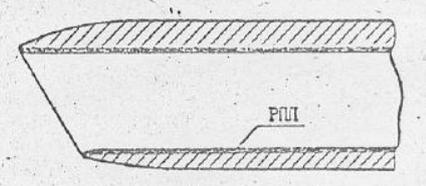
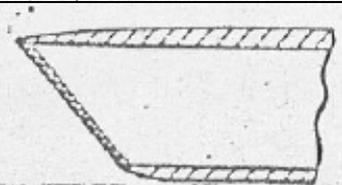
целесообразно применение ПВРД.

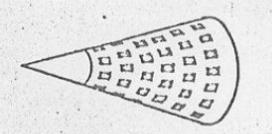
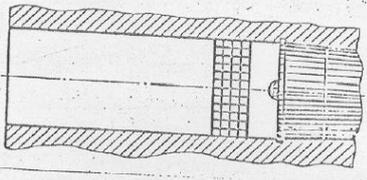
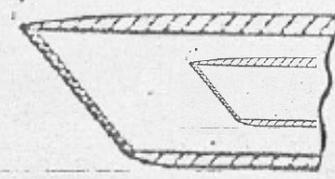
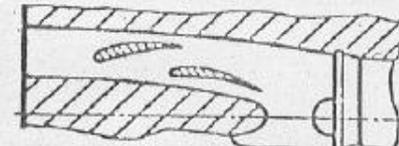
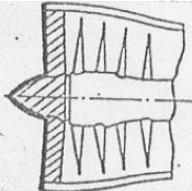
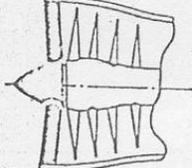
Пропускная способность воздухозаборника оценивается коэффициентом расхода $\varphi_{вх}$, представляющим собой отношение действительного расхода воздуха к максимально возможному, т.е. $\varphi_{вх} = Gв / Gвmax$ или $\varphi_{вх} = F_m / F_{вх}$, где F_m и $F_{вх}$ – площади поперечного сечения струи, попадающей в воздухозаборник и площадь его входа. Максимальная производительность ($\varphi_{вх} = 1$) достигается на расчетном режиме. При изменении режимов полета ЛА и работы двигателя пропускная способность воздухозаборника и двигателя изменяются в разной степени. Согласование расходов требует регулирования воздухозаборника. Воздухозаборник вносит существенный вклад в ЭПР ЛА, увеличение которой снижает вероятность выполнения задачи. Для снижения заметности ВЗУ могут быть использованы различные устройства. [2, 4, 7, 9, 10] В таблице 1 представлена матрица альтернативных проектных решений по снижению заметности ВЗУ.

Таблица 1

Морфологическая матрица проектных решений

Средство снижения заметности	Вид (Тип) средства	Стилизованное изображение	Основные проектные параметры
Тип воздухозаборника	Лобовой кольцевой		$N_{ВЗ}, S_{ВХ}, L_{ОТН}, C_{Х.ВХ}, \delta_{ВХ}$
	Лобовой круглый		
	Лобовой подлокаторный		
	Совковый (Подфюзеляжный)		
	Верхний (Надфюзеляжный)		
	Боковой		
	Туннельный		
	Лобовой подфюзеляжный		

Средство снижения заметности	Вид (Тип) средства	Стилизованное изображение	Основные проектные параметры
	Лобовой на крыле		
Вид канала	Прямой		$S_K, L_{отн}$
	S-образный		$S_K, L_{отн}, R_3$
	Переменного сечения		$L_{отн}, S_1(R_{11}, R_{12}), \dots S_n(R_{n1}, R_{n2})$ или $S_1(a_1, b_1), \dots S_n(a_n, b_n)$
	S-образный, переменного сечения		$L_{отн}, R_3, S_1(R_{11}, R_{12}), \dots S_n(R_{n1}, R_{n2})$ или $S_1(a_1, b_1), \dots S_n(a_n, b_n)$
Геометрическая форма сечения канала	Круглый		R
	Эллиптический		R_1, R_2
	Параллелограмм		a, b
	Трапецевидный		a, b, h, α, β
	Треугольный		$a, b, c, \alpha, \beta, \gamma$
КРПМ на стенках каналов			$n_{сл}, \delta_n, Re_n(Z), Im_n(Z), \xi_n, \mu_n, m_{уд,n}$
РПП на стенках каналов			$\delta, Re(Z), Im(Z), \xi, \mu, m_{уд}$
Отражающая решетка	Наклонная		$m_{уд}, \alpha, a_{яч}(\lambda), b_{яч}(\lambda), \Gamma, \sigma$

