

УДК 629.7.05

## Математические модели процессов управления маловысотным полетом летательного аппарата с учетом местоположения средств противовоздушной обороны противника

Леонтьев А. С.

**Актуальность.** Выполнение маловысотного полета летательным аппаратом в боевых условиях является одним из наиболее эффективных и в то же время сложных тактических приемов, сопровождающихся высокой вероятностью потерь, вызванных влиянием различного рода носителей опасности. Наибольшее влияние в таких условиях оказывает близость земли и наличие средств противовоздушной обороны противника. Современные средства обеспечения маловысотного полета не в полной мере отвечают требованиям безопасности полетов. Эффективным средством устранения указанного недостатка могут служить бортовые системы обеспечения безопасности полета. **Целью работы** является разработка для бортовой системы обеспечения безопасности полета математических моделей выполнения маловысотного полета летательным аппаратом военного назначения с учетом расположения на местности средств противовоздушной обороны противника. **Результаты и их новизна.** В статье предложены математические модели процесса управления летательным аппаратом для формирования в пространстве выполнения полетного задания коридора безопасности маловысотного полета. Коридор безопасности формируется в продольном канале управления, где верхняя граница коридора определяется зоной обнаружения противовоздушной обороны противника, а нижняя – рельефом местности. Границы коридора определяют оптимальную опорную траекторию маловысотного полета, отклонение от которой позволяет ввести количественную оценку опасности текущей полетной ситуации. Новизной предложенных моделей в области управления маловысотным полетом летательного аппарата, отличающей их от известных, является учет в качестве факторов опасности, определяющих оптимальную опорную траекторию маловысотного полета, характера рельефа местности, местоположения и зон обнаружения средств противовоздушной обороны противника. Учет противовоздушной обороны формализуется в виде зон опасности в пространстве выполнения полетного задания, полученных аппроксимацией нижней границы радиолокационного поля поверхностями второго порядка, при этом построение верхней границы коридора безопасности определяется сечением этой зоны плоскостью выполнения полетного задания. Нижняя граница аппроксимируется кривой псевдорельефа сформированной по цифровой карте рельефа с учетом минимально допустимой высоты полета и влияния погрешностей позиционирования и управления. **Практическая значимость.** Разработанные математические модели позволяют обеспечить реализацию методов адаптивного управления на основе оценки опасности полетной ситуации в бортовой системе обеспечения безопасности полета, что позволит исключить непреднамеренное приближение к границам опасности, обеспечит раннее предупреждение о возможном обнаружении средствами противовоздушной обороны противника или приближении к минимально возможной высоте полета по условиям безопасности, а при достижении критического уровня опасности – обеспечит принятие решения на дальнейшее продолжение полета, вплоть до отказа от выполнения полетного задания. Результаты работы также могут быть применимы для разработки алгоритмов автоматического управления маловысотным полетом как пилотируемых, так и беспилотных летательных аппаратов, включая крылатые ракеты.

### Библиографическая ссылка на статью:

Леонтьев А. С. Математические модели процессов управления маловысотным полетом летательного аппарата с учетом местоположения средств противовоздушной обороны противника // Системы управления, связи и безопасности. 2021. № 6. С. 8-29. DOI: 10.24412/2410-9916-2021-6-8-29.

### Reference for citation:

Leontyev A. S. Mathematical models of control processes for an aircraft low-altitude flight taking into account the location of enemy air defense means. *Systems of Control, Communication and Security*, 2021, no. 6, pp. 8-29 (in Russian). DOI: 10.24412/2410-9916-2021-6-8-29.

***Ключевые слова:** математическая модель, оценка опасности полетной ситуации, маловысотный полет, модель рельефа, модель коридора безопасности, безопасность полета, граница опасности, адаптивное управление, цифровая карта высот рельефа местности.*

## Введение

В современных условиях развитой системы противовоздушной обороны (ПВО) противника полет на малых и предельно малых высотах является одним из наиболее эффективных тактических приемов, обеспечивающих скрытные действия авиации. Успешное выполнение маловысотного полета (МВП) непосредственным образом влияет на повышение боевой эффективности и обеспечение необходимого преимущества в ходе ведения боевых действий. Но при этом наиболее остро стоит вопрос обеспечения безопасности такого напряженного этапа полета.

До недавнего времени безопасность полетов рассматривалась только как категория мирного времени, а все потери авиации при ведении боевых действий принято было считать боевыми. Однако мировая статистика данных о боевых и небоевых потерях авиации в войнах и военных конфликтах свидетельствует о том, что небоевые потери в авиации всегда были значительными и соизмеримыми с боевыми потерями. Такое соотношение потерь не является случайным и особенно проявляется в полетах на малых и предельно малых высотах [1, 2].

В боевых условиях уровень опасности, связанный с воздействием естественных источников опасности (рельеф, птицы, искусственные сооружения), не уменьшается, а наоборот резко возрастает и достигает уровня опасности поражения летательного аппарата (ЛА) средствами огневого воздействия противника [3]. Особенно это проявляется для пилотируемых ЛА и обусловлено тем, что по мере снижения высоты обеспечивается более эффективная радиолокационная маскировка полета, но возрастает стрессовая нагрузка на экипаж, вызванная эмоциональными и умственными нагрузками, дефицитом времени и перенапряжением экипажа. При управлении ЛА экипаж стремится реализовать такую траекторию полета, которая позволяла бы выполнить боевую задачу с минимальной вероятностью гибели системы от воздействия любой совокупности боевых и небоевых источников опасности, но при этом он не всегда имеет возможность объективно оценить текущую опасность полетной ситуации [2, 3, 4].

Поэтому возникает необходимость в дополнительных технических средствах поддержки, обеспечивающих достоверную оценку опасности полетной ситуации при выполнении полетов на малых и предельно малых высотах.

## Актуальность

Специфика МВП связана с решением задачи огибания рельефа местности, где главным критерием является безопасность. В настоящее время решение данной задачи заключается в строгом выдерживании заданной высоты полета и осуществляется с помощью маловысотного контура (МВК), который в качестве структурного элемента входит в состав пилотажно-навигационного комплекса.

Управление высотой полета с использованием МВК возможно в ручном, полуавтоматическом, автоматическом и комбинированных режимах [5, 6].

Несмотря на наличие режимов различного уровня автоматизации полета, ручное управление ЛА является главной неотъемлемой частью МВП. Это обусловлено тем, что переход к автоматическим режимам происходит только после ручного приведения и выдерживания пилотажных параметров к параметрам МВП, а также необходимостью немедленного перехода к ручному управлению в случае появления сбоев, отказов в МВК или при возникновении непрогнозируемых источников опасности.

Сложность ручного режима управления (РРУ) заключается в том, что по мере уменьшения заданной высоты полета и увеличения скорости визуальная ориентировка усложняется. Летчику ввиду близости земли приходится уделять больше внимания пилотированию и предотвращению столкновений с различного рода препятствиями. Ограничение пропускной способности информационных каналов летчика и дефицит времени на принятие правильного решения приводят к тому, что летчики в процессе полета могут допускать непроизвольное снижение высоты на 30-50 м ниже заданной [4, 5].

Реализация подхода автоматического управления маловысотным полетом получила широкое распространение как в отечественной, так и в зарубежной авиации [2, 5-8]. В отечественной авиации наибольший опыт применения МВК для обеспечения МВП был получен в ходе эксплуатации фронтовых бомбардировщиков семейства Су-24.

Анализ применения средств автоматизации МВП показал высокую эффективность автоматического режима функционирования МВК, однако его практическая реализация сопряжена с рядом трудностей:

- 1) использование радиолокатора предупреждения столкновений является существенным демаскирующим фактором, обуславливающим возможность раннего обнаружения средствами ПВО противника [3, 5, 6];
- 2) недостаточная надёжность и практическая сложность реализации системы встроенного контроля элементов контура МВП [6, 13];
- 3) вынужденное смещение эффективных высот МВП в область предельно малых высот (ниже 100 м) [5, 9];
- 4) существенные погрешности в работе контура при совместной работе МВК и бортовых станций радиолокационного подавления и защиты [6].

Рассмотренные особенности функционирования МВК стали причиной череды катастроф и аварий, по результатам расследования которых были введены директивные ограничения на выполнение МВП с использованием средств автоматизации МВК. Указанные особенности также определили использование экипажем преимущественно ручного режима управления истинной высотой при выполнении полетов на малых и предельно малых высотах.

