

УДК 621.396.96

Метод снижения радиолокационной заметности воздушных судов путем параметрического синтеза оптимальной формы канала воздухозаборников

Кузнецов В. А.

Постановка задачи: задача снижения радиолокационной заметности воздушных судов является актуальной во всем мире, а ее решение состоит из комплекса превентивных мер по снижению эффективной площади рассеяния и, кроме того, сокращению информативности демаскирующих признаков. Существенный вклад в суммарную эффективную поверхность рассеяния в передней полусфере вносит воздухозаборник. Вместе с тем, наличие эффекта вторичной доплеровской модуляции при отражении электромагнитных волн от воздухозаборника обуславливает необходимость снижения его радиолокационной заметности. **Целью работы** является снижение радиолокационной заметности воздушного судна путем параметрического синтеза S-образной формы канала его воздухозаборников, оптимальной по критерию минимума эффективной площади рассеяния в заданном диапазоне конструктивно возможных изменений. **Используемые методы:** при решении задачи снижения радиолокационной заметности используется параметрический синтез формы канала, для оценки эффективной площади рассеяния для учета поляризации падающей электромагнитной волны модифицирован метод геометрической оптики, при этом широко используется математическое моделирование. **Новизна:** элементами новизны является непосредственно сам метод параметрического синтеза оптимальной по критерию минимальной при всех возможных условиях наблюдения эффективной площади рассеяния формы канала воздухозаборника, а также модификация метода геометрической оптики для учета поляризационных свойств каждого facetsа поверхности канала. **Результат:** применение предложенного метода позволяет снизить эффективную площадь рассеяния канала воздухозаборника воздушного судна во всем диапазоне углов облучения более чем на 90% по сравнению с прямой формой канала, а также синтезировать форму S-образного канала воздухозаборника с требуемой точностью при параметрически заданных форме входной апертуры и диапазоне конструктивно возможных искривлений геометрии канала. **Практическая значимость:** предложенное решение задачи снижения радиолокационной заметности может быть использовано при оценке эффективной площади рассеяния с учетом реальной нагрузки канала в виде лопаток входного направляющего аппарата и компрессоров авиационного двигателя, а также при разработке макетов воздухозаборников перспективных воздушных судов.

Ключевые слова: радиолокационная заметность, эффективная площадь рассеяния, геометрическая оптика, фасетная модель, воздухозаборник.

Введение

Для снижения боевых потерь авиационной техники во всем мире разрабатывается и применяется целый комплекс превентивных мер по снижению ее радиолокационной (РЛ) заметности (рис. 1), единственным показателем которой является эффективная площадь рассеяния (ЭПР).

Библиографическая ссылка на статью:

Кузнецов В. А. Метод снижения радиолокационной заметности воздушных судов путем параметрического синтеза оптимальной формы канала воздухозаборников // Системы управления, связи и безопасности. 2019. № 2. С. 180-202. DOI: 10.24411/2410-9916-2019-10209.

Reference for citation:

Kuznetsov V. A. The radar aircraft visibility reducing method by using air intake duct optimal shape parametric synthesis. *Systems of Control, Communication and Security*, 2019, no. 2, pp. 180-202. DOI: 10.24411/2410-9916-2019-10209 (in Russian).



Рис. 1. Меры по снижению радиолокационной заметности воздушного судна

В общем случае, конструктивные меры можно разделить на четыре направления: специальная форма фюзеляжа (shaping), радиопоглощающие материалы (РПМ или RAM – radar absorbing materials), активные и пассивные способы противодействия (active and passive cancellation) [1], причем к каждой составной части самолета применяется, по возможности, весь комплексный подход.

В открытых зарубежных и отечественных источниках, например, в [1-3], представлено огромное количество диаграмм обратного вторичного излучения (ДОВИ) различных воздушных судов (рис. 2).

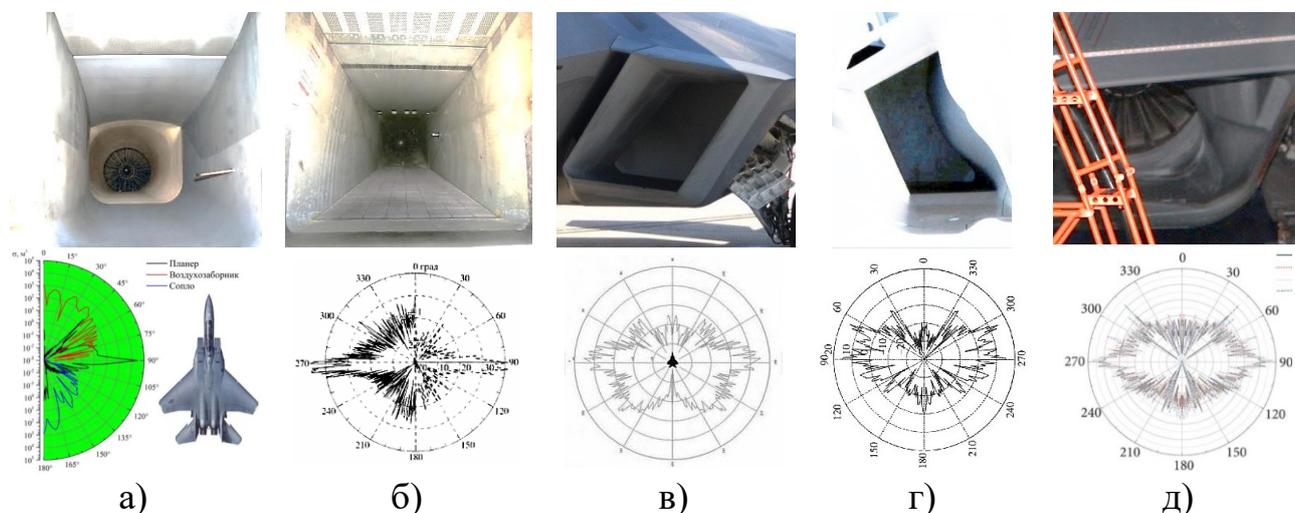


Рис. 2. Примеры воздухозаборников и диаграмм обратного вторичного излучения самолетов F-15 (а), Су-27 (б), F-22 (в), F-35 (г), Су-57 (д)

В них отмечается существенный вклад воздухозаборников сверхзвуковых самолетов 4 и старше поколений в ЭПР в передней полусфере, и только кромок крыла – у самолетов, выполненных по технологии Stealth. Результаты их анализа показывают, что используемые подходы к моделированию и расчету ДОВИ в большинстве своем не учитывают элементы авиационной силовой установки [4]. Кроме того, расчет суммарных значений ЭПР производится только по ракурсу, без учета разрешающей способности РЛС, что приводит к невозмож-

ности формирования с их помощью дальностно-доплеровских радиолокационных портретов [5].

Особый интерес представляют элементы авиационной силовой установки, поскольку целью снижения их радиолокационной заметности является сокращение набора признаков, используемых в бортовых радиолокационных системах (БРЛС) при решении задач распознавания воздушных целей. В данном контексте речь идет об эффекте вторичной доплеровской модуляции, возникающем при отражении электромагнитных волн (ЭМВ) от движущихся составных частей объектов локации, а именно от вращающихся лопаток компрессора низкого давления, вследствие чего по значениям частот, составляющих спектр такой модуляции, появляется возможность распознать тип авиационной силовой установки, а, значит, и непосредственно саму воздушную цель. Для этого применяются экранирующие щитки, выполняющие функцию клина, S-образная форма канала воздухозаборников и входной направляющий аппарат (ВНА) двигателя, играющий роль так называемого радар-блокера, а также радиопоглощающие покрытия (РПП) на всех этих элементах (рис. 3).

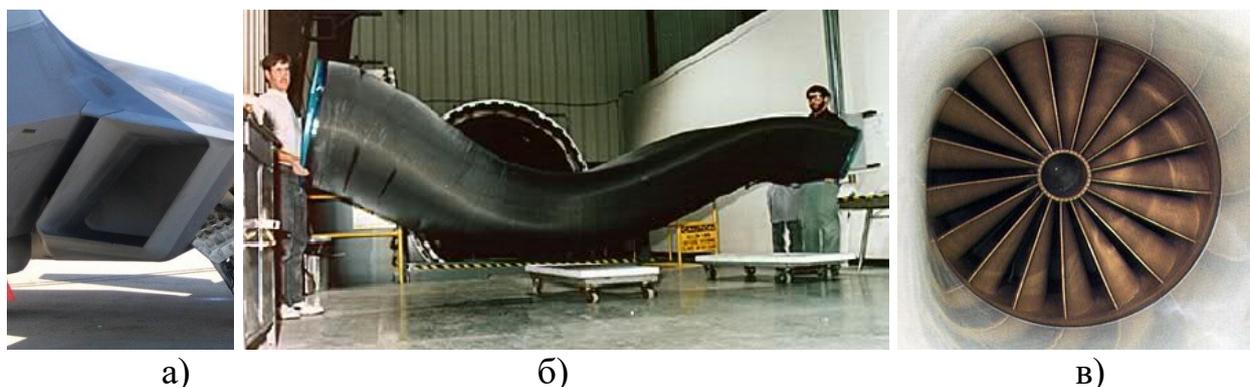


Рис. 3. Пример конструктивных решений по снижению радиолокационной заметности элементов авиационной силовой установки: входной апертуры воздухозаборника (а), S-образного канала воздухозаборника (б), входного направляющего аппарата (в)

Что касается S-образной формы канала воздухозаборника сверхзвукового самолета, то разработчикам приходится параллельно решать две задачи: с одной стороны, необходимо обеспечить высокую газодинамическую устойчивость канала для исключения возможности помпажа авиационной силовой установки, и, с другой стороны, удовлетворить требования заказчика по заданному уровню радиолокационной заметности в передней полусфере. Поэтому разработка оптимальной геометрии канала воздухозаборника, удовлетворяющей одновременно двум критериям, а именно минимальной радиолокационной заметности и высокой газодинамической устойчивости, является сложной и актуальной на сегодняшний день научно-технической задачей на стыке нескольких научных направлений. Несмотря на важность удовлетворения обоим критериям, в данной статье внимание уделяется только радиолокационной заметности.

Целью данной работы является снижение радиолокационной заметности канала воздухозаборника путем параметрического синтеза S-образной формы канала, оптимальной по критерию минимума ЭПР в заданном диапазоне конструктивно возможных изменений.

Постановка задачи

Как известно, единственным средством обнаружения воздушных целей на больших дальностях является БРЛС. Для сокращения дальности обнаружения самолетов радаром противника применяется технология снижения их радиолокационной заметности. Так, например, на рис. 4 приведены зависимости дальности обнаружения от ЭПР, рассчитанные при заданных импульсной мощности излучения БРЛС $P_{\text{имп}}=1$ и 20 кВт, диаметре антенны 0,9 м, коэффициенте полезного действия антенны 0,7, эффективной площади антенны $0,45 \text{ м}^2$, длительности импульса 10 мкс, количестве интегрируемых импульсов 100, частотах сигнала 1, 3 и 10 ГГц, общих потерях 3 дБ. Очевидно, что для увеличения дальности обнаружения малозаметных воздушных целей с ЭПР менее 1 м^2 требуется существенно увеличивать энергетику излучения БРЛС, а это, в большинстве случаев, либо невозможно, либо ведет к снижению скрытности и демаскировке самолета-носителя БРЛС.