Средство снижения заметности	Вид (Тип) средства	Стилизованное изображение	Основные проектные параметры
	Коническая		$m_{уд}, \alpha, d_{яч}(\lambda), \Gamma, \sigma$
Поглощающая решетка	Пространственная		$m_{уд}, \alpha, a_{яч}(\lambda), b_{яч}(\lambda), \delta, Re(Z), Im(Z), \xi, \mu, m_{уд}, \sigma$
	Коаксиальная		$m_{уд}, d_n(\lambda), n, \delta, Re(Z), Im(Z), \xi, \mu, m_{уд}, \sigma$
Перегородки			$\Gamma_{кр}(\lambda), I_{пер}, S_1, S_2, \sigma$
Входной направляющий аппарат	РПП на поверхностях		$n_{лоп}, b_{к.лоп}, d_{кок}, d_{дв}, \delta, Re(Z), Im(Z), \xi, \mu, m_{\Sigma}, \sigma$
	Конструкция из КРПМ		$n_{лоп}, b_{к.лоп}, d_{кок}, d_{дв}, \delta, Re(Z), Im(Z), \xi, \mu, m_{\Sigma}, \sigma$

3. Структурно-логическая схема формирования рационального облика

МЗЛА.

Основные подсистемы и агрегаты ЛА тесно взаимосвязаны между собой. И наличие альтернативных вариантов по подсистемам ракеты (например ВЗУ) определяет дискретный характер связей между ними и критериальной функции. Поэтому задача оптимизации состава и структуры ЛА в целом может решаться на базе специального формализованного подхода, основанного на принципах

дискретного программирования и декомпозиционной технологии проектирования. Получение рационального структурного решения по этой технологии проектирования базируется на многоуровневой схеме декомпозиции объекта, задач и критериев исследований (см. рис. 1.1). Алгоритм решения представляет собой многоэтапную расчетную процедуру, построенную по блочно-иерархическому принципу. Структурно-логическая схема решения задачи представлена на рис. 5 и 6 [6, 8]. Она включает в себя шесть основных этапов. Исходным является ТЗ на разработку ЛА, которое формируется на уровне внешнего проектирования. Оно включает в себя ЛТХ (дальность, форма траектории, профиль скоростей), требуемые значения показателей радиоэлектронной защиты, в том числе и ЭПР, и эффективности, массогабаритные и эксплуатационные ограничения, связанные с размещением ракеты в пусковой установке, условия пуска и т.п.

ТЗ на проектирование

1. Анализ исходной информации и формирование “опорного”

- Перечень решаемых МЗКР и бортовыми ср. РЭЗ функциональных задач.
- Исходный базовый состав бортового комплекса ср. РЭЗ и МЗЛА.
- Состояние и прогноз развития элементной базы МЗЛА.
- Оценочные расчеты и формирование “опорного” варианта МЗЛА.

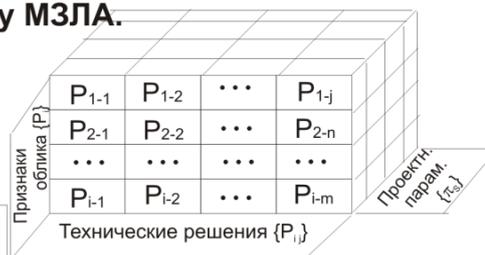
2. Формирование морфологической матрицы проектных решений по облику МЗЛА.