Таким образом, становится актуальной задача разработки математических моделей для бортовой системы обеспечения безопасности полета обеспечивающих наименее опасный способ достижения цели полетного задания при вы-

полнении полета на малых и предельно малых высотах с учетом расположения на местности средств ПВО противника.

### Предлагаемое решение

Эффективность полета на малых высотах и степень сложности его выполнения зависит от характера траекторий полета. Принято различать облет препятствий с маневрированием в вертикальной плоскости и обход препятствий, выполняемый за счет маневрирования в горизонтальной плоскости. Управление в горизонтальной плоскости обычно заключается в стабилизации ЛА на уже запрограммированной линии пути, либо в осуществлении помощи экипажу в выдерживании заданного горизонтального маневра [10-12].

Управление полетом в вертикальной плоскости на малых высотах значительно более напряженно и требует практически непрерывной выработки управляющих воздействий, а также формирования траектории полета непосредственно на борту ЛА на основе постоянного измерения рельефа местности [2-7].

В связи с тем, что в работах [11, 12] был уже достаточно полно рассмотрен вопрос формирования траектории полета в горизонтальной плоскости с учетом местоположения средств ПВО и радиоэлектронного подавления, то наибольший интерес для дальнейшего исследования представляет процесс управления ЛА в вертикальной плоскости. Поэтому для решения поставленной задачи необходимо разработать совокупность моделей, обеспечивающих формирование коридора безопасности в продольном канале управления и непрерывную оценку опасности полетной ситуации.

Для решения задачи в работе введены обозначения, представленные в таблице 1.

Таблица 1 – Обозначения

| Обозначение      | Физический смысл обозначения                                          |
|------------------|-----------------------------------------------------------------------|
| $Q_S$            | – опасность полетной ситуации                                         |
| $Q_R$            | – опасность полетной ситуации из-за столкновения с рельефом местности |
| $Q_P$            | – опасность полетной ситуации из-за наличия средств ПВО               |
| $Q_0$            | – минимальное значение опасности полета                               |
| $Q_S^*$          | – критическое значение опасности полетной ситуации                    |
| $G$              | – информационная модель пространства выполнения полетного задания     |
| $S_t$            | – наименее опасный вариант достижения цели                            |
| $H$              | – истинная высота полета                                              |
| $H_{\text{зад}}$ | – заданная высота полета                                              |
| $H_o$            | – оптимальное значение высоты полета по критерию минимума опасности   |
| $H_R$            | – высота рельефа                                                      |
| $H_P$            | – нижняя граница опасности (псевдорельеф)                             |
| $H_C$            | – верхняя граница опасности                                           |

| Обозначение     | Физический смысл обозначения                        |
|-----------------|-----------------------------------------------------|
| $\Psi$          | – угол пути                                         |
| $D_r$           | – дальность обнаружения средств ПВО                 |
| $D_p$           | – горизонтальная дальность до центра зоны опасности |
| $D_z$           | – горизонтальная дальность до зоны опасности        |
| $x_a, y_a, z_a$ | – координаты ЛА                                     |
| $x_p, y_p, z_p$ | – координаты ПВО                                    |

Проведенные исследования особенностей управления высотой полета в РРУ [1, 4, 5, 14] показали, что выполнение МВП в РРУ характеризуется существенными колебаниями истинной высоты полета. При увеличении скорости полета до 1000 км/ч наблюдается тенденция увеличения средней ошибки выдерживания заданной высоты. По мере снижения  $H_{\text{зад}}$  ошибка выдерживания высоты может достигать 100% от  $H_{\text{зад}}$ , что неизбежно приводит либо к значительному превышению высоты полета относительно заданной, либо к возникновению авиационного происшествия. Результаты исследований подтверждают, что в таких условиях экипаж по совокупности объективных причин [2, 14] не всегда в состоянии правильно оценить опасность текущей ситуации.

Поэтому для обеспечения безаварийного функционирования системы «экипаж – ЛА» жизненно важное значение в РРУ приобретает оценка опасности полетной ситуации. В дальнейшем под опасностью полетной ситуации  $Q_s$  будем понимать мгновенную характеристику ситуации, отражающую меру возможности (вероятности) непреднамеренной гибели системы «экипаж – ЛА» в рассматриваемом интервале времени выполнения полетного задания.

Основным параметром МВП, определяющим компромисс между двумя противоположными событиями – обнаружение средствами ПВО противника и столкновение с рельефом местности, является истинная высота полета. При этом максимальная эффективность МВП достигается при выдерживании истинной высоты полета в окрестности точки  $H_o$  пересечения графиков функций  $Q_R$  и  $Q_p$ , характеризующих изменение опасности полетной ситуации внутри коридора безопасности (рис. 1а).

На рис. 1 значение опасности  $Q_s^*$  соответствует нижней и верхней границе опасности, выход за которые с вероятностью близкой к единице ведет к развитию авиационного происшествия. Изменение количественного и качественного состава, расположения на местности средств ПВО противника  $Q_{p_3} \rightarrow Q_{p_1}$  (рис. 1б) вызывает смещение границы коридора безопасности и изменение оптимального соотношения между  $Q_R$  и  $Q_p$ . При этом происходит изменение оптимальной высоты полета  $H_o$ , объективным образом отражающей степень изменения общей опасности полетной ситуации  $Q_s$ .



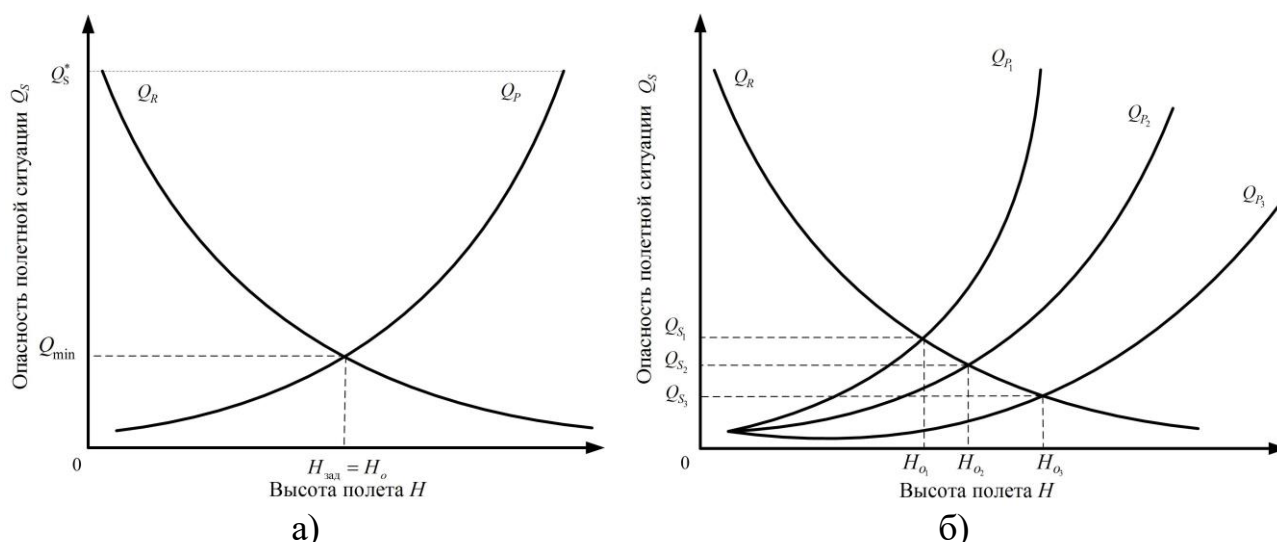


Рис. 1. Границы коридора безопасности МВП: а) оптимальные параметры МВП; б) влияние характеристик ПВО на  $H_0$ . Обозначения на рис.:  $Q_s^*$  – критическое значение опасности;  $Q_{\min}$  – минимальное значение опасности;  $H_0$  – оптимальное значение высоты полета;  $Q_R$  – опасность полетной ситуации из-за столкновения с рельефом местности;  $Q_P$  – опасность полетной ситуации из-за воздействия средств ПВО

Таким образом, формирование оптимального значения высоты полета должно происходить в рамках коридора безопасности, где верхняя граница определяется критическим значением опасности поражения (обнаружения) средствами ПВО противника, а нижняя – критическим значением параметра, превышение которого приводит к возникновению аварийной или катастрофической ситуации из-за столкновения с рельефом местности. Это позволит сформировать опорную траекторию МВП, являющуюся оптимальной по критерию минимума опасности.

