

Труды МАИ. 2025. № 143
Trudy MAI. 2025. No. 143. (In Russ.)

Научная статья

УДК 629.734

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185651>

EDN: <https://www.elibrary.ru/CIJATW>

ПРИМЕНЕНИЕ ПРИНЦИПОВ СИСТЕМНОГО АНАЛИЗА В ЗАДАЧЕ СПАСЕНИЯ ЛЕТЧИКА ПОСЛЕ КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ НАД ТЕРРИТОРИЕЙ, ЗАНЯТОЙ ПРОТИВНИКОМ

Андрей Сергеевич Бебешко

Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия
им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»

Воронеж, Россия

bebeshko-2003@mail.ru

Аннотация. В условиях современной обстановки, когда в каждом вооруженном конфликте крайне важно присутствие военно-воздушных сил, сохранение жизни высококвалифицированных военных специалистов, в частности боевых лётчиков, является актуальной задачей. Она требует принципиально новых решений с внедрением технологий из разных научных, высокотехнологичных отраслей развития авиации.

Ранее в иностранной технической литературе появлялись сведения о попытках разработки системы, где основным принципом является спасение и вывод из зоны, занятой противником лётчика на катапультируемом кресле.

Однако эти работы были прекращены, предположительно, по причине слишком больших массогабаритных характеристик ракетного ускорителя для катапультируемого кресла. В данной работе предлагается новое решение проблемы спасения лётчика.

В настоящее время в сети Интернет активно обсуждается проблема предотвращения гибели летчиков в боевых условиях после катапультирования [1].

Однако до сих пор эта проблема не имела четкого научного обоснования и детального исследования. В этой работе предложен научно обоснованный путь решения данной проблемы.

Ключевые слова: катапультирование, управляемый планирующий парашют, спасение лётчика, ракетный ускоритель, винтомоторная группа

Для цитирования: Бебешко А.С. Применение принципов системного анализа в задаче спасения летчика после катапультирования над территорией, занятой противником // Труды МАИ. 2025. № 143. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185651>

Original article

APPLICATION OF THE PRINCIPLES OF SYSTEM ANALYSIS IN THE TASK OF RESCUING A PILOT AFTER EJECTING OVER ENEMY-OCCUPIED TERRITORY

Andrey S. Bebeshko

Military Training and Research Center of the Air Force "Air Force Academy named after Prof. N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin", Voronezh, Russia

bebeshko-2003@mail.ru

Abstract. In this work, a new look of the pilot's rescue system has been formed. A method of rescuing a pilot after ejecting over enemy territory is presented. The main components of the pilot's rescue system are highlighted, their advantages and disadvantages are identified, and the technical requirements for them are formulated. In addition, the solution to this problem of crew rescue after ejection is realized by compiling the structure of the mechanism of interaction of the constituent elements of the developed system. The paper describes in detail the methodology of the pilot's rescue process after an emergency departure of the aircraft, which consists of the following.

After ejecting and testing the standard rocket booster of the first stage, the ejection seat with the pilot is at an altitude and speed sufficient to activate the rescue parachute. However, given the high probability of hitting the pilot with small arms, after testing the accelerator of the first stage of emergency removal from a collapsing and burning aircraft, the main rocket booster of the ejection seat of the second stage is activated, bringing the pilot with the ejection seat to an altitude of more than a thousand meters. After that, the pilot is separated from the seat and a controlled gliding parachute with an individual satchel device such as a propeller group is activated, which together make it possible to bring the pilot –controlled gliding parachute system to a safe area not

occupied by the enemy. At the same time, the standard "flat circle cut" system remains as the main rescue parachute system (reserve).

The program and methodology, if implemented in practice, can significantly increase the likelihood of a pilot's rescue during an ejection over enemy-occupied territory. The development and implementation of the proposed method involves a large amount of work and associated costs, but if successfully implemented, it will save the lives of many pilots.