- Выделение основных признаков облика МЗЛА $\{P\}$
- Разработка и систематизация альтернативных ТР по отдельным признакам $\{P_{ij}\}$
- Выбор вектора проектных параметров ТР $\{\pi_i\}$

Опорный базис ТР по $i=1$

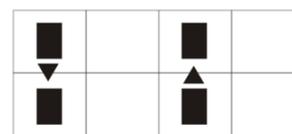
Опорный базис ТР по $i=2$

Опорный базис ТР по $i=m$



3. Проверка совместимости проектных

- Оценка функциональной совместимости различных технических решений
- Обеспечение принятых конструктивно-компоновочных ограничений
- Выделение допустимых технических решений $\{P_{ij\text{доп}}\}$



Ограничений

Допустимый базис ТР по i -ым

4. Генерация допустимых вариантов облика

Допустимый базис вариантов с ТР по ($i=1$)

Допустимый базис вариантов с ТР по ($i=$

Допустимый базис вариантов с ТР по ($i=$

5. Предварительный анализ допустимых вариантов облика и

- Разработка обобщенных функциональных связей по ТР
- Формирование системы частных критериев оценки ТР
- Выбор метода (процедуры) предварительного анализа ТР
- Предварительный анализ и выбор вариантов облика ЛА с предпочтительными ТР по i -ым признакам

Предпочтительный базис

Предпочтительный базис

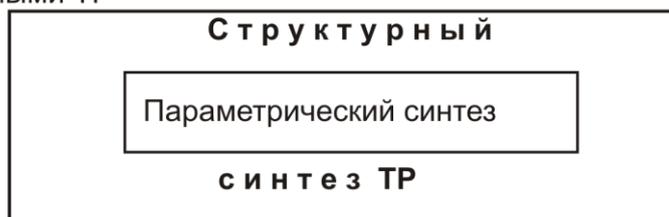
Предпочтительный базис

Рис 5 Структурно-логическая схема решения задачи (этапы 1-5)

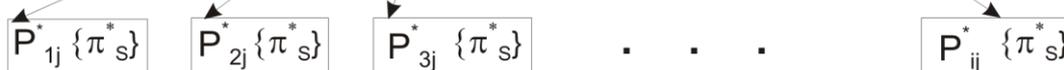
6. Структурно-параметрический синтез МЗЛА

6.1 Синтез предпочтительных вариантов облика КР с ТР по i -ому признаку облика

- Разработка точных математических моделей функционирования МЗЛА и ср.РЭЗ в операции
- Выбор комплексного критерия и метода решения задач
- Оптимизация проектных параметров
- Количественный структурно-параметрический синтез облика ракеты с предпочтительными ТР

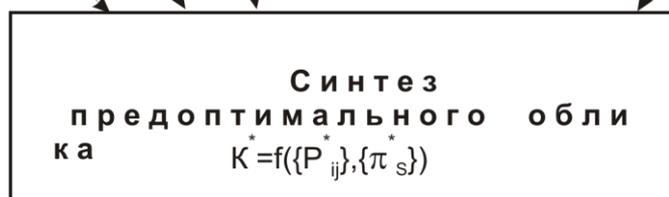


- Выбор вариантов с оптимальными ТР по отдельным подсистемам



6.2 Синтез предоптимального облика МЗЛА

- Согласования и увязка оптимальных решений по i -ым подсистемам
- Учет интегративного эффекта взаимного влияния и комплексирования



6.3 Формирование рационального облика МЗЛА

- Рациональное распределение ресурса массы ПН МЗЛА на составляющие
- Принятие решения по облику МЗЛА

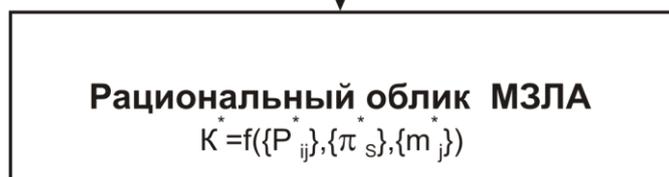


Рис 6 Структурно-логическая схема решения задачи (этап 6)