Реализация предложенного подхода может быть проиллюстрирована следующей схемой выполнения МВП (рис. 2).

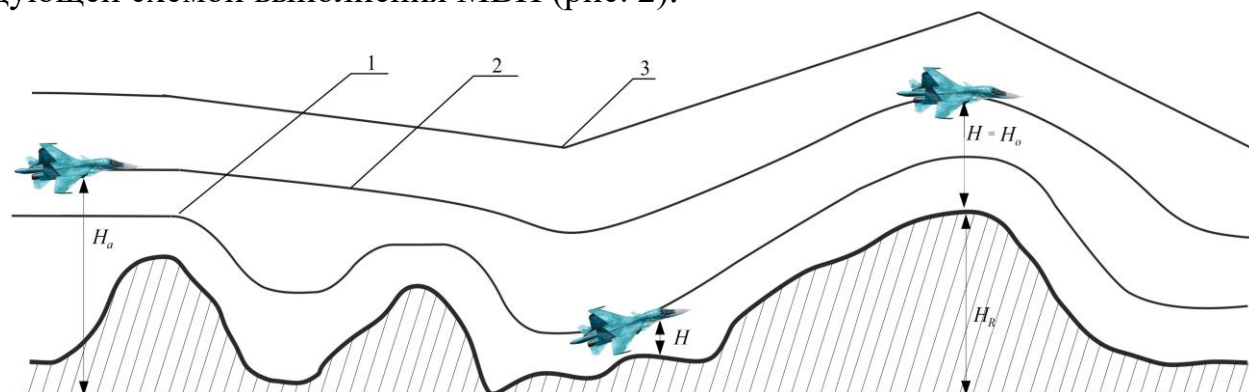


Рис. 2. Схема выполнения маловысотного полета. Обозначения на рис.:  $H$  – истинная высота полета;  $H_a$  – абсолютная высота полета;  $H_0$  – оптимальное значение высоты полета;  $H_R$  – высота рельефа; 1, 3 – нижняя и верхняя границы коридора безопасности; 2 – опорная траектория

## Информационная модель пространства выполнения полетного задания

Для оценки опасности полетной ситуации, необходимо сформировать информационную модель пространства выполнения полетного задания (ПВПЗ)

$$\{t, M_a, M_t, M_c, M_q\} \Rightarrow G, \quad (1)$$

где  $t$  – текущее время;  $M_a$  – модель ЛА;  $M_t = \{m_t\}$  – модели цели управления;  $M_c$  – модель внешней среды;  $M_q = \{m_q\}$  – модели источников и носителей опасности,  $G$  – информационная модель ПВПЗ.

Тогда оценка опасности текущей полетной ситуации может быть представлена на основе информационной модели ПВПЗ

$$Q_s = f(G),$$

в которой наименее опасному варианту достижения цели в данной ситуации будет соответствовать выражение

$$S_t = \arg \min(Q_s).$$

Информационная модель ПВПЗ (1) представляет собой район полетов, размеры которого определяются характером решаемых боевых задач, условиями базирования и тактико-техническими возможностями авиационной техники. Для нанесения обстановки в ПВПЗ используется земная система координат  $O_0X_0Y_0Z_0$  [15]. Начало системы координат находится на поверхности земли на уровне мирового океана, ось  $O_0Y_0$  направлена вверх по местной вертикали, ось  $O_0X_0$  направлена на север, ось  $O_0Z_0$  дополняет систему координат до правой. Для определения параметров движения ЛА также применяются нормальная система координат  $O_gX_gY_gZ_g$  и траекторная система координат  $O_kX_kY_kZ_k$  [15].

Необходимой исходной информацией для формирования модели ПВПЗ является наличие данных о маршруте и профиле полета, данных разведки, сведений о текущем местоположении ЛА и пилотажных параметрах, а также цифровой карты рельефа местности (ЦКРМ).

В интересах оценки опасности полетной ситуации при выполнении МВП параметры движения ЛА определяются с использованием известной математической модели движения центра масс ЛА в виде системы дифференциальных уравнений [16]:

$$\begin{aligned} m \frac{dV_k}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_p) \cos \beta - X_a - mg \sin \Theta; \\ m V_k \frac{d\Theta}{dt} &= P [\sin(\alpha + \varphi_p) \cos \gamma_a + \cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_a] + \\ &+ Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - mg \cos \Theta; \\ -m V_k \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} &= P [\sin(\alpha + \varphi_p) \sin \gamma_a - \cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_a] + \\ &+ Y_a \sin \gamma_a + Z_a \sin \gamma_a; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{dX_g}{dt} &= V_k \cos \Theta \cos \Psi; \\ \frac{dY_g}{dt} &= V_k \sin \Theta; \\ \frac{dZ_g}{dt} &= -V_k \cos \Theta \sin \Psi; \\ \frac{dm}{dt} &= -q_c,\end{aligned}$$

где  $V_k$  – земная скорость ЛА;  $\Theta$  – угол наклона траектории;  $\Psi$  – угол пути;  $m$  – масса ЛА;  $\alpha$  – угол атаки;  $\varphi_p$  – угол между вектором тяги и продольной осью ЛА;  $\gamma_a$  – скоростной угол крена;  $\beta$  – угол скольжения;  $X_a$  – сила лобового сопротивления;  $Y_a$  – подъемная сила;  $Z_a$  – боковая аэродинамическая сила;  $q_c$  – расход топлива в единицу времени.

В качестве моделей источников и носителей опасности предлагаются модели средств ПВО противника и модели рельефа местности. Построение модели ПВО основано на формировании в ПВПЗ зон опасности по известным координатам и техническим характеристикам средств ПВО, в том числе радиолокационной станции (РЛС), входящей в структуру системы ПВО.

### Модель зоны опасности

Зона опасности представляет собой область пространства, в которой ПВО (РЛС) способна осуществлять наблюдение за радиолокационными объектами и их поражение. В интересах выполнения МВП зоны опасности могут быть аппроксимированы поверхностями второго порядка (рис. 3а). Тогда в качестве поверхности, моделирующей нижнюю границу радиолокационного поля на предельно малых высотах можно рассмотреть конус

$$\frac{(x - x_0)^2}{a^2} + \frac{(z - z_0)^2}{b^2} - \frac{(y - y_0)^2}{c^2} = 0,$$

где  $a, b, c$  – параметры конуса;  $x_0, y_0, z_0$  – координаты вершины конуса.

С учетом того, что наибольшую опасность представляют средства ПВО, имеющие в своем составе РЛС кругового обзора в азимутальной плоскости, примем параметры рассматриваемой поверхности  $a = b$ , тогда уравнение конуса примет вид

$$y = \frac{c}{a} \sqrt{(x - x_0)^2 + (z - z_0)^2} + y_0. \quad (2)$$

Модель зоны опасности ПВО может быть построена вращением вокруг оси конуса наклонной прямой проходящей через вершину, определяемую координатами местоположения

$$y = \frac{c}{a}(x - x_0) + y_0; \quad \frac{c}{a} = \operatorname{tg} \chi,$$



где  $\frac{c}{a}$  – коэффициент наклона образующей конуса;  $\chi$  – угол наклона образующей конуса.

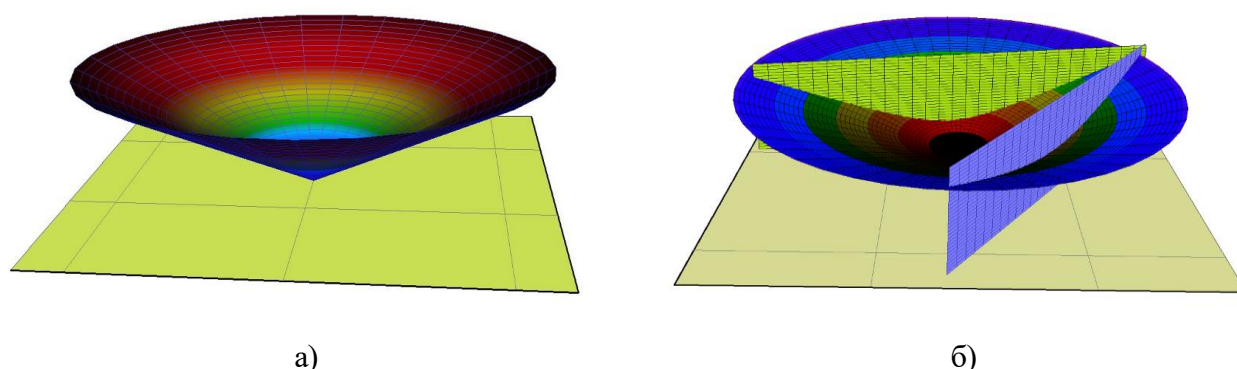


Рис. 3. Формирование верхней границы опасности: а) аппроксимация зоны опасности конусом; б) формирование верхней границы опасности в ПВПЗ

В связи с тем, что решение задачи рассматривается для продольного канала управления, то в ПВПЗ плоскость выполнения полетного задания определяется как вертикальная плоскость, проходящая по линии заданного пути (рис. 3б). В данной плоскости осуществляется построение нижней и верхней границ опасности для формируемого коридора безопасности.