Keywords: ejection, guided gliding parachute, pilot rescue, rocket booster, propeller group

For citation: Bebeshko A.S. Application of the principles of system analysis in the task of rescuing a pilot after ejecting over enemy-occupied territory. *Trudy MAI*. 2025. No. 143. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=185651>

Введение

Поисково-спасательные группы на вертолетах Ми-8ПСГ ежедневно сопровождают экипажи боевой авиации к линии боевого соприкосновения и оперативно выдвигаются в районы, где происходят внештатные ситуации для оказания помощи. Воздушно-космические силы РФ, в частности, поддерживают экипажи Ка-52, Ми-28 и Ми-35, выполняющие поставленные задачи в регионе. При необходимости поисково-спасательные группы занимаются транспортировкой летчиков в пункты постоянной дислокации. Поисково-

спасательная группа включает в себя группу огневой поддержки, а также военнослужащих медицинского отделения.

Итак, в настоящее время для спасения лётчика после катапультирования задействуется, по крайней мере, два вертолёт, один из которых осуществляет эвакуацию, а второй – огневое прикрытие. Это очень рискованная операция, которая может стоить жизни сразу трём экипажам, а также привести к потерям дорогостоящей авиационной техники, поскольку эвакуация в боевых условиях обычно проходит под интенсивным обстрелом со стороны противника.

Основная часть

Представленная ниже методика, в случае ее практической реализации, позволяет избежать этих потерь. Сущность её заключается в следующем.

После катапультирования и отработки штатного ракетного ускорителя (РУ) первой ступени, катапультное кресло с лётчиком оказывается на высоте и скорости, достаточных для введения в действие спасательного парашюта. Однако, учитывая большую вероятность поражения лётчика стрелковым оружием, после отработки ускорителя первой ступени экстренного удаления от разрушающегося и горящего летательного аппарата (ЛА), по предлагаемой методике, включается маршевый ракетный ускоритель катапультного кресла (КК) второй ступени, выводящий лётчика на высоту, равную или более тысячи метров, рис.1.

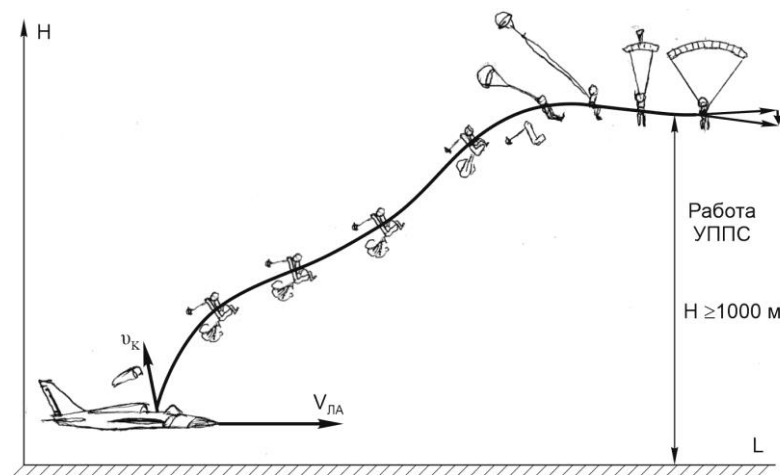


Рис.1 Схема вывода КК на высоту, достаточную для введения в действие УПП, с целью последующего выхода методом планирования в безопасную зону

После чего вводится в действие управляемый планирующий парашют (УПП) с индивидуальным ранцевым устройством (ИРУ) типа винтомоторной группы (ВМГ), которые в совокупности позволяют вывести систему лётчик-катапультируемое кресло (ЛКК) в безопасную зону, не занятую противником. Отметим, что при этом в качестве основной спасательной парашютной системы (резерва), применяемой на предельно малых высотах в условиях острого дефицита времени и высоты, остается штатная система КК типа «плоский круг в раскрое».

В обоснование выбранной высоты подъема (1000м) можно привести следующие аргументы.