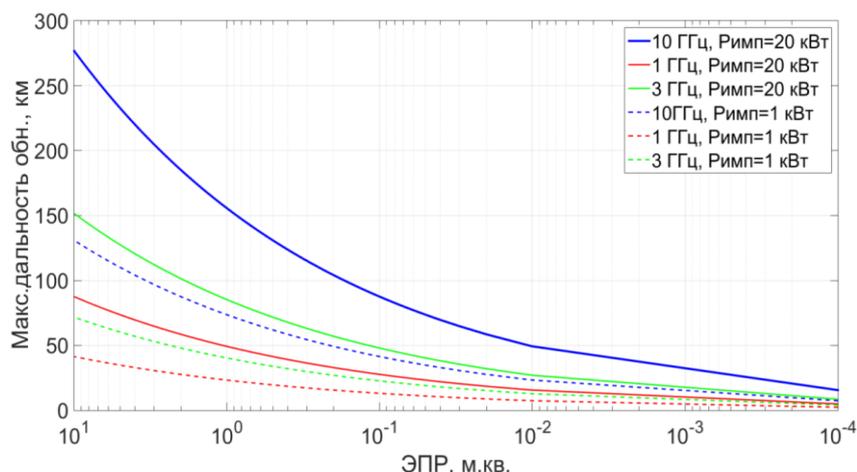


Рис. 4. Зависимости дальности обнаружения от ЭПР воздушной цели

С другой стороны, уменьшение средних по ракурсам значений ЭПР воздушного судна обеспечивает значительное снижение боевых потерь (рис. 5) [6].

Для оценки максимальной дальности обнаружения воздушной цели необходимо знать ее среднюю или суммарную ЭПР в направлении облучения. В случае одиночной или сосредоточенной цели чаще всего прибегают к моделированию ДОВИ статистическими методами на основе экспериментальных данных [7]. Однако в этом случае отсутствует возможность учесть или оценить вклад воздухозаборников в суммарную ЭПР цели. Для учета отдельных, в том числе движущихся, конструктивных элементов и их электромагнитных свойств наиболее широкое распространение получили фацетные модели представления поверхности объекта сложной формы и лучевая концепция моделирования процессов рассеяния и многократного переотражения ЭМВ [8].

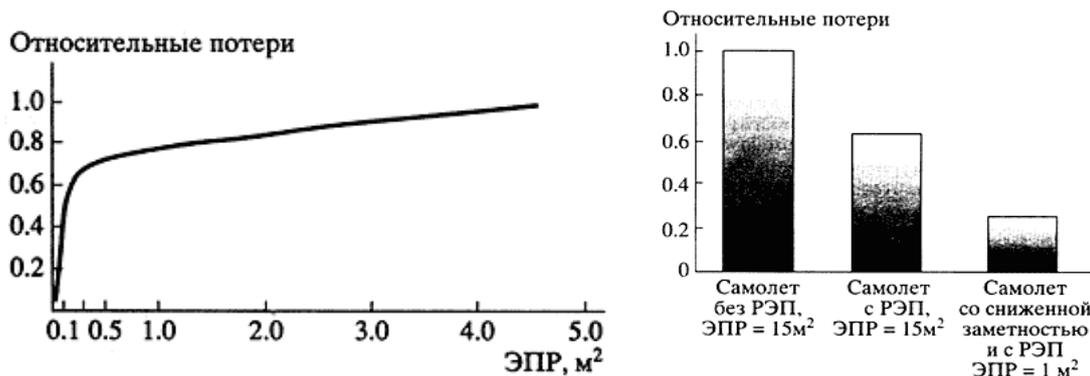


Рис. 5. Зависимости относительных боевых потерь от ЭПР самолета

В данной работе фацетная модель канала воздухозаборника представляет собой вытянутую произвольную полость, поверхность которой описывается идеально проводящими плоскими пластинами треугольной формы – фацетами, заданными тремя вершинами с координатами в трехмерном пространстве. Каждый фацет при этом характеризуется вектором нормали и электромагнитными параметрами. В качестве априорной информации может быть задан радиус выходной апертуры R (соответствующий радиусу двигателя), длина канала L , диапазоны конструктивно возможного изменения геометрии канала, электромагнитные характеристики материалов.

Задача синтеза S-образной формы канала воздухозаборника состоит в следующем: необходимо аналитически задавать форму входной апертуры, закон расширения или сужения поперечных сечений вдоль длины канала и характер изогнутости канала в двух плоскостях (вертикальной и горизонтальной). Такое параметрическое задание геометрии формы канала и ее изменение в некотором диапазоне значений с учетом их пространственного ограничения позволит производить расчет значений ЭПР, и, в случае их минимальных значений, запоминать оптимальные параметры геометрии канала с последующим синтезом его поверхности.

Синтез входной апертуры воздухозаборника

На сегодняшний день известно множество используемых форм входной апертуры воздухозаборников: от скошенных квадратных и прямоугольных до треугольных и трапециевидных (рис. 6).

Одним из немаловажных критериев выбора формы входной апертуры канала является ограничение прохождения вертикально или горизонтально поляризованной ЭМВ в канал. Тенденцией последних разработок является размещение апертуры канала в верхней части фюзеляжа для исключения её видимости наземными радиолокационными системами, однако такое конструктивное решение ведет к существенному снижению маневренности воздушного судна. Кроме того, на самолетах F-35 Lightning II и J-20 Chengdu перед входной апертурой канала используют «наплывы» (рисунок 5, в и ж) для исключения попадания ЭМВ, переотраженной от фюзеляжа, путем ее рассеяния.

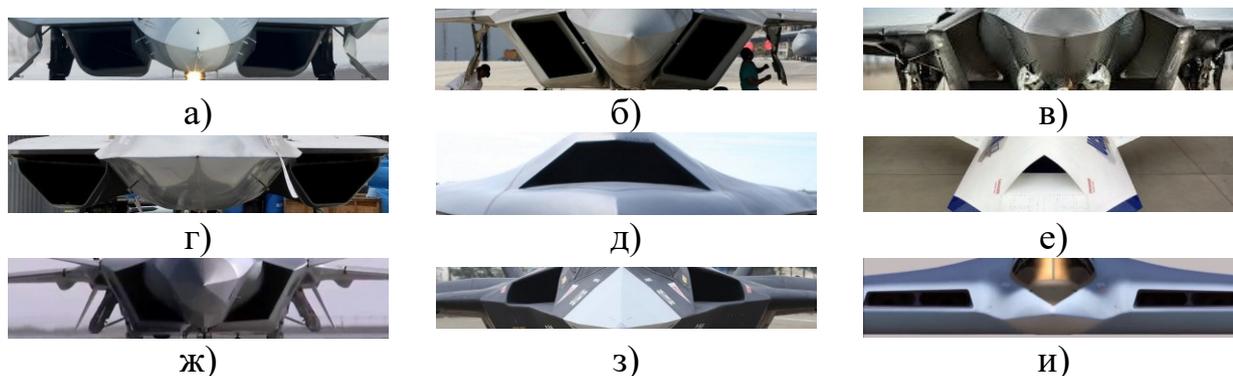


Рис. 6. Примеры форм входной апертуры воздухозаборника Су-57 (а), F-22 (б), F-35 (в), YF-23 (г), X-47В (д), X-47А (е), J-20 (ж), Qaher F-313 (з), проекта ПАК ДА (и)

Моделирование выходной апертуры канала воздухозаборника в трехмерном пространстве в форме окружности не представляет особой сложности. Пусть вытянутая сторона канала направлена по оси Y , длина канала $L = m\lambda$, где m – коэффициент пропорциональности, λ – длина волны, а число углов, задающих угловое положение точек апертуры, задано N_α , тогда система уравнений, с помощью которых рассчитываются координаты точек апертуры выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} x_i = R \cos(\alpha_i) \\ y_i = L \\ z_i = R \sin(\alpha_i) \end{cases}, \quad (1)$$

где $R = n\lambda$ – радиус двигателя, n – коэффициент пропорциональности, $\alpha_i = \alpha_{i-1} + \delta_\alpha$ – значение текущего угла, $\delta_\alpha = 360^\circ / N_\alpha$, $i = 1 \dots N_\alpha$.

На рис. 7 приведены примеры вычисленных согласно (1) координат точек входной апертуры воздухозаборника с различными значениями параметра N_α .

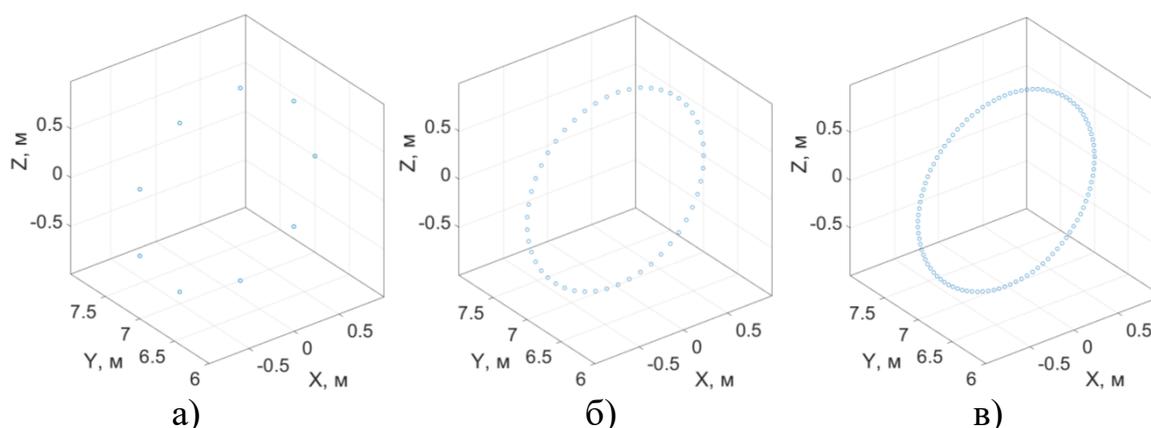


Рис. 7. Пример сформированных массивов точек выходной апертуры канала воздухозаборника радиусом $R=1$ м при $N_\alpha=10$ (а), $N_\alpha=50$ (б), $N_\alpha=100$ (в)

Для задания входной апертуры канала в форме выпуклых многоугольников интересное решение нашлось в работе [9] как для прямоугольной, так и для полярной системы координат. Совместное использование параметрического

представления и универсального уравнения позволило получить описание различных двумерных фигур в параметрическом виде. Добавление третьей координаты к выражениям из [9] позволило однозначно задать любой прямоугольник в трехмерном пространстве системой параметрических уравнений:

$$\begin{cases} x_i = ((A_{2i} + A_{3i})A_{5i} + A_{4i}d) \cos(\zeta) \\ y_i = L \\ z_i = ((A_{1i} + A_{4i})A_{5i} + A_{3i}d) \sin(\zeta) \end{cases}, \quad (2)$$

где $A_{1i} \dots A_{5i}$ – ключи, определяющие последовательность вычислений,

$$A_{1i} = \left[\frac{1}{\left[\frac{T_i}{d} \right]} \right] \cdot \left[\frac{T_i}{d} \right], \quad A_{2i} = \left[\frac{2}{\left[\frac{T_i}{d} \right]} \right] \cdot \left[\frac{\left[\frac{T_i}{d} \right]}{2} \right], \quad A_{3i} = \left[\frac{3}{\left[\frac{T_i}{d} \right]} \right] \cdot \left[\frac{\left[\frac{T_i}{d} \right]}{3} \right],$$

$$A_{4i} = \left[\frac{4}{\left[\frac{T_i}{d} \right]} \right] \cdot \left[\frac{\left[\frac{T_i}{d} \right]}{4} \right], \quad A_{5i} = T_i - d \cdot \left[\frac{T_i}{d} \right], \quad [*] - \text{оператор округления к меньшему,}$$

$d = k\lambda$ – длина диагонали прямоугольника, k – коэффициент пропорциональности, ζ – угол наклона диагонали относительно горизонта, T_i – параметр, изменяемый в пределах от d до $5d$ с шагом $4d / (N_\alpha - 1)$.