### Модель нижней границы опасности

Для построения нижней границы опасности (кривая 1 на рис. 2) необходима модель рельефа местности. Наиболее рациональным и отвечающим требованиям скрытности источником информации о впереди лежащем рельефе является ЦКРМ [10, 17]. Использование ЦКРМ позволяет избежать недостатков, присущих радиотехническим системам, связанных с воздействием организованных помех и наличием мощного радиолокационного излучения в передней полусфере. Однако использование ЦКРМ требует своевременного обновления информации об изменениях высотного объектового состава и высокой точности в определении текущих координат местоположения ЛА в автономном режиме (инерциальный метод счисления координат).

Для определения нижней границы коридора безопасности, формируемой по цифровой матрице высот, наиболее рациональным является представление рельефа местности как совокупности макрорельефа и микрорельефа

$$H_R = H_{mak} + H_{mik},$$

где  $H_R$  – высота рельефа;  $H_{mak}$  – макрорельеф;  $H_{mik}$  – микрорельеф.

Поэтому в современных алгоритмах МВК формируют эталонную переменную макрорельефа как некоторый оператор от высоты рельефа [5]

$$H_{mak}(p) = W(p) \cdot H_R,$$

где  $W(p)$  – оператор формирования макрорельефа, а величину микрорельефа считают погрешностью измерения макрорельефа при условии точного измерения абсолютной высоты полета [5]. Традиционно, при построении траектории

МВП в вертикальной плоскости используют подход, основанный на аппроксимации рельефа кривыми второго порядка [10].

Целью традиционного контура МВК является выдерживание заданной высоты полета, формируемой как можно ближе (с учетом ограничений ЛА и экипажа) к эквидистанте рельефа местности. Однако, выполнение такого полета практически невозможно из-за ограниченных значений нормальной перегрузки и допустимых углов наклона траектории.

Поэтому радиусы кривизны траекторий определяются максимальной и минимальной избыточной нормальной перегрузкой:

$$R_k = \frac{V_n^2}{g n_{y \max}}; R_n = \frac{V_n^2}{g n_{y \min}},$$

где  $V_n$  – путевая скорость;  $R_k$  – радиус кабрирования;  $R_n$  – радиус пикирования.

Отличительной особенностью предлагаемого подхода к обеспечению безопасности МВП является отсутствие необходимости точного следования экипажем линии аппроксимации рельефа. Ограничения затрагивают лишь величину и скорость приближения к нижней границе опасности, что позволяет предоставить экипажу возможность свободного маневрирования в продольном канале управления в пределах заданных границ опасности, а также уменьшить влияние психофизиологических нагрузок.

Таким образом, нижняя граница опасности представляет собой линию псевдорельефа в заданной вертикальной плоскости выполнения полетного задания (рис. 4).

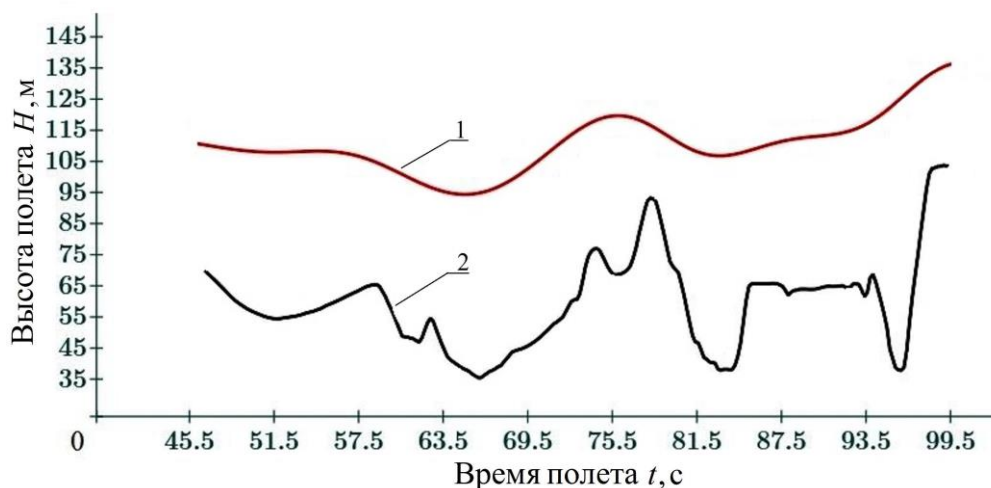


Рис. 4. Формирование нижней границы опасности. Обозначения на рис.: 1 – сформированная линия псевдорельефа; 2 – высота рельефа местности полученная по ЦКРМ

Сформированная модель псевдорельефа учитывает погрешности навигационной системы, радиовысотомера, системы управления, ошибки картографирования, возможные ветровые возмущения и коэффициент, характеризующий столкновение с землей:

$$H_P = H_R + H_{\min} + K_c \xi; \quad (3)$$

$$\xi = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_r^2 + \sigma_k^2 + \sigma_u^2 + \sigma_w^2},$$

где  $H_p$  – высота псевдорельефа;  $H_R$  – высота рельефа;  $H_{\min}$  – минимально допустимая (возможная) высота полета;  $K_c$  – коэффициент, характеризующий столкновение с землей;  $\xi$  – суммарная ошибка;  $\sigma_n$  – погрешность навигационной системы;  $\sigma_r$  – погрешность радиовысотомера;  $\sigma_k$  – погрешность картографирования по высоте; погрешность управления по высоте;  $\sigma_u$  – погрешность управления по высоте;  $\sigma_w$  – ветровые возмущения.

### Модель верхней границы опасности

Моделирование верхней границы опасности в пространстве выполнения полетного задания осуществляется на основе взаимного расположения ЛА, средств ПВО и определяется дальностью до зоны обнаружения в точке сечения вертикальной плоскостью, проходящей вдоль линии текущего пути. Линия текущего пути в горизонтальной плоскости полностью определяется вектором путевой скорости. Тогда при моделировании верхней границы необходимо рассмотреть несколько частных случаев относительного местоположения ЛА и средств ПВО (рис. 5). Частный случай, когда линия текущего пути проходит через центр зоны опасности, на рис. 5 не представлен, так как является простейшим. В этом случае дальность до зоны опасности определяется разностью между дальностью до центра зоны опасности (РЛС) и радиусом этой зоны.