Этап 1. Формирование исходной информации и «опорного варианта структуры ЛА. Подготовка этой информации начинается с разработки и анализа перечня функциональных задач (стратегий), решаемых синтезируемой ЛА в целом на траектории полета при преодолении j -ых зон системы ПВО цели. На основании этого перечня $\{ \}$ исследуются исходные базовые составы бортового комплекса и ракеты в целом, которые способны выполнить все функциональные задачи. Базовый состав элементной базы ЛА (БАСУ, ДУ и др.) определяется на основе анализа областей их функционирования по высотам и скоростям полета, совместимости в работе, состояния и прогноза развития, предварительных оценок на предмет удовлетворения заданных ограничений на массогабаритные и функциональные характеристики ракеты $\{ \}$. На основе этой исходной совокупности подсистем, оценочных расчетов и учета опыта проектирования, интуиции разработчика формируется «опорный» вариант ЛА для дальнейших исследований.

“Опорный” вариант ЛА характеризуется тем, что фиксируются подсистемы, и при дальнейших структурно-параметрических исследованиях могут варьироваться агрегаты и устройства, определяющие технический облик ЛА.

Этап 2. Формирование морфологической матрицы проектных решений по облику ЛА. Разработка и систематизация i -х признаков, j -х технических решений по ним $\{ \}$ и их векторов проектных параметров, определяющих конструктивно-компоновочный облик ЛА, проводится по всем подсистемам, с учетом решаемых ЛА функциональных задач. В результате формируются “опорные базисы” проектных решений по i -му признаку.

Этап 3. Оценка совместимости, системы ограничений и выделение

допустимых решений. Учет условно-логических связей и функциональной совместимости различных проектных решений типа

;

принятых конструктивно-компоновочных ограничений типа

[,] и др.,

где - диаметр фюзеляжа; - длина фюзеляжа; - диаметр зеркала ГСН, а - ограничения по ним.

Конкретный перечень решаемых подсистемами ЛА функциональных задач при преодолении системы ПВО позволяет сократить размерность разработанной на предыдущем этапе морфологической матрицы структурно-параметрических решений и формировать на ее основе допустимые варианты проектных решений . Проверка на функциональную совместимость и удовлетворения условиям ограничений проводится с помощью таблицы толерантности технических решений и оператора, принимающего два значения 0 или 1.

Этап 4. Генерация допустимых вариантов облика малозаметной ЛА, где из допустимых проектных решений подсистем формируются альтернативные варианты облика ЛА по i – м признакам, т.е. “допустимый базис” вариантов.

Этап 5. Предварительный анализ допустимых вариантов облика и выбор предпочтительных. На данном этапе из большего количества допустимых технических решений по i – му признаку и вариантов структурного облика ЛА на основе несложных статистических, полуэмпирических, экспериментальных функциональных связей, соотношений, моделей, алгоритмов выбираются наиболее предпочтительные (представляющие наибольший интерес) путем отсева худших по

частным критериям. В качестве частных критериев могут быть приняты показатели заметности ракеты, стартовая масса, стоимость, эффективность и др. обобщенные характеристики ЛА. Подкрепляя результаты приближенного анализа соображениями логики, «здравого смысла», опыта, компетентности и интуиции, проектировщик принимает решение о предпочтительных вариантах структурного облика подсистем и ЛА для дальнейшего точного анализа на следующем этапе, т.е. формируются «предпочтительный базис» вариантов.

Предварительный анализ альтернативных вариантов облика ЛА по нескольким частным критериям может быть проведен путем применения принципа Парето, экспертных оценок, свертки векторного критерия в скалярный на основе формализованной системы предпочтений лица, принимающего решения (ЛПР), и других методов принятия решения [5, 8].

Этап 6. Количественный структурно-параметрический синтез технического облика ЛА состоит в решении трех взаимосвязанных подзадач:

- структурно-параметрический синтез альтернативных вариантов технического облика ракеты с предпочтительными техническими решениями по i – м подсистемам;
- синтез предоптимального облика ракеты;
- формирование рационального технического облика ЛА.