В случае, если $\zeta = \pi/4$, то система уравнений (2) описывает квадраты разного размера в зависимости от величины заданной диагонали d .

Поскольку прямоугольник представляет собой частный случай параллелограмма, то, соответственно, он является одновременно и параллелограммом, который в общем случае может быть получен путем введения в (2) величины деформирования $\Delta_{\text{деф}}$:

$$\begin{cases} x_i = \left(\frac{\Delta_{\text{деф}}}{d} A_{1i} + A_{4i} \cos(\zeta) \right) A_{5i} + A_{2i} (\Delta_{\text{деф}} + A_{5i} \cos(\zeta)) + \\ + A_{3i} \left(d \cos(\zeta) + \frac{\Delta_{\text{деф}}}{d} A_{5i} \right) \\ y_i = 0 \\ z_i = ((A_{1i} + A_{3i})A_{5i} + A_{2i}d) \sin(\zeta) \end{cases}. \quad (3)$$

Очевидно, что если $\Delta_{\text{деф}} = 0$, то система уравнений (3) будет определять параллелограмм в виде прямоугольника. Если прямоугольник деформировать на величину $\Delta_{\text{деф}}$ одновременно с двух сторон, то будет получена равнобедренная трапеция, которая однозначно задается системой уравнений, полученной из системы уравнений (2) путем введения двусторонней деформации:

$$\begin{cases} x_i = \frac{\Delta_{\text{def}}}{d} A_{1i} + A_{4i} \frac{d \cos(\zeta) + 2\Delta_{\text{def}}}{d} A_{5i} + A_{2i} (\Delta_{\text{def}} + A_{5i} \cos(\zeta)) + \\ + A_{3i} \left(d \cos(\zeta) + 2\Delta_{\text{def}} - \frac{\Delta_{\text{def}}}{d} A_{5i} \right) \\ y_i = 0 \\ z_i = ((A_{1i} + A_{3i})A_{5i} + A_{2i}d) \sin(\zeta) \end{cases} \quad (4)$$

На рис. 8 приведены некоторые результаты моделирования формы входной апертуры канала воздухозаборника с количеством точек $N_\alpha=100$ и соответствующими параметрами для систем уравнений (1)-(4).

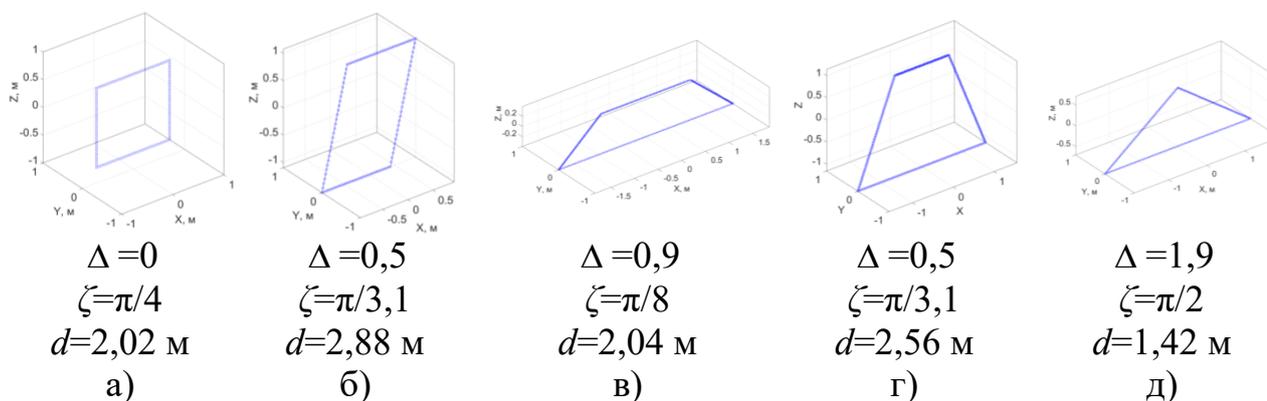


Рис. 8. Синтезированные массивы точек входной апертуры воздухозаборника различной формы при $N_\alpha=100$

Как видно из представленных рисунков, параметрическое задание многоугольников позволяет синтезировать идентичные реальным формы входной апертуры канала воздухозаборников современных воздушных судов со сниженной радиолокационной заметностью, представленные на рис. 6. Следует отметить, что в дальнейшем, при необходимости, «срезанность» или наклон плоскости входной апертуры могут быть реализованы несколькими способами: путем нахождения точек пересечения поверхности канала с некоторой плоскостью среза или изогнутой поверхностью фюзеляжа, либо простейшим наклоном входной апертуры путем домножения координат точек апертуры на заданный косинус или синус требуемого угла наклона или среза.

В соответствии с целью работы и сформулированными для ее достижения задачами, на следующем этапе синтеза необходимо формализовать изогнутость по двум осям и расширение (сужение) промежуточных сечений по всей длине воздухозаборника и синтезировать соответствующую заданным параметрам геометрию поверхности канала в виде множества вершин facets.

Синтез прямого канала воздухозаборника

Существует множество способов и алгоритмов задания поверхности вытянутого по оси вращения объекта, в том числе линейными и нелинейными функциями (например, [10]). Однако простейшим в смысле вычислительной

сложности является соединение точек входной и выходной апертур отрезками прямой с последующей интерполяцией промежуточных точек канала путем деления отрезков на равные части, число которых соответствует заданному числу сечений N_L , как показано на рис. 9.

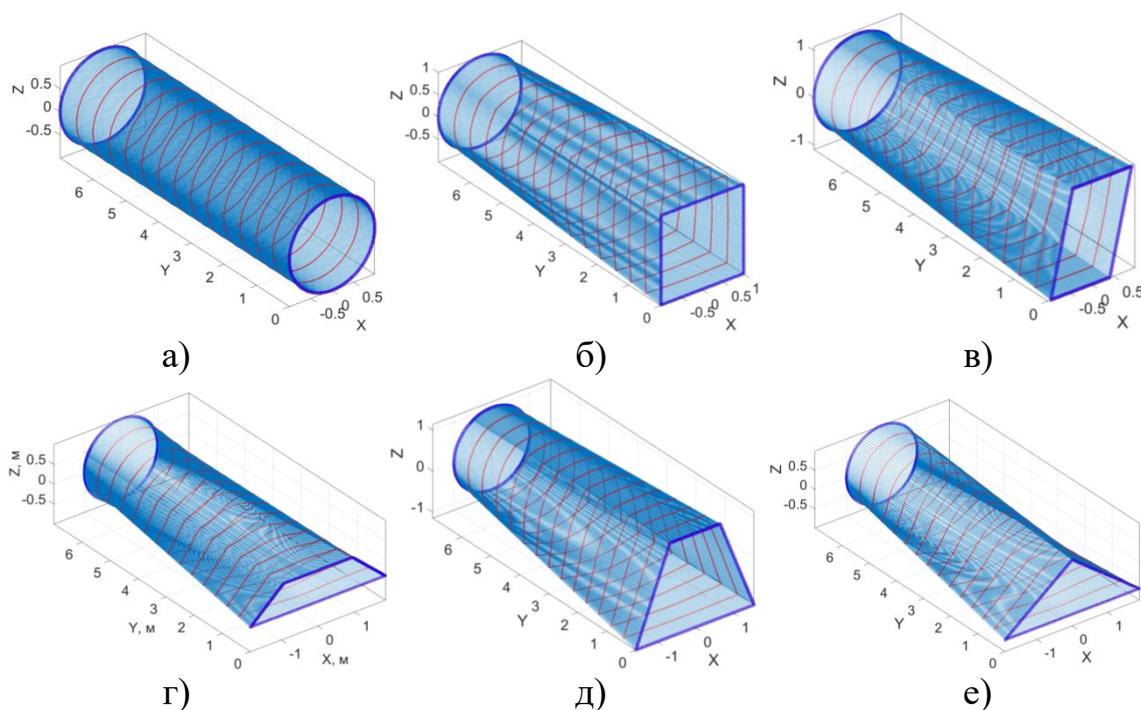


Рис. 9. Синтезированные прямые каналы воздухозаборников при $N_L=15$

Основным требованием для адекватного формирования поверхности канала предлагаемым способом является соответствие числа точек, образующих входную и выходную апертуры, заданному значению N_a . По промежуточным точкам, образованным таким образом, можно рассчитать площадь сечений для оценки газодинамической устойчивости. Очевидно, что чем больше заданное N_L , тем точнее будет воспроизведена поверхность канала и, вместе с тем, тем дольше будет рассчитываться значение ЭПР канала заданной геометрии. Дальнейшее представление результатов для возможности сравнения и наглядности будет производиться на примере простейшего из рассматриваемых каналов – с круглыми апертурами.

Синтез S-образного канала воздухозаборника

Одним из наиболее известных способов формирования вытянутых изогнутых объемных тел является задание закона изменения кривизны их строительной оси. В данной работе предлагается следующая формализация изменения координат (x'_i, y'_i, z'_i) точек центральной оси S-образного канала воздухозаборника:

$$\begin{cases} x'_i = \frac{\Delta_x}{2} \left(\cos\left(\frac{\pi y'_i}{L}\right) - 1 \right) \\ y'_i = y'_0 + (i-1) \frac{L}{N_L} \\ z'_i = \frac{\Delta_z}{2} \left(\cos\left(\frac{\pi y'_i}{L}\right) - 1 \right) \end{cases}, \quad (5)$$

где Δ_x, Δ_z – величины смещения центра входной или выходной апертуры от нулевого значения по осям X и Z соответственно, y'_0 – начальная точка центральной оси изогнутого тела, $i = 1 \dots N_L$.