Для расчета дальности до зоны опасности средств ПВО введем вспомогательный угол между вектором путевой скорости и направлением на центр зоны опасности, который обозначим символом  $\psi_p$ . Рассмотрим порядок определения угла  $\psi_p$  для случаев, представленных на рис. 5. Для случая на рис. 5а определим

$$\psi_p = \frac{\pi}{2} - \Delta - \Psi,$$

$$\text{где } \Delta = \arctg\left(\frac{x_a - x_p}{z_a - z_p}\right).$$

Для удобства обозначим:

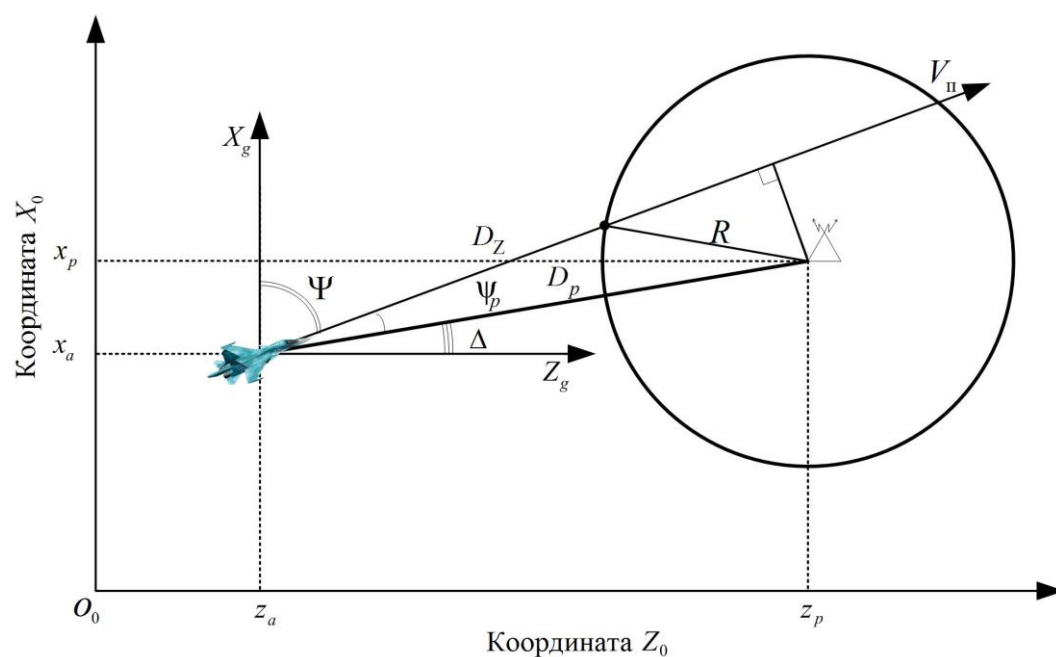
$$x_a - x_p = \begin{cases} \Delta x, x_a > x_p; \\ -\Delta x, x_a < x_p \end{cases};$$

$$z_a - z_p = \begin{cases} \Delta z, z_a > z_p; \\ -\Delta z, z_a < z_p \end{cases},$$

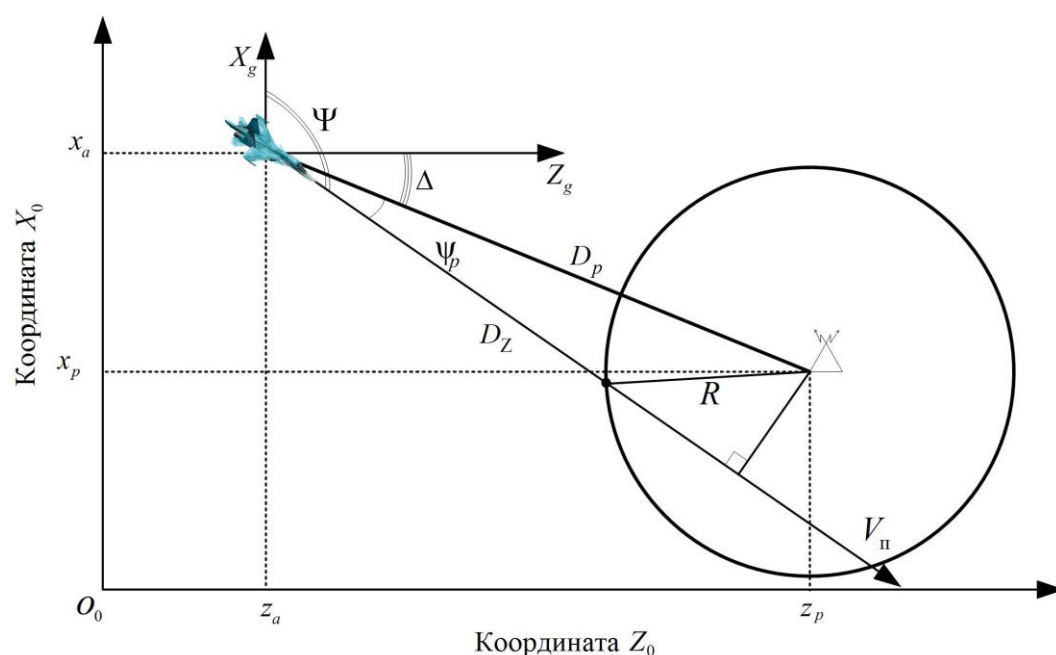
где  $x_a, z_a$  и  $x_p, z_p$  соответствующие координаты ЛА и средств ПВО.

Тогда угол между вектором путевой скорости и направлением на центр зоны опасности определяется выражением

$$\psi_p = \frac{\pi}{2} - \Psi - \arctg\left(\frac{-\Delta x}{-\Delta z}\right) = \frac{\pi}{2} - \Psi - \arctg\left(\frac{\Delta x}{\Delta z}\right). \quad (4)$$



а.



б.

Рис. 5. Расположение объектов в пространстве выполнения полетного задания (вид сверху). Обозначение на рис.:  $V_{\pi}$  – вектор путевой скорости;  $\Psi$  – угол пути;  $D_z$  – дальность до зоны обнаружения;  $\Delta$  – дополнительный угол;  $R$  – максимальная дальность обнаружения ( $D_r$ )

В случае, приведенном на рис. 5б значение рассматриваемого угла определяется зависимостью

$$\Psi_p = \Psi - \frac{\pi}{2} - \Delta,$$

где  $\Delta = \arctg\left(\frac{\Delta x}{-\Delta z}\right) = -\arctg\left(\frac{\Delta x}{\Delta z}\right)$ .

Тогда значению искомого угла соответствует выражение

$$\psi_p = \Psi - \frac{\pi}{2} + \arctg\left(\frac{\Delta x}{-\Delta z}\right). \quad (5)$$

Приведем выражение (5) к виду (4), окончательно получим

$$\psi_p = -\left[\left(\frac{\pi}{2} - \Psi\right) - \arctg\left(\frac{\Delta x}{\Delta z}\right)\right]. \quad (6)$$

Из выражений (4), (6) следует, что знак угла  $\psi_p$  определяет положение центра зоны опасности относительно линии текущего пути, а значит и направление вектора увеличения опасности. Итоговое выражение для определения угла между вектором путевой скорости и направлением на центр зоны опасности примет следующий вид

$$\psi_p = \left(\frac{\pi}{2} - \Psi\right) - \arctg\left(\frac{x_a - x_p}{z_a - z_p}\right), \quad (7)$$

где  $\Psi$  – текущий угол пути;  $x$  и  $z$  соответствующие координаты ЛА и средств ПВО.

Горизонтальная дальность от ЛА до центра зоны обнаружения (РЛС) определяется следующим выражением

$$D_p = \sqrt{(x_a - x_p)^2 + (z_a - z_p)^2}. \quad (8)$$

Тогда, учитывая выражения (7), (8), дальность до зоны обнаружения, рассчитываемая вдоль линии текущего пути, определяется следующим соотношением

$$D_z = D_p \cos \psi_p - \sqrt{D_r^2 - (D_p \sin \psi_p)^2},$$

где  $D_r$  – максимальная дальность обнаружения РЛС.

На основании полученного текущего значения  $D_z$  оценка опасности полетной ситуации может быть рассмотрена для двух случаев (рис. 6).

Первый случай (поз. 1 на рис. 6) соответствует ситуации, когда  $D_z > 0$ , т.е. ЛА находится вне зоны обнаружения средств ПВО (может рассматриваться задача вовсе избежать зон обнаружения ПВО). В данном случае опасность полетной ситуации определяется нижней границей опасности от столкновения с рельефом местности с учетом приближения ЛА к внешней границе зоны опасности ПВО

$$Q_s = f(Q_R, H_p, D_z, H, \dot{H}, V_k),$$

где  $Q_R$  – значение опасности соответствующее нижней границе;  $H_p$  – высота псевдорельефа;  $H$  – текущая истинная высота полета;  $V_k$  – земная скорость ЛА.