Эти задачи решаются на базе точных математических моделей, алгоритмов и программ расчетов аэродинамических, энергетических, баллистических, температурных характеристик ракеты, стартовой массы, размеров, степени устойчивости и управляемости, показателей заметности и боевой эффективности

функционирования ЛА и ее подсистем. В качестве комплексного критерия качества могут быть приняты минимальные затраты на поражение цели залпом ракет с заданной вероятностью, т.е. при .

Задача синтеза предоптимального облика ракеты состоит в согласовании и увязке рациональных технических решений по i – м подсистемам ракеты , полученных в результате структурно-параметрического синтеза предпочтительных вариантов, в учете интегративного эффекта их взаимодействия и уровня комплексирования. Учет этих факторов может быть реализован на базе матмоделей, алгоритмов и программ и комплексного критерия.

Решение всех задач структурно-параметрического синтеза представляет собой итерационный процесс последовательных приближений. Проектировщик в процессе решения уточняет, накапливает и обрабатывает информацию. При этом широко использует взаимодополняющие методы анализа и синтеза, индукции (от общего к частному) и дедукции (от частного к общему), а также формализованные процедуры принятия решений.

4. Постановка задачи структурно-параметрического синтеза технического облика МЗЛА

Задачи формирования технического облика ЛА состоит в нахождении в окрестностях “опорного” варианта тактического облика такого сочетания совместимых признаков {}, технических решений {} и их проектных параметров {} из диапазона их возможного изменения, которое, во-первых, удовлетворяла бы заданному на проектирование ТЗ, ряду принятых ограничений и, во- вторых, чтобы

выбранный критерий принял минимальное (максимальное) значение.

Количественный структурно-параметрический синтез вариантов облика ЛА с выявленными на предыдущих этапах допустимыми и предпочтительными техническими решениями включает в себя одновременное решение двух взаимосвязанных задач:

- структурный синтез альтернативных вариантов технического облика с оптимальными проектными параметрами и определение рациональных технических решений ;

- определение оптимальных проектных параметров технических решений и ЛА в целом $\{ \}$ для рассматриваемой альтернативной структуры.

Первая из них является задачей дискретной оптимизации, которая решается на уровне обоснования техпредложений по техническому облику ЛА по заданному ТЗ на проектирование (дальность , высота, скорость полета ; боекомплект носителя , вероятность сохранения боеспособности носителя к моменту нанесения удара по цели и др.). Математическая формулировка данной задачи структурно-параметрического синтеза технического облика ЛА имеет следующий вид:

Пусть на этапе количественного синтеза структуры ЛА рассматривается L -ое число предпочтительных вариантов технических решений по системам и ЛА в целом. Каждый l - й вариант структуры характеризуется вектором проектных параметров, для которых известны допустимые интервалы изменений $\{ \}$. Предположим, что выбрана некоторая целевая функция K , минимизация (или максимизация) которой при соблюдении заданных ограничений на другие показатели в рассматриваемой боевой операции определяют рациональные

технические решения по структуре ЛА, т.е.

$$; \quad l = 1, 2, \dots, L$$

где – совокупность дискретных значений комплексной целевой функции (критерия) , определяемых как

;

при принятых ограничениях

; ; ();

; - вектор оптимальных проектных параметров для $l = 1, \dots, L$ – го варианта структуры; – целевая функция на области вектора оптимальных проектных параметров для l -го альтернативного варианта технического решения и облика ЛА; - вектор характеристик , параметров среды , внешний по отношению к техническим решениям и ЛА .

При решении второй задачи оптимизируются проектные параметры для каждого рассматриваемого l -го варианта проектного решения и структуры технического облика ракеты, т.е. она является составной частью структурного синтеза. Задачи параметрической оптимизации для заданной структуры ЛА в значительной степени разработаны и освоены на практике и решаются на уровне эскизного проектирования. Математическая формулировка этих задач может быть представлена в виде

при заданных ограничениях

, , ,

где - вектор проектных параметров;

- целевая функция (критерий), в качестве которой приняты затраты на поражение цели с заданной эффективностью ;

- затраты на поражение цели с заданной эффективностью залпом из “опорных” вариантов ЛА.