Очевидно, что в случае воздухозаборника круглой формы, то есть при $R = Const$, точки промежуточных сечений можно сформировать путем вычисления их координат согласно (1) при замене $y_i = y'_i$. Однако, в случае задания входной апертуры иной формы, реализация адекватной поверхности объемного тела заданной кривизны невозможна. Один из предлагаемых вариантов правильного линейного формирования точек поверхности по промежуточным сечениям представлен выше при рассмотрении синтеза прямого канала воздухозаборника. На рис. 10 представлены некоторые результаты вычисления координат N_α точек промежуточных N_L сечений относительно строительной оси S -образной кривизны, вычисленной согласно (5) с соответствующими параметрами. Как видно из рисунка, формализация искривления строительной оси канала (5) неизбежно приводит к смещению входной или выходной апертуры. Поэтому на этапе задания начальных параметров синтеза целесообразно указывать диапазон максимальных смещений, допустимых конструктивно при компоновке воздушного судна. При этом интерес представляет указание смещений в форме соотношений с длиной волны λ для последующего анализа полученных результатов.

Следующим этапом синтеза геометрии канала является параметрическое сужение или расширение N_L промежуточных сечений вдоль заданной длины канала L . Простейшим решением этой задачи является изменение промежуточных сечений по заранее заданному закону. В данной работе в качестве примера рассматривается функция $\sin(\psi)$, где ψ – аргумент функции, изменяющийся в требуемом диапазоне, определяющем форму кривой. На самом деле функция может быть любой, обеспечивающей требуемое параметрическое искривление. Вычисление координат $(x''_{ij}, y''_{ij}, z''_{ij})$ точек промежуточных сечений вдоль всей длины канала с параметром искривления Δ_R производится согласно выражениям:

$$\begin{cases} x''_{ij} = (x_j + x'_i) + \Delta_R (x_j + x'_i) \sin(\alpha_i) \\ y''_{ij} = y'_i \\ z''_{ij} = (z_j + z'_i) + \Delta_R (z_j + z'_i) \sin(\alpha_i) \end{cases}, \quad (6)$$

где $i=1...N_\alpha$ – порядковый номер угла, задающего угловое положение точки сечения, $j=1...N_L$ – порядковый номер сечения вдоль длины канала L .

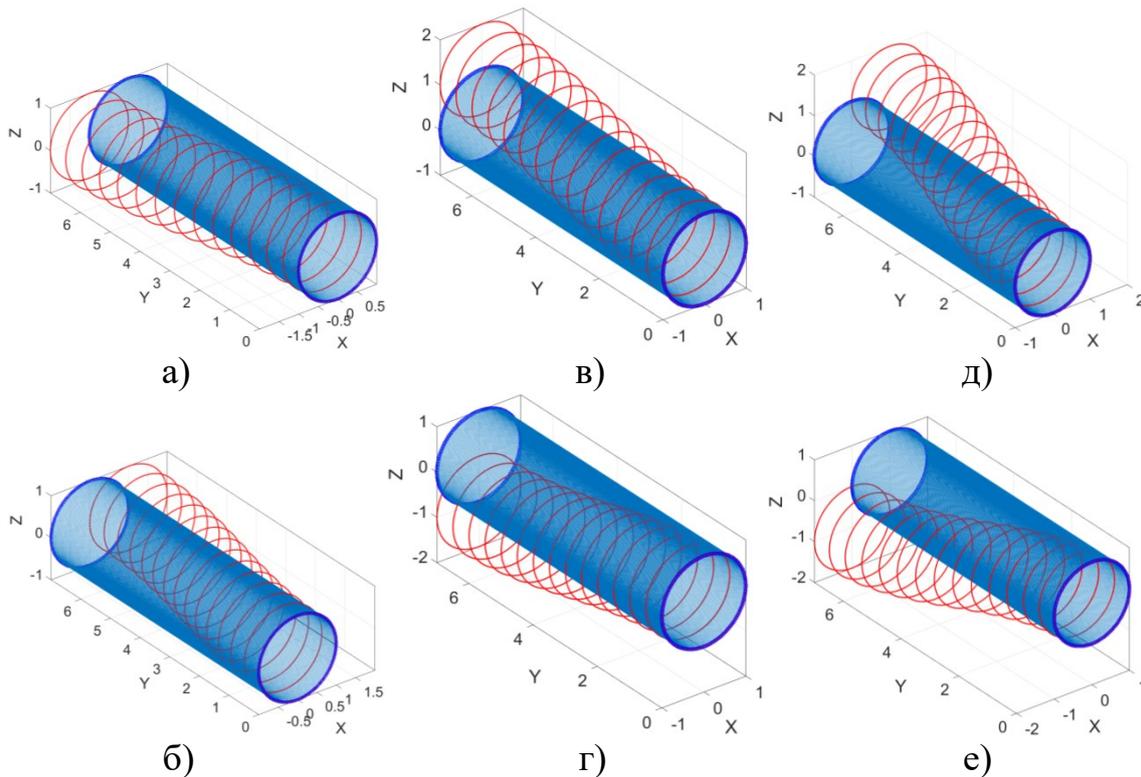


Рис. 10. Синтезированные точки поверхности S-образного канала воздухозаборника относительно прямого, радиусом $R=1$ м с параметрами искривления:
 $\Delta_x=-1,0$ м (а), $\Delta_x=+1,0$ м (б), $\Delta_z=-1,0$ м (в), $\Delta_z=+1,0$ м (г),
 $\Delta_x=\Delta_z=-1,0$ м (д), $\Delta_x=\Delta_z=+1,0$ м (е)

На рис. 11 для примера представлены некоторые результаты вычисления координат точек искривленных сечений канала, сформированных при соответствующих параметрах и диапазоне аргумента ψ . Как видно на рис. 11, е, согласно предлагаемого метода параметрического синтеза канала можно сформировать произвольную полость с контролируемой с помощью параметров N_α и N_L точностью задания поверхности канала.

Дальнейшее преобразование полученного массива точек в фацетную модель S-образного канала воздухозаборника производится с помощью одного из многочисленных методов триангуляции [11].

Пример результатов такого преобразования представлен на рис. 12, откуда видно, что при переходе к фацетной модели поверхности канала появляется возможность вычисления нормали к плоскости каждого фацета, используемой при расчетах ЭПР.

Следует отметить, что для оценки ЭПР нагруженного канала потребуется сформировать фацетную модель заглушки выходной апертуры канала либо «нагрузить» канал реальными фацетными моделями лопаток ВНА и компрес-

сора низкого давления двигателя. В рамках данной статьи рассматривается только «прямая» заглушка.

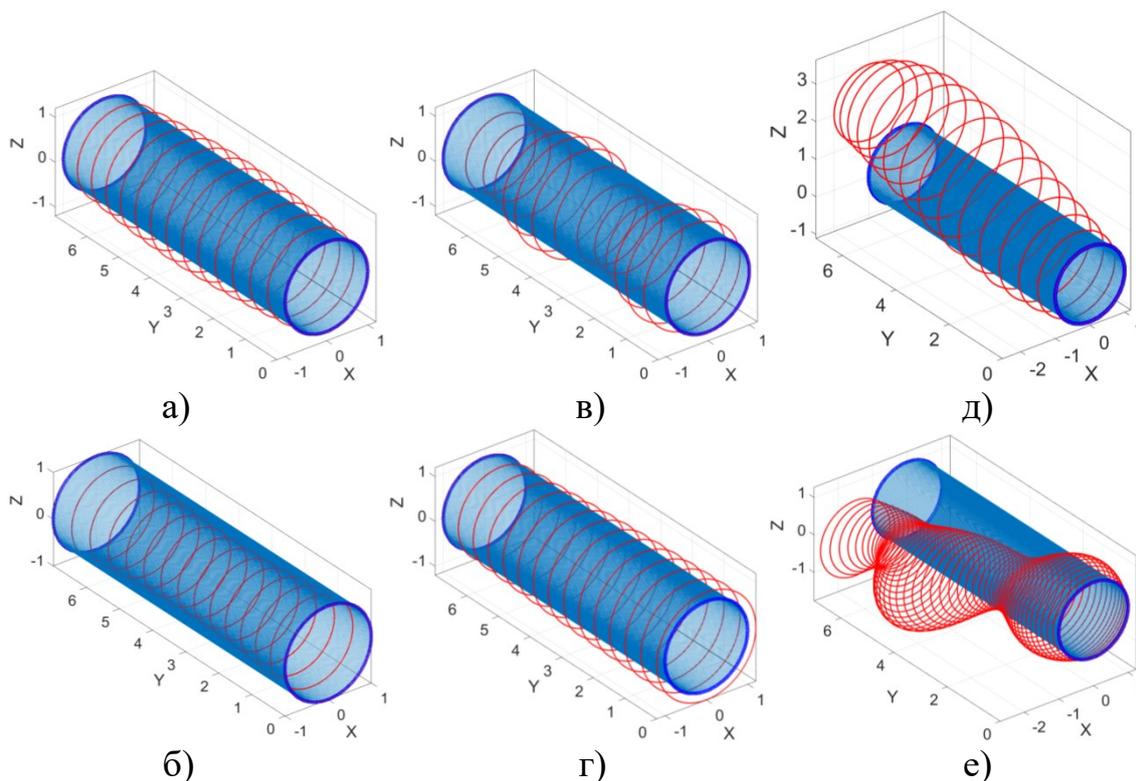


Рис. 11. Синтезированные точки поверхности S-образного канала воздухозаборников относительно прямого, радиусом $R=1$ м с параметрами искривления:
 $\Delta_R=+0,2$ м, $0 \dots \pi$ (а), $\Delta_R=-0,2$ м (б), $\Delta_R=+0,2$ м, $0 \dots 4\pi$ (в),
 $\Delta_R=+0,2$ м, $\pi/2 \dots \pi$ (г), $\Delta_x=+1,0$ м, $\Delta_z=-2,0$ м, $\Delta_R=+0,5$ м, $0 \dots \pi$ (д),
 $\Delta_x=+1,5$ м, $\Delta_z=+0,5$ м, $\Delta_R=+0,3$ м, $0 \dots 4\pi$, $N_L=55$ (е)

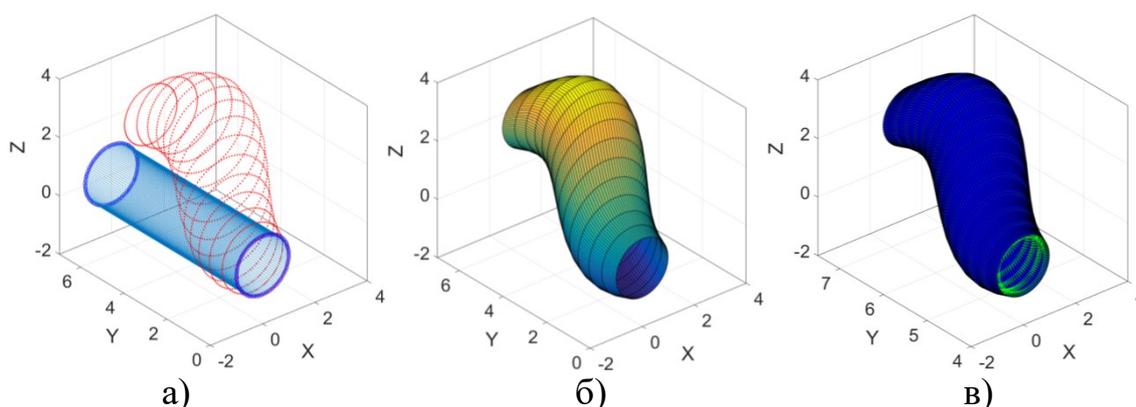


Рис. 12. Результат синтеза S-образного канала воздухозаборника на этапах формирования: точек (а), поверхности (б) и треугольных facets (в) с параметрами $R=1$ м, $N_L=15$, $N\alpha=101$, $\Delta_x=-1,5$ м, $\Delta_z=-1,5$ м, $\Delta_R=+0,7$ м, $\psi=0 \dots \pi$

Следует отметить, что для оценки ЭПР нагруженного канала потребуется сформировать facетную модель заглушки выходной апертуры канала либо

«нагрузить» канал реальными фацетными моделями лопаток ВНА и компрессора низкого давления двигателя. В рамках данной статьи рассматривается только «прямая» заглушка.