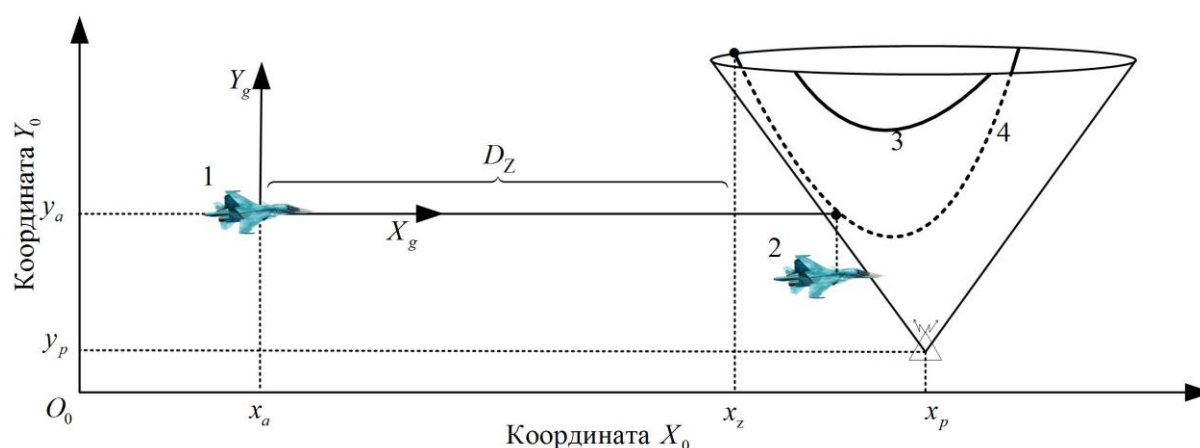


Рис. 6. Вертикальная проекция расположения объектов в пространстве выполнения полетного задания. Обозначение на рис.: 1 – ЛА вне зоны действия ПВО; 2 – ЛА в зоне действия ПВО;  $D_z$  – дальность до зоны обнаружения; 3, 4 – границы опасности для различных маршрутов полета

Второй случай (поз. 2 на рис. 6) соответствует ситуации, когда  $D_z \leq 0$ , т.е. ЛА находится в зоне действия средств ПВО. В этом случае оценка опасности полетной ситуации осуществляется на основании текущего положения ЛА в коридоре безопасности, определяемом верхней и нижней границей опасности и скоростью изменения его фазовых координат в указанном коридоре.

Для этого ранее сформированная нижняя граница опасности столкновения с рельефом местности дополняется моделью верхней границы опасности. Для определения верхней границы опасности МВП необходимо рассмотреть нижнюю границу радиолокационного поля применительно к малым и предельно малым высотам (ниже 200 м). Данная граница формируется как фигура, полученная в плоскости конического сечения (рис. 3б) линией текущего пути, определяемой выражением

$$z = (x - x_a) \operatorname{tg} \Psi + z_a,$$

где  $x_a, z_a$  – координаты ЛА;  $\Psi$  – угол пути.

В частном случае, когда линия пути проходит через центр зоны опасности, верхняя граница опасности представляет собой пару прямых, являющихся образующими конуса и пересекающихся в центре зоны опасности. В остальных случаях из выражения (2) в плоскости конического сечения получим кривую второго порядка (кривые 3, 4 на рис. 6), являющуюся положительной ветвью гиперболы

$$H_c = \frac{c}{a} \sqrt{(x - x_p)^2 + (((x - x_a) \operatorname{tg} \Psi + z_a) - z_p)^2 + y_p}, \quad (9)$$

где  $y_p$  – высота в ячейке ЦКРМ, соответствующая координатам центра зоны опасности;  $x_p, y_p, z_p$  – соответствующие координаты центра зоны опасности ПВО;  $x_a, z_a$  – координаты ЛА;  $c/a$  – параметры кругового конуса;  $\Psi$  – угол пути.

Текущие координаты местоположения ЛА и угол пути полностью формируют плоскость выполнения полетного задания, которая при пересечении с поверхностью зоны опасности образует коническое сечение. Полученная гипер-

бола определяет параметры верхней границы опасности и представляет собой линию высот, пересечение которой приводит к обнаружению ЛА средствами ПВО противника. Чем дальше проходит линия заданного пути от центра конуса, тем выше будет расположена ветвь гиперболы и тем выше будет проходить верхняя граница коридора безопасности (кривые 3, 4 на рис. 6).

При наличии развитой системы ПВО в ПВПЗ обеспечивается построение зон опасности с учетом их расположения и взаимного перекрытия. Тогда верхняя граница опасности в каждой точке плоскости выполнения полетного задания определяется из условия минимума всех возможных кривых второго порядка, полученных сечением вертикальной плоскостью, проходящей по линии текущего пути (рис. 7)

$$H_C = \min [H_{C_i}], i = 1...N,$$

где  $H_{C_i}$  –  $i$ -я верхняя граница опасности, полученная сечением вертикальной плоскости проходящей по линии текущего пути;  $N$  – количество зон опасности пересекаемых линией заданного пути.

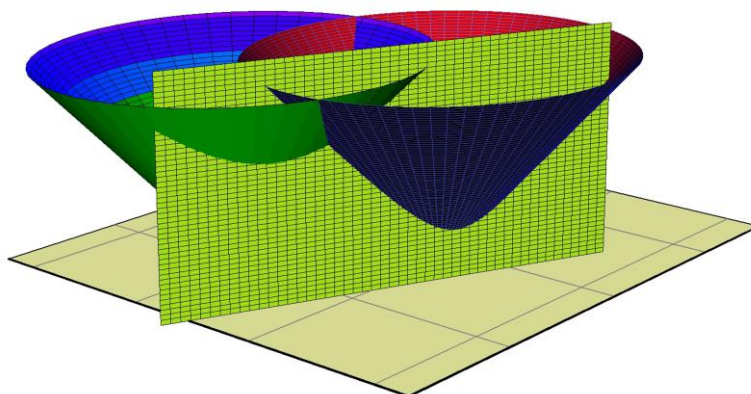


Рис. 7. Формирование верхней границы при наличии нескольких зон опасности

### Модель коридора безопасности

На основе имеющихся данных в вертикальной плоскости может быть сформирован коридор безопасности, учитывающий верхнюю (9) и нижнюю (3) границы опасности, который позволяет построить опорную траекторию выполнения полетного задания (кривая 2 на рис. 2). Опорная траектория представляет собой функцию, формируемую в каждый момент времени на дальности прогнозирования как

$$H_o = f(Q_P, Q_R) = \frac{H_C - H_P}{2} + H_P, \quad (10)$$

где  $H_C$ ,  $H_P$  – верхняя и нижняя границы опасности сформированного коридора.

Полученное значение  $H_o$  устанавливает точку отсчета опасности полетной ситуации  $Q_0$ . Так как нулевого уровня опасности в природе не существует (всегда присутствует некоторое фоновое значение опасности), то при соответствии текущей траектории полета опорной траектории будет обеспечиваться минимальное значение опасности полетной ситуации

$$\lim_{H \rightarrow H_0} Q_S(H) = Q_0.$$

Выражения (3), (9), (10) образуют математическую модель коридора безопасности выполнения МВП:

$$H_C = \frac{c}{a} \sqrt{(x - x_p)^2 + (((x - x_a) \operatorname{tg} \Psi + z_a) - z_p)^2} + y_p;$$

$$H_P = H_R + H_{\min} + K_c \xi;$$

$$H_0 = \frac{H_C - H_P}{2} + H_P.$$

Следовательно, количественная оценка опасности текущей полетной ситуации может быть определена как функция

$$Q_S = f(Q_0, Q_R, Q_P, H_C, H_P, D_Z, V_K, H, \dot{H}, \varepsilon),$$

где  $Q_0$  – минимальное значение опасности полета;  $Q_R$  – значение опасности соответствующее нижней границе;  $Q_P$  – значение опасности соответствующее верхней границе;  $H_P$  – высота псевдорельефа;  $H_C$  – высота границы ПВО;  $H$  – текущая истинная высота полета,  $V_K$  – земная скорость ЛА;  $\varepsilon$  – ошибка выдерживания оптимальной высоты (траектории) полета.

Таким образом, получим количественную оценку опасности текущей полетной ситуации. Рассматривая полученную оценку опасности в терминологии безопасности полетов [18, 19], можно определить, что значение опасности равное  $Q_0$  будет соответствовать нормальным условиям полета. Тогда по мере приближения к границам опасности  $Q_{РФ}$  и  $Q_{ПВО}$  полетная ситуация будет усложняться, постепенно приближаясь к уровню аварийной или катастрофической.

По величине ошибки выдерживания оптимальной высоты полета  $\varepsilon$  и скорости ее изменения можно судить о характере опасности текущей полетной ситуации и вырабатывать адаптивные защитные управляющие воздействия.