При этом в качестве целевой функции могут быть приняты и частные составляющие комплексного критерия. Например, минимальная стартовая масса ракеты при заданной ее эффективности, т.е. при . Для практической реализации количественного структурно-параметрического синтеза технического облика ЛА, который представляет собой совместное решение задач дискретного структурного синтеза (комбинаторной оптимизации) и параметрической оптимизации, необходимо выбрать математические методы решения. Например, метод перебора предпочтительных решений и случайного поиска оптимальных параметров.

Блок-схема решения задач количественного синтеза структурных решений и оптимизации проектных параметров ракет представлена на рис. 7. С одной стороны, технические решения по облику ракеты $\{ \}$ могут привести к увеличению массогабаритных характеристик ЛА, изменению геометрических размеров, аэродинамических характеристик $()$, рабочих характеристик ДУ $()$, баллистических характеристик $(, \text{ и т.д.})$, тепловых характеристик, потребного относительного запаса топлива $()$, относительных масс отдельных агрегатов (крыла , оперения , привода управления , двигательной установки , фюзеляжа и т.п.) и увеличению стартовой массы , стоимости ЛА $()$ и стоимости одного пуска $()$, т.е. одной из составляющих принятого комплексного критерия качества K . С другой стороны, применение перспективных ТР позволяют снизить показатели точности (промах), заметности в

различных диапазонах (и т.п. Это приводит к увеличению вероятности преодоления ракетами системы ПВО (), наведения на цель и эффективности ЛА в целом , к снижению потребного наряда на выполнение задачи с заданной вероятностью , уменьшается вторая составляющая принятого критерия. Такое разнородное влияние альтернативных ТР на составляющие критерия обуславливает наличие рациональных структурных решений, оптимума по проектным параметрам. Они и определяют технический облик ЛА.