Таким образом, с учетом рассмотренных выше параметров синтеза поверхности S-образного канала воздухозаборника можно сформулировать критерий оптимальности параметрического синтеза:

$$S^* = \underset{S^* \in S(R, L, N_\alpha, N_L)}{\operatorname{arg\,min}} \bar{\sigma}(\max(\sigma\{\theta, \varphi\}), d, \zeta, \Delta_{\text{def}}, \Delta_x, \Delta_z, \Delta_R) \left| \begin{array}{l} \sigma \leq \sigma_{T3} \\ \Delta_{x \min} \leq \Delta_x \leq \Delta_{x \max} \\ \Delta_{z \min} \leq \Delta_z \leq \Delta_{z \max} \\ \Delta_{R \min} \leq \Delta_R \leq \Delta_{R \max} \end{array} \right. , (7)$$

то есть из всех вариантов S возможных форм канала воздухозаборника с заранее заданными радиусом двигателя R , длиной канала L и детальностью (N_α, N_L) фацетной модели требуется подобрать оптимальную геометрию с такими формой апертуры и параметрами искривления канала $(d, \zeta, \Delta_{\text{def}}, \Delta_x, \Delta_z, \Delta_R)$, удовлетворяющими диапазону конструктивно возможных смещений $(\Delta_{x \min}, \Delta_{x \max}, \Delta_{z \min}, \Delta_{z \max}, \Delta_{R \min}, \Delta_{R \max})$, при которых на всех ракурсах облучения $-90^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$ и $0^\circ \leq \varphi \leq 360^\circ$ обеспечивается минимальная ЭПР σ , не превышающая регламентированного техническим заданием значения σ_{T3} .

Методика оценки радиолокационной заметности канала воздухозаборника

Результаты анализа методов оценки ЭПР произвольных полостей, достаточно подробно представленные в [8], показали, что наиболее известным и широко используемым на сегодняшний день является Shooting and Bouncing Ray (SBR) [12] на основе лучевого подхода к моделированию процессов рассеяния ЭМВ и ее многократного переотражения. Определение координат точек пересечения лучей и треугольников (фацетов) реализовано с помощью алгоритма [13], а вычисление значений ЭПР канала производится методом физической оптики с учетом электромагнитных свойств каждого фацета. В качестве примера на рис. 13 представлены результаты расчета ЭПР полостей, опубликованные в [14]. Несмотря на заявляемую авторами работы высокую адекватность результатов, получаемых с помощью такого подхода, его недостатком являются огромные вычислительные затраты при плотности потока мощности излучения $\lambda/20$.

Кроме того, «сбор» многократно переотраженных лучей производится на плоскости входной апертуры или плоскости фронта ЭМВ без учета направления обратного вторичного излучения. В данной работе предложено использовать упрощенное решение [8], основанное на модифицированном методе геометрической оптики с учетом поляризационных свойств каждого фацета [5], верифицированное по экспериментальным данным, представленным в работе

[15]. Расчет ЭПР предложено выполнять не по значениям напряженности электрического поля, а по значениям мощности отраженной и падающей ЭМВ с учетом направления обратного вторичного излучения, совпадающего с ракурсом облучения.

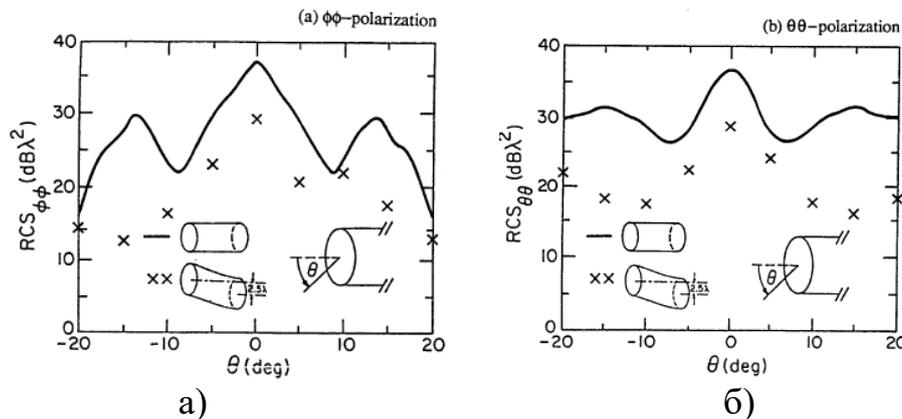


Рис. 13. Сравнительная оценка ЭПР круглых прямого и S-образного каналов при $R=5\lambda/2$, $L=10\lambda$, $\Delta_x=2,5\lambda$ на вертикальной (а) и горизонтальной (б) поляризациях

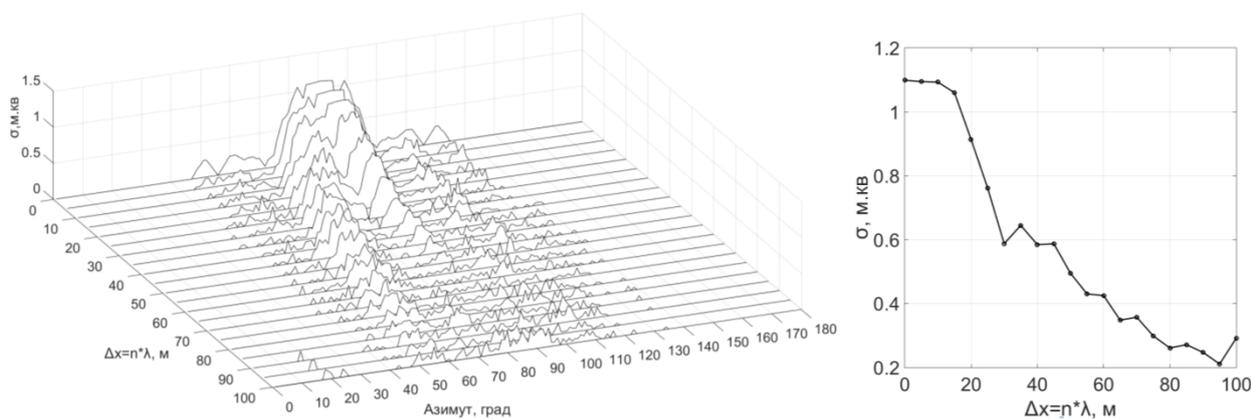
Следует обратить внимание, что оптимизацию геометрии канала можно производить по минимуму средней ЭПР по всем ракурсам, либо по медианным ЭПР в диапазоне углов (например, ± 5 , ± 10 градусов), либо по удовлетворению всех измеренных значений ЭПР во всем диапазоне ракурсов требуемому значению ЭПР. Исходя из того, что обычно для каждого конкретного самолета в таблицах справочника указывается всего одно значение, можно сделать вывод о целесообразности поиска такой геометрии канала, которая во всех ракурсах обеспечивает ЭПР меньше заданной в техническом задании. При этом необходимо учесть, что полученное при оценке значение ЭПР канала с нагрузкой – лишь одна из составляющих суммарной ЭПР воздушного судна.

Результаты

Для примера в расчетах использована простейшая фацетная модель канала воздухозаборника, представленная на рис. 9, а. Размеры модели соответствуют соотношениям: $L/2R=3,5$, $R=33,3\lambda \approx 1$ м, $L=233,33\lambda \approx 7$ м, где $\lambda=0,03$ м. Диапазон конструктивно возможных смещений $\Delta_{x\min}=0$, $\Delta_{x\max}=1,8$ м, $\Delta_{z\min}=-0,3$ м, $\Delta_{z\max}=0,3$ м, $\Delta_{R\min}=-0,3$ м, $\Delta_{R\max}=0,3$ м в данном случае задан произвольно, в следующих пределах:

$$\begin{cases} 0 \leq \Delta_x \leq 60\lambda \\ -10\lambda \leq \Delta_z \leq 10\lambda \\ -10\lambda \leq \Delta_R \leq 10\lambda \end{cases} \quad (8)$$

На рис. 14 представлены диаграммы ЭПР канала с S-образным искривлением геометрии канала по оси X. Параметр Δ_x изменялся в диапазоне от нуля до 100λ с шагом 5λ (0,15 м), при постоянных Δ_z и Δ_R .



а) б)
Рис. 14. Диаграммы ЭПР S-образного канала воздухозаборника (а) и их максимальные значения ЭПР (б), полученные при $\theta = 0^\circ$, $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$, $0 \leq \Delta_x \leq 100\lambda$, $\Delta_z = 0$, $\Delta_R = 0$

Как видно из приведенных на рис. 14, а диаграмм ЭПР, полученных при контролируемом с помощью параметра Δ_x искривлении канала только в одной плоскости, центральный и единственный пик ($\Delta_x = 0$ и $\varphi = 90^\circ$) сначала раздваивается ($\Delta_x = 20\lambda \approx R/2$, $\varphi_1 = 75^\circ$ и $\varphi_2 = 90^\circ$) с одновременным снижением ЭПР, а при дальнейшем искривлении до $\Delta_x = 100\lambda \approx 3R/2$, центральный максимум значительно уменьшается до значений, близких к нулю, при этом первый максимум вместе со снижением ЭПР смещается в сторону по азимуту на 35° до $\varphi_1 = 55^\circ$. Анализ зависимости максимальных значений диаграмм ЭПР от Δ_x (рис. 14, б) позволяет сделать вывод о возможности снижения ЭПР канала воздухозаборника до 61,8 % (с $1,1 \text{ м}^2$ до $0,42 \text{ м}^2$ при $\Delta_x = 60\lambda$) за счет S-образной формы канала при смещениях даже в одной плоскости.

Исходя из предлагаемого метода параметрического синтеза канала, по результатам промежуточной оценки ЭПР при всех азимутальных углах наблюдения $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$ (рис. 14, а) необходимо выбрать только максимальные значения, а затем во всем диапазоне изменяемых параметров определить минимальные значения ЭПР из всех максимальных (рис. 14, б). Таким образом, можно обеспечить оптимальное на данном этапе значение параметра искривления: $\Delta_x = 60\lambda = 1,8 \text{ м}$ при начальном ограничении $\Delta_{x_{\max}} = 60\lambda = 1,8 \text{ м}$.