Реализация предложенных математических моделей в алгоритмах функционирования бортовой системы обеспечения безопасности полета позволит повысить информационное обеспечение логико-аналитической деятельности экипажа при выполнении МВП, предоставит летчику широкие возможности управления ЛА в рамках коридора безопасности.

Кроме того, функционирование бортовой системы обеспечения безопасности полета на основе предложенных моделей позволит исключить непреднамеренное приближение к границам опасности, обеспечит раннее предупреждение экипажа о возможном обнаружении средствами ПВО противника или приближении к минимально возможной высоте полета по условиям безопасности.

## Выводы

Разработана совокупность моделей, обеспечивающих реализацию методов адаптивного управления в бортовой системе обеспечения безопасности полета ЛА при выполнении МВП с учетом расположения на местности средств ПВО противника. Достоинством разработанных моделей является возможность получения количественной оценки опасности текущей полетной ситуации в

процессе выполнения полетного задания. Такая оценка базируется на информации, получаемой из информационной модели пространства выполнения полетного задания и изменяется по мере поступления в нее новой информации (до разведка, изменение полетного задания). Существующие в настоящее время системы управления и обеспечения безопасности МВП [1-3, 6-10] в боевых условиях реализуют управление продольном канале путем максимально возможного следования ЛА эквидистанте рельефа, что накладывает ряд ограничений и существенно усложняет процесс полета. При этом полет выполняется на строго определенной заданной высоте, которая не является оптимальной и не учитывает возможностей, имеющихся в пространстве выполнения полетного задания средств ПВО противника.

Элементами новизны разработанных моделей, отличающих их от известных работ [1-3, 6-10] в области управления МВП ЛА, является учет в качестве факторов опасности, определяющих оптимальную опорную траекторию МВП, характера рельефа местности, местоположения и зон обнаружения средств ПВО противника. Указанные факторы учитываются аппроксимацией нижней границы радиолокационного поля поверхностями второго порядка в виде зон опасности, при этом построение верхней границы коридора безопасности определяется сечением этой зоны плоскостью выполнения полетного задания. Нижняя граница аппроксимируется кривой псевдорельефа сформированной по цифровой карте рельефа с учетом минимально допустимой высоты полета и влияния погрешностей позиционирования и управления. К элементам новизны также следует отнести формирование в пространстве выполнения полетного задания коридора безопасности МВП в продольном канале управления и построение на его основе оптимальной опорной траектории полета.

Полученные модели процесса управления МВП предлагается использовать для формирования алгоритмов адаптивного управления в бортовой системе обеспечения безопасности полета, что позволит вырабатывать защитные управляющие воздействия на основе оценки опасности текущей полетной ситуации.

Результаты работы могут использоваться для совершенствования систем управления МВП как пилотируемых, так и беспилотных ЛА различного класса и назначения, включая крылатые ракеты. Применение разработанных математических моделей в алгоритмах бортовой системы обеспечения безопасности полета обеспечит снижение общих потерь путем выполнения боевых задач наиболее эффективным способом, оптимальным по критерию опасности.

### Литература

1. Мышкин Л. В. Прогнозирование развития авиационной техники. М.: Издательский Дом «Наука», 2017. 480 с.
2. Гандер Д. В. Профессиональная психопедагогика. М.: Воентехиздат, 2007. 336 с.
3. Жмеренецкий В. Ф., Полулях К. Д., Акбашев О. Ф. Активное обеспечение безопасности полета летательного аппарата: методология, модели, алгоритмы. М.: Ленанд, 2019. 320 с.

4. Справочник по инженерной психологии / под ред. Б. Ф. Ломова. М.: Машиностроение, 1982. 368 с.
5. Козиоров Л. М., Колчин А. А., Пономаренко В. А., Сильвестров М. М. Автоматизация управления летательными аппаратами на различных этапах полета с учетом человеческого фактора / под ред. М. М. Сильвестрова. М.: Воениздат, 1984. 233 с.
6. Герасимов А. С. Прицельно-навигационная система ПНС-24М «Тигр». Пермь: Пермское военное авиационно-техническое училище, 1990. 344 с.
7. Szabolcs R. Flight Path Planning for Small UAV Low Altitude Flights // Land Forces Academy Review. 2020. Vol. 25. № 2. P. 159-167. DOI: 10.2478/raft-2020-0019.
8. Lin C. E., Li C. C., Tai S. F., Tsai C. F., Chiang S. C., Chen T. C. Collision avoidance system for low altitude flights // Journal of Aeronautics Astronautics Aviation, Series A. 2009. Vol. 41. № 3. P. 143-156.
9. Lin C. E., Wu Y-Y. Collision avoidance solution for low-altitude flights // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2011. Vol. 225. № 7. P. 779-790. DOI: 10.1177/0954410011399211.
10. Сазонова Т. В., Шелагурова М. С. Геоинформация в комплексах бортового оборудования летательных аппаратов / под ред. Г. И. Джангджавы М.: Научтехлитиздат, 2018. 148 с.
11. Васильченко А. С., Иванов М. С., Малышев В. А. Формирование полетных зон беспилотных летательных аппаратов по степени устойчивости управления ими в условиях применения средств противовоздушной обороны и радиоэлектронного подавления // Системы управления, связи и безопасности. 2019. № 4. С. 262-279. DOI: 10.24411/2410-9916-2019-10410.
12. Васильченко А. С., Иванов М. С., Колмыков Г. Н. Формирование маршрутов полета беспилотных летательных аппаратов с учетом местоположения средств противовоздушной обороны и радиоэлектронного подавления // Системы управления, связи и безопасности. 2019. № 4. С. 403-420. DOI: 10.24411/2410-9916-2019-10416.
13. Леонтьев А. С., Полуэктов С. П., Себелев М. В. Причины авиационных происшествий в военной авиации на основе анализа эффективности бортовых систем обеспечения безопасности полета // Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки – «АВИАТОР»: тезисы докладов VII Международной научно-практической конференции (Воронеж, 13-14 февраля 2020 г.). Воронеж, 2020. С. 157–159.
14. Леонтьев А. С., Полуэктов С. П., Малышев В. А. Методика повышения эффективности бортовой системы обеспечения безопасности полета маневренного самолета при боевом маневрировании в режиме маловысотного полета // Авиакосмическое приборостроение. 2021. № 8. С. 25-38. DOI: 10.25791/aviakosmos.8.2021.1235



15. ГОСТ 20058-83 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 54 с.
16. Ефремов А. В., Захарченко В. Ф., Овчаренко В. Н., Суханов В. Л. Динамика полета / под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Машиностроение-Полет, 2017. 776 с.
17. Наумов А. И., Кичигин Е. К., Сафонов И. А., Мох А. Э. Бортовой комплекс высокоточной навигации с корреляционно-экстремальной навигационной системой и цифровой картой рельефа местности // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2013. № 6. С. 51-55.
18. Об утверждении федеральных авиационных правил производства полетов государственной авиации. Приказ Министра обороны РФ от 24 сентября 2004 г. № 275. М.: МО РФ, 2004. 200 с.
19. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / под ред. В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение, 2009. 760 с.

### References

1. Myshkin L. V. *Prognozirovaniye razvitiya aviatsionnoy tekhniki* [Forecasting the development of aviation technology]. Moscow, Nauka Publ., 2017. 480 p. (in Russian).
2. Gander D. V. *Professional'naya psikhopedagogika* [Professional psychopedagogy]. Moscow, Voyentekhnizdat Publ., 2007. 336 p. (in Russian).
3. *Spravochnik po inzhenernoy psikhologii* [Handbook of engineering psychology]. Eds. B. F. Lomov. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1982. 368 p. (in Russian).
4. Zhmerenetskiy V. F., Polulyakh K. D., Akbashev O. F. *Aktivnoye obespecheniye bezopasnosti poleta letatel'nogo apparata: metodologiya, modeli, algoritmy* [Active maintenance of an aircraft flight safety: methodology, models, algorithms]. Moscow, Lenand Publ., 2019. 320 p. (in Russian).
5. Koziorov L. M., Kolchin A. A., Ponomarenko V. A., Silvestrov M. M. *Avtomatizatsiya upravleniya letatel'nyimi apparatami na razlichnykh etapakh poleta s uchetom chelovecheskogo faktora* [Automation of aircraft control at various stages of flight taking into account the human factor]. Eds. M. M. Silvestrov. Moscow, Voenizdat Publ., 1984. 233 p. (in Russian).
6. Gerasimov. A. S. *Pritsel'no-navigatsionnaya sistema PNS-24M «Tigr»* [Aiming and navigation system PNS-24M "Tiger"]. Perm, Military Aviation Technical School Publ., 1990. 344 p. (in Russian).
7. Szabolcs R. Flight Path Planning for Small UAV Low Altitude Flights. *Land Forces Academy Review*, 2020, vol. 25, no. 2, pp. 159-167. DOI: 10.2478/raft-2020-0019. DOI: 10.2478/raft-2020-0019.
8. Lin C. E., Li C. C., Tai S. F., Tsai C. F., Chiang S. C., Chen T. C. Collision avoidance system for low altitude flights. *J. Aeronautics Astronautics Aviation, Series A*, 2009, vol. 41, no. 3, pp. 143-156.