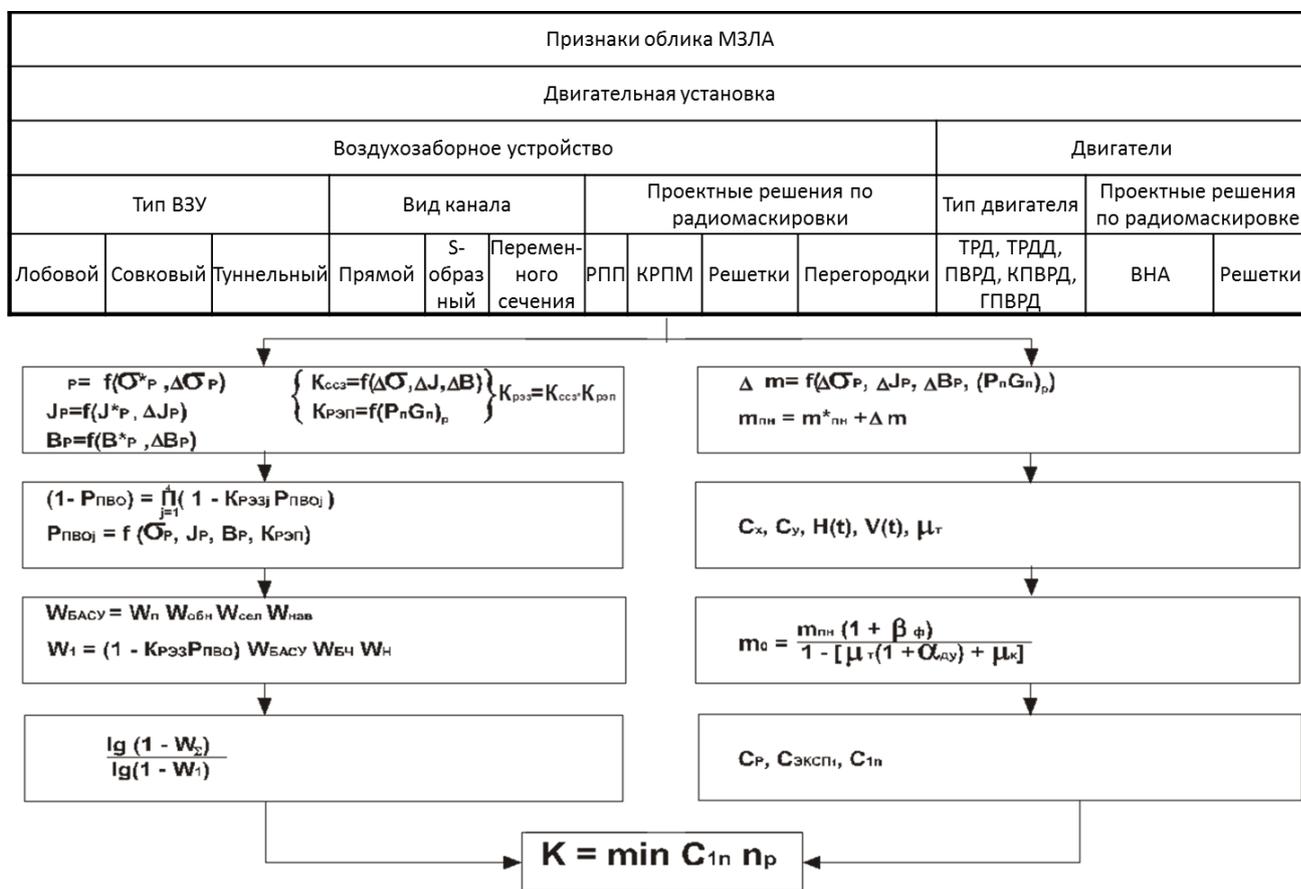


Рис 7 Блок-схема решения задач количественного синтеза структурных решений и оптимизации проектных параметров ракет

Для практической реализации сформулированных задач необходимо разработать математические модели, алгоритмы и программы расчетов аэродинамических, энергетических, баллистических, температурных, массовых,

объемных, экономических характеристик и показателей заметности и эффективности функционирования ЛА в боевой операции.

В заключение можно сделать следующие выводы:

- обоснована актуальность задачи снижения заметности ВЗУ и ЛА в целом;
- определены основные характеристики воздухозаборников и предложена матрица технических решений и их проектных параметров по радиомаскировке ВЗУ;
- предложены структурно-качественные схемы формирования рациональных проектных решений по ВЗУ и облику МЗЛА;
- сформулирована постановка задачи и дана блок-схема анализа проектных решений и оптимизации их параметров на базе комплексного критерия «стоимость-эффективность»;
- изложен методический подход оценки радиоотражающих характеристик ВЗУ.

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – 207 с.
2. Бочкарев А.М., Долгов М.Н. Радиолокационная заметность ЛА // Зарубежная радиоэлектроника. №2. 1989. С. 3-17.
3. Гурылев В.Г., Старухин В.П., Полишук Г.И. Воздухозаборники высокоскоростных летательных аппаратов. - Жуковский: ЦАГИ, Обзор №658. 1985.

- 206 с.

4. Гусейнов А.Б., Перков И.Е. Показатели заметности ЛА и способы их снижения. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – 96 с.

5. Гусейнов А.Б., Трусов В.Н. Проектирование крылатых ракет с ТРД. - М.: Изд-во МАИ, 2003. – 88 с.

6. Гусейнов А.Б., Трусов В.Н. Проектирование малозаметных летательных аппаратов. - М.: Изд-во МАИ, 2014. – 287 с.

7. Душеина Л.В., Рунов А.В., Монин М.А. Влияние конструкции обобщенной модели силовой установки летательного аппарата на ее эффективную площадь рассеяния // Радиотехника. №6. 1994. С. 20-26.

8. Калугин В.Г. Основы внешнего проектирования авиационных комплексов - М.: Травидант, 2011. – 264 с.

9. Лагарьков А.Н., Погосян М.А. Фундаментальные и прикладные проблемы Стелс-технологий // Вестник РАН. Т.73. №9. 2003. - С. 779-787.

10. Монин М.А., Ягудина И.М. Радиолокационная заметность самолетов. – Жуковский: ЦАГИ, Обзор №665. 1986. -75 с.

11. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. – Жуковский: ЦАГИ, 2002. -178 с.

12. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей./ Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.