Следует отметить, что результаты расчетов ЭПР S-образного канала при отрицательных Δ_x , как и при отрицательных или положительных смещениях Δ_z по оси Z в том же диапазоне, будут идентичными только в том случае, когда не учитывается поляризация ЭМВ. При необходимости исследования поляризационных характеристик канала требуются дополнительные вычисления для каждого типа смещения.

Вместе с тем, интерес представляет исследование зависимости значений ЭПР канала от степени его кривизны одновременно по двум осям X и Z . Как показано на рис. 15, а, искривление геометрии канала в двух плоскостях приводит к сопоставимым рис. 14, а результатам.

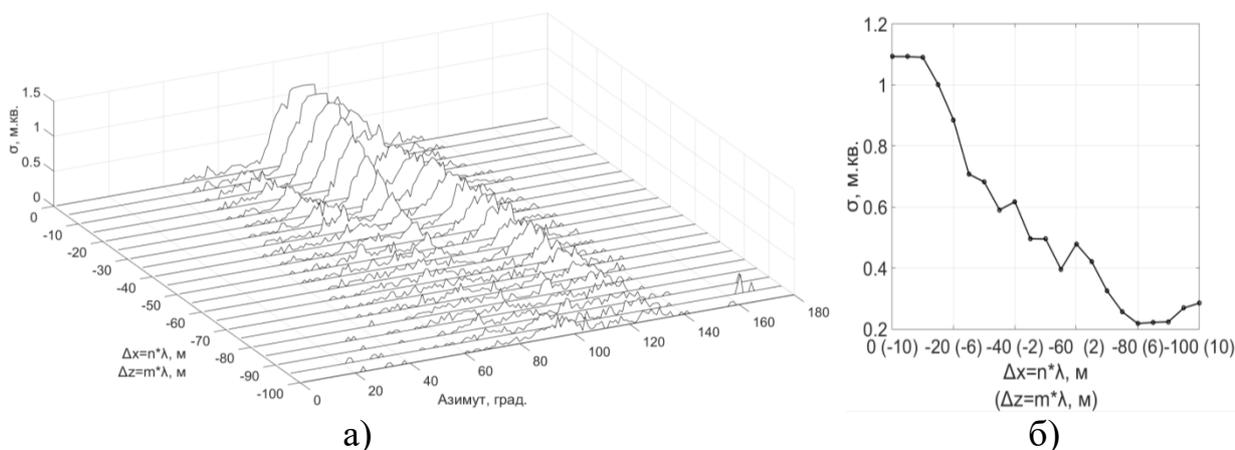


Рис. 15. Диаграммы ЭПР S-образного канала воздухозаборника (а) и их максимальные значения ЭПР (б), полученные при $\theta = 0^\circ$, $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$, $-100\lambda \leq \Delta_x \leq 0$, $-10\lambda \leq \Delta_z \leq 10\lambda$, $\Delta_R = 0$

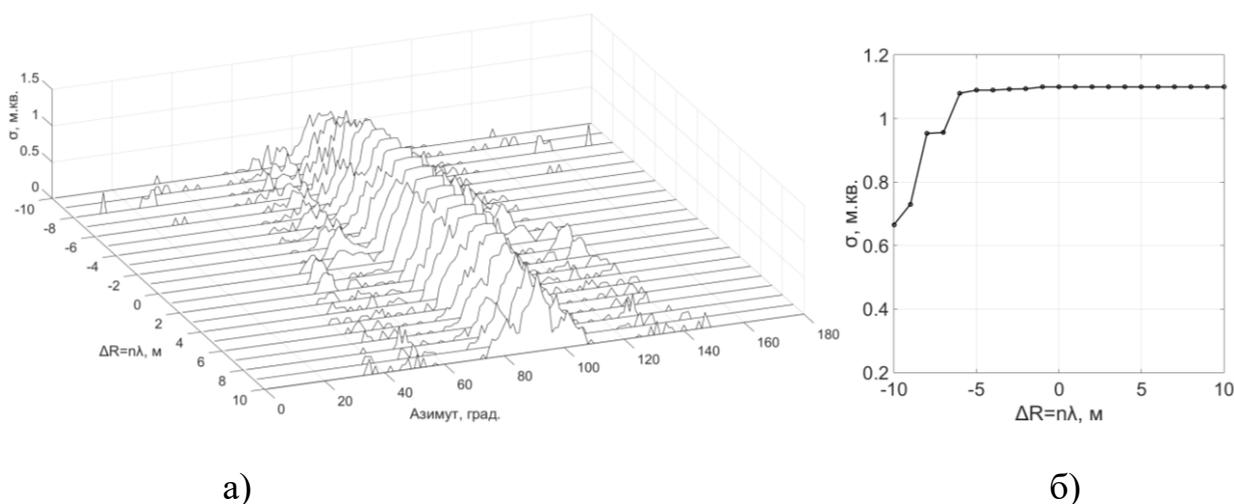


Рис. 16. Диаграммы ЭПР S-образного канала воздухозаборника (а) и их максимальные значения ЭПР (б), полученные при $\theta = 0^\circ$, $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$, $\Delta_x = 0$, $\Delta_z = 0$, $-10\lambda \leq \Delta_R \leq 10\lambda$

По аналогии с результатом анализа максимальных значений ЭПР, представленных на рис. 14, б, по графику на рис. 15, б можно определить оптимальное значение параметров искривления строительной оси канала: $\Delta_x = -60\lambda = -1,8$ м и $\Delta_z = 2\lambda = 0,06$ м, обеспечивающие минимальную радиолокационную заметность S-образного канала во всем диапазоне ракурсов облучения.

На рис. 16, а представлены диаграммы ЭПР исходного канала с расширением/сужением поперечных сечений с помощью параметра Δ_R . Из рисунка

видно, что только сужение прямого канала до $\Delta_R < -4\lambda$ позволяет уменьшить ЭПР до $0,76 \text{ м}^2$. Из графика с максимальными значениями ЭПР канала на рис. 16, б можно сделать вывод, что оптимальное значение Δ_R составляет -10λ , при котором обеспечивается минимальная радиолокационная заметность.

Следует отметить, что, несмотря на сопоставимость результатов в первом и втором случаях (Δ_x и Δ_z), оптимальные значения параметров искривления отличаются, что обуславливает необходимость учета всех возможных искажений канала. Такая необходимость исследования одновременного изменения всех параметров $\Delta_x, \Delta_z, \Delta_R$ во всех конструктивно допустимых диапазонах приводит к тому, что могут потребоваться значительные вычислительные ресурсы и существенные временные затраты. Так, оценка ЭПР в диапазоне углов $\theta = 0^\circ$ и $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$ при $0 < \Delta_x < 100\lambda$, $-10\lambda < \Delta_z < 10\lambda$ и $-10\lambda < \Delta_R < 10\lambda$ занимает около 6 суток при проведении вычислений на ЭВМ с процессором Intel Core i5-4200M CPU 2,5 ГГц, ОЗУ 8 Гб под управлением 64-разрядной операционной системой Windows 7 без визуализации и оптимизации кода в среде MATLAB. Процесс оценки ЭПР в заданных диапазонах повторяется более 1,667 млн. раз. Для каждой реализации геометрии канала с конкретными значениями $\Delta_x, \Delta_z, \Delta_R$ определяется максимум ЭПР во всем диапазоне условий наблюдения (то есть при $\theta = 0^\circ$, $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$). Среди всей выборки максимумов диаграмм ЭПР, приведенной на рис. 17, находится минимальное значение, которое и будет определять оптимальную геометрию канала воздухозаборника согласно предложенного критерия (7) при ограничительных условиях (8). Как видно из рисунка, множество максимальных значений диаграмм ЭПР канала при конкретных значениях Δ_x, Δ_z обусловлено учетом третьего параметра искажения канала Δ_R .

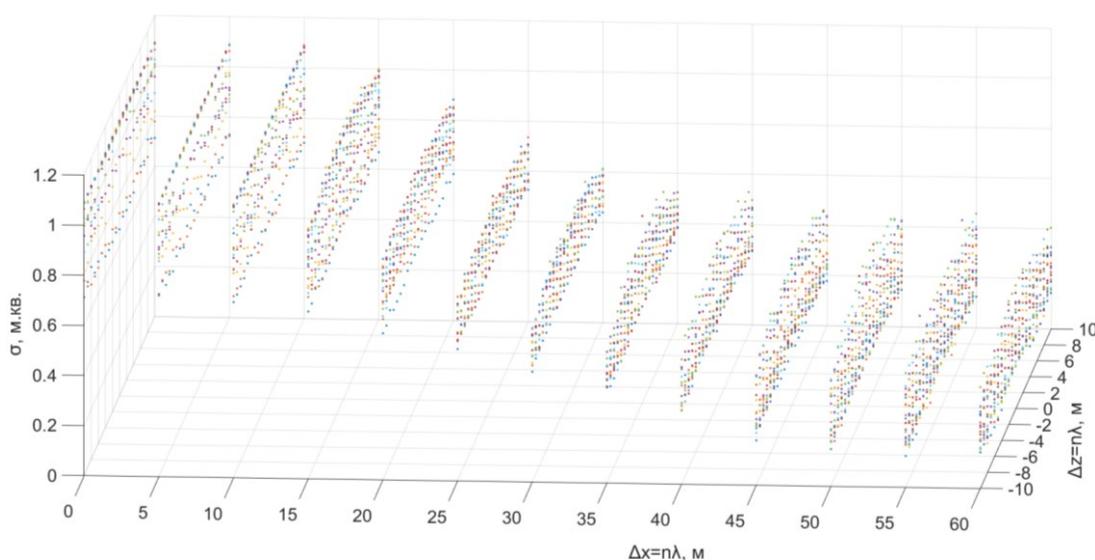


Рис. 17. Максимальные значения ЭПР S-образного канала воздухозаборника, полученные при $\theta = 0^\circ$, $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$, $0 \leq \Delta_x \leq 60\lambda$, $-10\lambda \leq \Delta_z \leq 10\lambda$ и $-10\lambda \leq \Delta_R \leq 10\lambda$

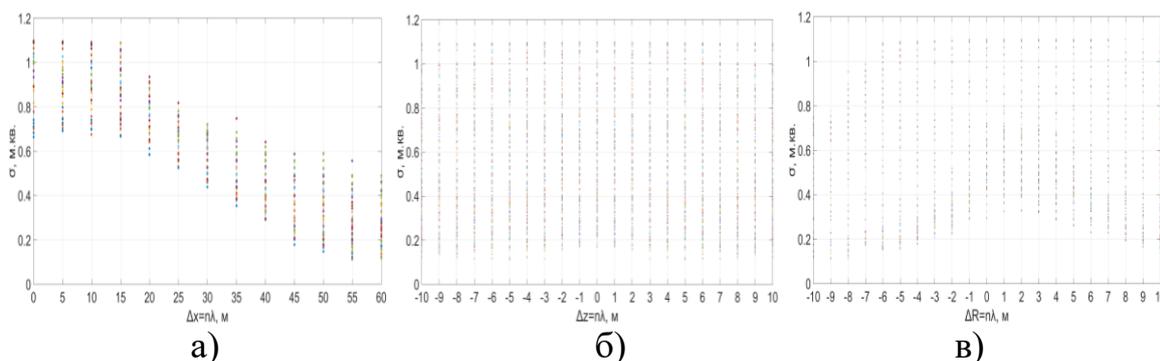


Рис. 18. Проекция максимальных значений ЭПР S-образного канала воздухозаборника на плоскости параметров $\sigma\Delta_x$ (а), $\sigma\Delta_z$ (б), $\sigma\Delta_R$ (в)

Полученная выборка для наглядности может быть также представлена проекциями множества значений на оси этих параметров. Так, на рис. 18 представлены зависимости максимальных значений ЭПР от каждого параметра искажения.