9. Lin C. E., Wu Y-Y. Collision avoidance solution for low-altitude flights. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2011, vol. 225 no. 7, pp. 779-790. DOI: 10.1177/0954410011399211.

10. Sazonova T. V., Shelagurova M. S. *Geoinformatsiya v kompleksakh bortovogo oborudovaniya letatel'nykh apparatov* [Geoinformation in complexes of onboard equipment of aircraft]. Eds. G. I. Dzhangdzhava. Moscow, Nauchtekhlitizdat Publ., 2018. 148 p. (in Russian).

11. Vasilchenko A. S., Ivanov M. S., Malyshev V. A. Unmanned aerial vehicles flight zones formation, based on their control stability degree in air defense and electronic warfare conditions. *Systems of Control, Communication and Security*, 2019, no. 4, pp. 262-279 (in Russian). DOI: 10.24411/2410-9916-2019-10410.

12. Vasilchenko A. S., Ivanov M. S., Kolmykov G. N. Unmanned aerial vehicles flight routes formation, taking into account the location of air defense and electronic warfare means. *Systems of Control, Communication and Security*, 2019, no. 4, pp. 403-420 (in Russian). DOI: 10.24411/2410-9916-2019-10416.

13. Leontyev A. S., Poluektov S. P., Sebelev M. V. Prichiny aviatsionnykh proisshestviy v voyennoy aviatsii na osnove analiza effektivnosti bortovykh sistem obespecheniya bezopasnosti poleta [Causes of aircraft accidents in military aviation based on the analysis of the effectiveness of on-board flight safety systems]. *Aktual'nyye voprosy issledovaniy v avionike: teoriya, obsluzhivaniye, razrabotki – «AVIATOR»: tezisy dokladov VII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii (Voronezh, 13-14 fevralya 2020 g.)* [Topical issues of research in avionics: theory, maintenance, development - "AVIATOR": Abstracts of Papers of the 7th International Scientific and Practical Conference (Voronezh, February 13-14, 2020)]. Voronezh, 2020. pp. 157–159 (in Russian).

14. Leontyev A. S., Poluektov S. P., Malyshev V. A. Metodika povysheniya effektivnosti bortovoy sistemy obespecheniya bezopasnosti poleta manevrennogo samoleta pri boyevom manevrirovanii v rezhime malovysotnogo poleta [Methods of increasing the efficiency of the on-board system for ensuring the safety of the flight of a maneuverable aircraft during combat maneuvering in the low-altitude flight mode]. *Aerospace Instrument-Making*, 2021, no. 8, pp. 25-38 (in Russian). DOI: 10.25791/aviakosmos.8.2021.1235

15. State Standard 20058-83. Aircraft dynamics in the atmosphere. Terms, definitions and designations. Moscow, Standartov Publ., 1981. 54 p. (in Russian).

16. Yefremov A. V., Zakharchenko V. F., Ovcharenko V. N., Suhanov V. L. *Dinamika poleta* [Flight dynamics.]. Eds. G. S. Byushgens. Moscow, Mashinostroyeniye-Polet Publ., 2017. 776 p. (in Russian).

17. Naumov A. I., Kichigin Y. K., Safonov I. A., Mokh A. E. Bortovoy kompleks vysokotochnoy navigatsii s korrelyatsionno-ekstremal'noy navigatsionnoy sistemoy i tsifrovoy kartoy rel'yefa mestnosti [Onboard high-precision navigation complex with correlation-extreme navigation system and digital terrain map].

*Proceedings Voronezh State Technical University*, 2013, no. 8, pp. 51-55 (in Russian).

18. Order of the Ministry of Defense of the Russian Federation of September 24, 2004 no 275 «On Approval of the Federal Aviation Rules for the Operation of State Aviation Flights». Moscow, *Ministry of Defense of the Russian Federation*, 2004. 200 p. (in Russian).

19. Makarov N. N. *Sistemy obespecheniya bezopasnosti funktsionirovaniya bortovogo ergaticheskogo kompleksa: teoriya, proyektirovaniye, primeneniye* [Systems for ensuring the safety of the onboard interactive complex: theory, design, application]. Eds. V. M. Soldatkin. Moscow, Mashinostroyeniye, Publ., 2009. 760 p. (in Russian).

Статья поступила 23 октября 2021 г.

### Информация об авторе

Леонтьев Александр Сергеевич – адъюнкт кафедры Автоматизации управления летательными аппаратами (и вычислительны систем). Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж). Область научных интересов: безопасность полетов, бортовые системы обеспечения безопасности полета. E-mail: leon.al.@inbox.ru

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

---

## Mathematical models of control processes for an aircraft low-altitude flight taking into account the location of enemy air defense means

A. S. Leontyev

**Relevance.** Performing a low-altitude flight of an aircraft in combat conditions is one of the most effective and at the same time complex tactics accompanied by a high probability of losses caused by the influence of various types of hazard carriers. The greatest influence in such conditions is exerted by the proximity of the land and the availability of enemy air defense systems. Modern means of ensuring low-altitude flight do not fully meet the requirements of flight safety. On-board flight safety systems can be an effective means of this drawback eliminating. **The aim of the work** is to develop mathematical models for the on-board flight safety system for performing a low-altitude flight by a military aircraft taking into account the location of the enemy air defense means on the ground. **Results and their novelty.** The article proposes mathematical models of the aircraft control process for the formation of a low-altitude flight safety corridor in the space of the flight task. The safety corridor is formed in the longitudinal control channel where the corridor upper border of is determined by the detection zone of the enemy's air defense, and the lower one is determined by the terrain. The corridor boundaries determine the optimal low-altitude flight reference trajectory, the deviation from which allows one to enter a quantitative assessment of the current flight situation danger. The novelty of the proposed models in the field of an aircraft low-altitude flight control, which distinguishes them from the known ones, is that they take into account the nature of the terrain, the location and detection zones of enemy air defense systems as factors of danger determining the optimal reference trajectory of low-altitude flight. Air defense accounting is formalized in the form of danger zones in the space of the flight task ob-

tained by approximating the lower boundary of the radar field with second-order surfaces, while the construction of the safety corridor upper boundary is determined by the section of this zone by the flight task plane. The lower boundary is approximated by a pseudo-relief curve formed from a digital elevation map taking into account the minimum allowable flight altitude and the influence of positioning and control errors. **Practical significance.** The developed mathematical models make it possible to ensure the implementation of adaptive control methods based on the flight situation danger assessment in the on-board flight safety system, which will allow to exclude unintentional approach to the danger boundaries, provide early warning of possible detection by enemy air defense means or approaching the minimum possible flight altitude under the safety conditions, and upon reaching a critical level of danger it will ensure a decision on the further continuation of the flight up to and including refusal to perform the flight mission. The results of the work can also be applied to the development of automatic control algorithms of low-altitude flight for both manned and unmanned aerial vehicles including cruise missiles.

**Key words:** mathematical model, a flight situation hazard assessment, low-altitude flight, terrain model, safety corridor model, flight safety, hazard boundary, adaptive control, digital elevation map of terrain.

### Information about Author

Alexandr Sergeevitch Leontyev – Doctoral Candidate of the Chair of Aircraft Control Mechanization (and Computation Systems). Military Training and Research Center of the Air Force "Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin" (Voronezh). Field of research: inflight safety, on-board inflight safety systems. E-mail: [leon.al.@inbox.ru](mailto:leon.al.@inbox.ru)

Address: Russia, 394064, Voronezh, Starykh Bolshevikov Street, 54a.