Полученный массив значений максимумов ЭПР имеет размерность 4, поэтому для его представления в трехмерном виде произведена выборка минимумов максимальных значений ЭПР во всем диапазоне изменения Δ_R . На рис. 19 представлены минимумы ЭПР в координатах $\Delta_x, \Delta_z, \Delta_R$ в виде точек с числовыми значениями.

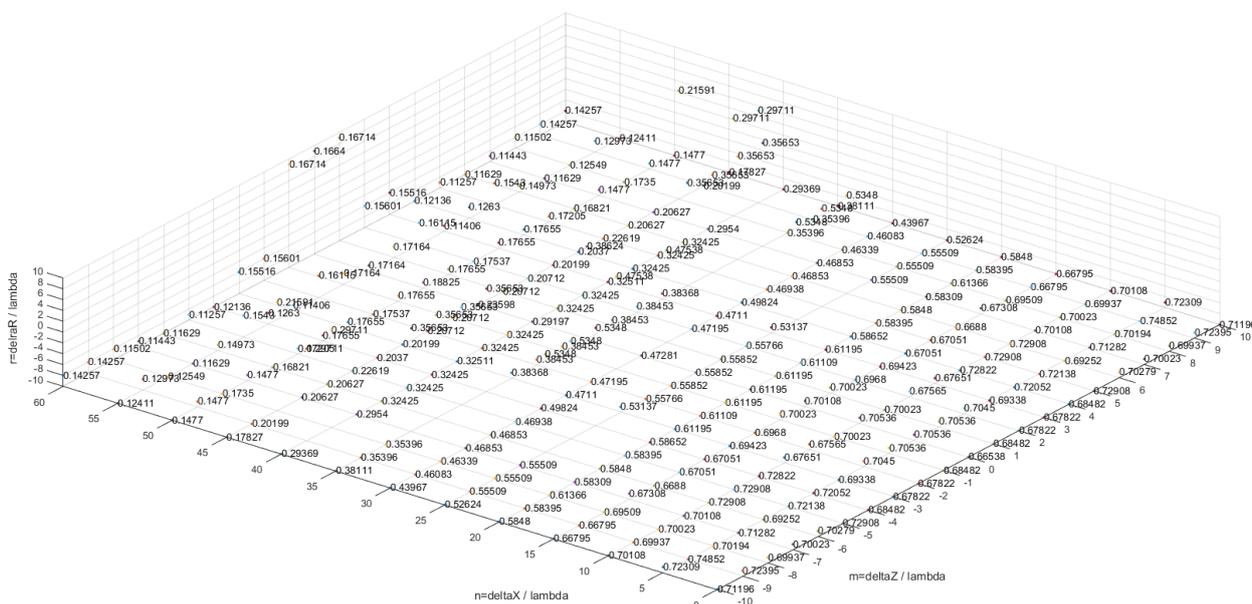


Рис. 19. Минимальные значения ЭПР S-образного канала воздухозаборника, полученные при $\theta = 0^\circ$, $0^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$, $0 \leq \Delta_x \leq 60\lambda$, $-10\lambda \leq \Delta_z \leq 10\lambda$ и $-10\lambda \leq \Delta_R \leq 10\lambda$

Анализ приведенных на рисунке значений позволяет определить координаты точки с минимальным значением ЭПР, то есть определить параметры геометрии канала воздухозаборника, оптимальной по критерию минимальной радиолокационной заметности. Результаты поиска экстремума по данным, по-

казанным на рис. 19, показали, что минимум ЭПР канала составляет $0,11257 \text{ м}^2$, что соответствует параметрам искривления $\Delta_x = 60\lambda = 1,8 \text{ м}$, $\Delta_z = -5\lambda = -0,15 \text{ м}$ и $\Delta_R = -9\lambda = -0,27 \text{ м}$.

При данных параметрах оптимальная геометрия канала имеет вид, представленный на рис. 20.

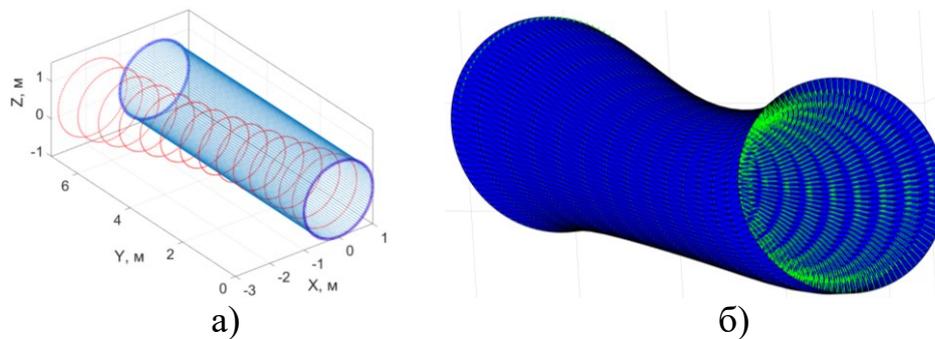


Рис. 20. Оптимальная по минимуму радиолокационной заметности геометрия канала воздухозаборника на этапе синтеза точек поверхности (а) и после триангуляции с вычисленными нормальными векторами каждого facets (б)

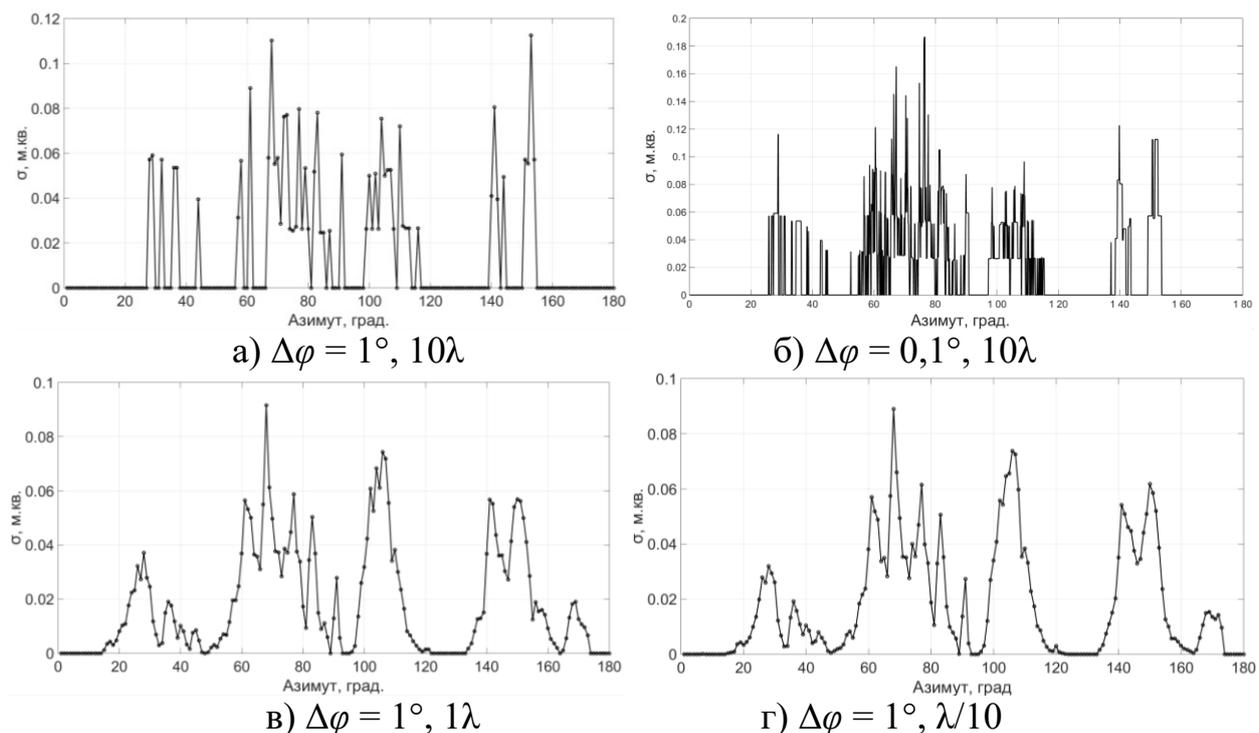


Рис. 21. Диаграммы ЭПР канала, рассчитанные с шагом $\Delta\varphi = 1^\circ$ (а), $\Delta\varphi = 0,1^\circ$ (б), с плотностью потока мощности излучения 1λ (в) и $\lambda/10$ (г)

Оценка ЭПР канала воздухозаборника со сниженной радиолокационной заметностью производилась вышеуказанным модифицированным методом геометрической оптики [5] с различным шагом дискретизации углов наблюдения и плотностью потока мощности излучения (рис. 21). Как видно из приведенных графиков, уменьшение шага углов наблюдения $\Delta\varphi$ при остальных равных значениях параметров приводит к незначительному уточнению значений углов ра-

курса облучения и достаточно существенному изменению значений ЭПР канала (рис. 21, а, б). Уплотнение потока мощности излучения с 10λ до $\lambda/10$ (рис. 21, а, в, г) ведет к значительному изменению формы диаграммы ЭПР, а также некоторому смещению значений на 3° в области $\varphi = 20^\circ$. Поэтому для дальнейшего практического применения предлагаемого метода параметрического синтеза оптимальной геометрии требуется верификация полученных результатов экспериментальными данными измерений с последующей калибровкой значений плотности потока излучения. Полученные зависимости и сформулированные выводы сопоставимы с результатами и выводами, опубликованными в [1-3].

Важно также отметить, что перед реализацией и макетированием реальных образцов каналов с рассчитанной оптимальной геометрией в обязательном порядке требуются расчеты по газодинамической устойчивости. Для этого целесообразно использовать двухкритериальный метод параметрического синтеза оптимальной геометрии канала воздухозаборника.

Выводы

Таким образом, в данной работе представлен метод параметрического синтеза формы канала воздухозаборника, оптимальной по критерию минимальной ЭПР во всех ракурсах наблюдения, обеспечивающей снижение его радиолокационной заметности до 90%. Предложенная формализация итеративного изменения параметров искривления геометрии канала позволяет с необходимой точностью воспроизвести форму апертур и поверхность канала в заданных при проектировании конструктивных ограничениях.

Следует отметить, что используемый при расчетах ЭПР модифицированный метод геометрической оптики с учетом поляризации – далеко не самый точный, но самый быстрый, поэтому для получения более достоверных результатов целесообразно применять один из приближенных (асимптотических) методов физической оптики. В случае наличия в канале реальной нагрузки в виде лопаток входного направляющего аппарата и компрессора низкого давления требуется дополнительное использование методов геометрической или физической теории дифракции. Их программные реализации в рамках предложенного подхода и рассмотренного метода не составляют особой сложности.

Как следует из полученных в работе результатов, для расчета ЭПР в X-диапазоне при синтезе оптимальной геометрии канала достаточной плотностью потока мощности излучения является значение, близкое к длине волны. Дальнейшее уплотнение потока излучения до $\lambda/10$ и $\lambda/20$ требуется лишь для уточнения результатов.

В данной статье, вследствие ограничения по объему материала, не представлены результаты исследований ЭПР канала воздухозаборника по всему диапазону углов места, с различными формами входных апертур, реальными нагрузками канала в виде лопаток входного направляющего аппарата и компрессора низкого давления, с применением РПМ, в различных частотных диапазонах и типах поляризации ЭМВ, а также по газодинамической устойчивости.

Литература

1. Knott E. F., Shaeffer J. F., Tuley M. T. Radar cross section. Scitech Publishing, 2004. 638 p.
2. Сухаревский О. И., Василец В. А., Кукобко С. В. Рассеяние электромагнитных волн воздушными и наземными радиолокационными объектами: монография. Харьков: Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, 2009. 468 с.
3. Вождаев В. В., Теперин Л. Л. Характеристики радиолокационной заметности летательных аппаратов. М.: Физматлит, 2018. 376 с.
4. Кузнецов В. А. Геометрические эффекты поляриметрического рассеяния электромагнитных волн элементами турбореактивного двигателя воздушного судна со сниженной радиолокационной заметностью // Академические Жуковские чтения: сборник статей по материалам Международной научно-практической конференции. Воронеж: Военно-воздушная академия, 2018. С. 138-142.
5. Кузнецов В. А., Амбросов Д. В. Динамическая модель истребителя F-22 Raptor // Радиолокация, навигация, связь: сборник трудов Международной научно-технической конференции. Воронеж: Воронежский государственный университет, 2019. Т. 3. С. 126-137.
6. Лагарьков А. Н., Погосян М. А. Фундаментальные и прикладные проблемы стелс-технологий // Вестник РАН. 2003. Т. 73. № 9. С. 779-787.
7. Кузнецов В. А. Структура и свойства наземных объектов на изображениях РСА в задачах распознавания // Телекоммуникации. 2012. № 10. С. 31-38.
8. Кузнецов В. А., Гончаров С. А. Структурно-параметрический синтез малогабаритной радиолокационной станции с синтезированной апертурой беспилотного летательного аппарата ближнего действия // Системы управления, связи и безопасности. 2017. № 9. С. 28-72.
9. Белов А. М. Параметрические уравнения четырехугольников // Информационный сайт А.М. Белова [Электронный ресурс]. 01.08.2009. – URL: www.stob2.narod.ru/30s.htm (дата обращения 21.04.2019).
10. Agoston M. K. Computer graphics and geometric modeling: implementation and algorithms. Springer, 2005. 920 p.
11. Скворцов А. В., Мирза Н. С. Алгоритмы построения и анализа триангуляции. Томск: Томский государственный университет, 2006. 168 с.
12. Ling H., Chou R., Lee S. W. Shooting and bouncing rays: calculating the RCS of an arbitrary shaped cavity // IEEE Transactions of Antennas and propagation. 1989. Vol. 37. No. 2. P. 194-205.
13. Moller T., Trumbore B. Fast, minimum storage ray/triangle intersection // Journal of Graphics Tools. 1997. Vol. 2(1). P. 21-28.
14. Chou R., Ling H., Lee S. W. Reduction of the radar cross section of arbitrarily shaped cavity structures // Electromagnetics Laboratory report, 1987. No. 87-6. 123 p.
15. Справочник по радиолокации / под ред. М. И. Скольникова, пер. с англ. под общей ред. В. С. Вербы. В 2 книгах. М.: Техносфера, 2004. 672 с.

References

1. Knott E. F., Shaeffer J. F., Tuley M. T. *Radar cross section*. Scitech Publishing, 2004. 638 p.
2. Sukharevsky O. I., Vasilets V. A., Kukobko S. V., Nechitaylo S. V., Sazonov A. Z. *Rasseianye Elektromahnytnykh Voln Vozdushnymi y Nazemnymi Radyolokatsyonnymi Obektami* [The Electromagnetic Wave Scattering By Aerial And Ground Radar Objects]. Kharkiv, Khar'kovskii natsional'nyi universitet Vozdushnykh Sil imeni Ivana Kozheduba, 2009. 468 p. (in Russian).
3. Vozhdaev V. V., Teperin L. L. *Kharakteristiki Radiolokatsionnoi Zametnosti Letatel'nykh Apparatov* [Characteristics of Radar Aircraft Visibility]. Moscow, Fizmatlit, 2018. 376 p. (in Russian).
4. Kuznetsov V. A. Geometricheskie efekty poliarimetricheskogo rasseianiia elektromagnitnykh voln elementami turboreaktivnogo dvigatel'ia vozdushnogo sudna so snizhennoi radiolokatsionnoi zametnost'iu. *Akademicheskie Zhukovskie chteniia: sbornik statei po materialam Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii* [Proceedings of the International Scientific and Practical Conference]. Voronezh, Air Force Academy, 2018, pp. 138-142 (in Russian).
5. Kuznetsov V. A., Ambrosov D. V. Dinamicheskaiia Model' Istrebitelia F-22 Raptor. *Radiolokatsiia, navigatsiia, sviaz': sbornik trudov Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii* [Radiolocation, navigation, communication. Proceedings of the International Scientific and Technical Conference]. Voronezh, Voronezhskii gosudarstvennyi universitet, 2019, no. 3, pp. 126-137 (in Russian).
6. Lagar'kov A. N., Pogosian M. A. Fundamental'nye i Prikladnye Problemy Stels-tekhologii [Fundamental and Applied Problems of Stealth Technology]. *Vestnik Rossiiskoi akademii nauk*, 2003, Vol. 73, no 9, pp. 779-787 (in Russian).
7. Kuznetsov V. A. Struktura i Svoistva Nazemnykh Ob"ektov na Izobrazheniiakh RSA v Vadachakh Raspoznavaniia [Structure and Properties of Ground Objects on Radar Images in Recognition Tasks]. *Telekommunikatsii*, 2012, no. 10, pp. 31-38 (in Russian).
8. Kuznetsov V. A., Goncharov S. A. Structural-Parametric Synthesis of Short-Range Unmanned Aerial Vehicle Small-Sized SAR. *Systems of Control, Communication and Security*, 2017, no. 9, pp. 28-72 (in Russian).
9. Belov A. M. Parametricheskie uravneniia chetyrekhugol'nikov. *Informatsionnyi Sait A.M. Belova*, 2009. Available at: <http://www.stob2.narod.ru/30s.htm> (accessed 21 April 2019) (in Russian).
10. Agoston M. K. *Computer Graphics and Geometric Modeling: Implementation and Algorithms*. Springer, 2005. 920 p.
11. Skvortsov A. V., Mirza N. S. *Algoritmy Postroeniia i Analiza Trianguliatsii* [Algorithms for Constructing and Analyzing Triangulation]. Tomsk, Tomskii gosudarstvennyi universitet, 2006. 168 p. (in Russian).
12. Ling H., Chou R., Lee S. W. Shooting and Bouncing Rays: Calculating the RCS of an Arbitrary Shaped Cavity. *IEEE Transactions of Antennas and propagation*, 1989, vol. 37, no. 2, pp. 194-205.
13. Moller T., Trumbore B. Fast, Minimum Storage Ray/Triangle Intersection. *Journal of Graphics Tools*, 1997, vol. 2(1), pp. 21-28.

14. Chou R., Ling H., Lee S. W. Reduction of the radar cross section of arbitrarily shaped cavity structures. *Electromagnetics Laboratory report*. 1987, no. 87-6, 123 p.
15. Skolnik M.I. *Radar Handbook*. McGraw-Hill Education, 2008. 1328 p.

Статья поступила 31 мая 2019 г.

Информация об авторе

Кузнецов Виктор Андреевич – кандидат технических наук. Старший преподаватель кафедры эксплуатации бортового авиационного радиоэлектронного оборудования. Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж). Область научных интересов: системный анализ, радиолокация, распознавание образов, фракталы. E-mail: kuzzvictor@mail.ru

Адрес: 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, д. 54А.

The radar aircraft visibility reducing method by using air intake duct optimal shape parametric synthesis

V. A. Kuznetsov

Purpose: the problem of reducing the radar visibility of aircraft is relevant throughout the world, and its solution consists of a set of preventive actions to reduce the radar cross section and, moreover, to reduce the informativity of the demasking signs. The air intake duct makes a significant contribution to the total effective radar cross section area in the forward hemisphere. However, the secondary Doppler modulation effect presence during the air intake electromagnetic waves reflection process necessitates its radar visibility reduction. **The aim of this paper** is to reduce the radar aircraft visibility by parametric synthesis of the S-shaped air intake duct. The shape of the air intake duct is optimal by the criterion of the minimum of the effective radar cross section area in a given range of structurally possible changes. **Methods:** when solving the problem of reducing radar visibility, the parametric synthesis of the channel shape is used. The geometrical optics method is modified to estimate the effective radar cross section area to account for the polarization of the incident electromagnetic wave. The mathematical modeling is widely used. **Novelty:** the element of novelty is the parametric synthesis method of the effective radar cross section area of the air intake duct shape. The shape in that case is optimal by the criterion of the minimum under all possible conditions for observing. Also the element of novelty is the geometrical optics method modification which allows to take into account the polarization properties of each facet channel surface. **Results:** The proposed method allows to reduce the effective radar cross section area of the aircraft air intake duct more than 90% in comparison with the direct channel shape, over the entire range of irradiation angles. It also allows to synthesize the shape of the S-shaped air intake duct with required accuracy when an input aperture shape and a structurally possible channel geometry curvature range are parametrically defined. **Practical relevance:** the presented solution of the radar visibility reducing problem can be used when the estimating process of the effective radar cross section area taking into account the actual air intake duct load. That load has the form of blades of the inlet guide vanes and compressors of an aircraft engine. The method also can help to develop models of air intakes for prospective aircraft.

Key words: radar visibility, radar cross section, geometrical optics, faceted model, air intake duct.

Information about Author

Victor Andreevich Kuznetsov – Ph.D. of Engineering Sciences. Senior lecturer. Chair of aircraft radioelectronic equipment exploitation. Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh). Field of research: system analysis, radiolocation, pattern recognition, fractals. E-mail: kuzzvictor@mail.ru

Address: Russia, 394064, Voronezh, Starykh Bolshevikov, 54A.