На данном удалении от земной поверхности:

- вероятность поражения лётчика стрелковым оружием снижается до 1-5%;

причем вероятность поражения 5% обеспечивается только высокоточным (снайперским) стрелковым оружием, что крайне маловероятно в данной ситуации.

Кроме того, кинетическая энергия пули (а, следовательно, и ее убойная сила) к высоте 1000м уменьшается примерно в 6 раз по отношению к первоначальной;

- не требуется слишком большого запаса топлива для маршевого РУ второй ступени, как это было бы необходимо в случае вывода в безопасную зону летчика с катапультным креслом из-за потребных больших его габаритов и массы;

- обеспечивается удаление от места катапультирования по горизонтали за счет аэродинамического качества УПП на 2– 3 км, а при использовании ИРУ типа ВМГ, этот путь увеличивается в разы. При наличии попутного ветра дальность еще более возрастает. При наличии сильного встречного ветра, лететь можно в перпендикулярном к нему направлении, удаляясь от места катастрофы.

Применение электрических безколлекторных двигателей на ионно-литиевых аккумуляторах делает ВМГ малошумящей, что также способствует уменьшению вероятности обнаружения и поражения системы летчик-УПП с малозаметным (сливающимся с фоном неба) парашютным крылом в полете.

Дальнейшее увеличение набора высоты (более 1000м) нецелесообразно, поскольку возрастает масса маршевого ракетного ускорителя второй ступени и его объём. Необходимо искать компромисс между массогабаритными характеристиками маршевого РУ второй ступени и высотой введения в действие УПП. Предлагаемая методика включает разработку основных составных частей системы спасения лётчика: маршевый РУ второй ступени, автоматика КК, УПП, автоматика для УПП, ИРУ на основе ВМГ. Важным этапом является разработка

требований к РУ, к автоматике КК, к УПП, к автоматике для УПП, к ИРУ на основе ВМГ, автономных блоков, представленных структурной схемой на рис.2.

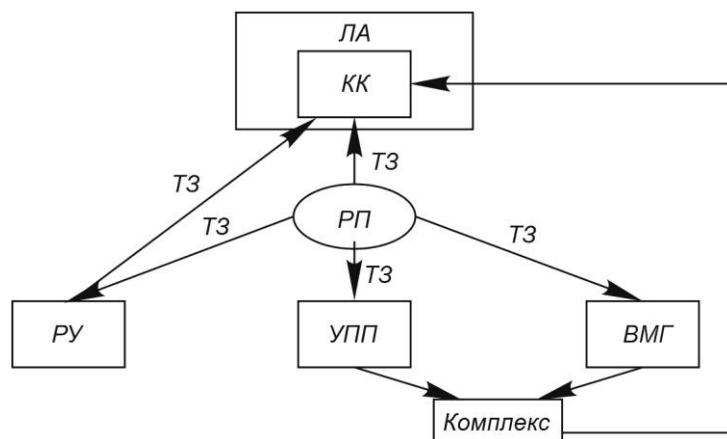


Рис.2 Структурная схема реализации методики по функционально завершенным блокам

Здесь: ЛА – летательный аппарат; КК– катапультируемое кресло; РП– руководитель проекта; ТЗ – техническое задание на разработку составной части системы спасения; РУ – ракетный ускоритель; УПП– управляемый планирующий парашют; ВМГ –винтомоторная группа. Комплекс УПП–ВМГ установлен с системой автоматики и рулевыми машинками в подвесную систему на УПП.

Как видно из структурной схемы, руководитель проекта выдает ТЗ на разработку составных частей системы спасения как минимум в четыре организации, занимающимися своими составными частями системы спасения летчика. Кроме того, он организует комплексные испытания различных ведомств по заявленному проекту.

Отметим в первую очередь достоинства и недостатки твердотопливных РУ [2]- [8].

Одним из главных достоинств твердотопливных РУ является относительная простота их устройства. Первые РУ имели примитивную конструкцию легко реализуемую на простом технологическом уровне. Сравнение с жидкостно-реактивными двигателями (ЖРД) позволяет отметить следующие преимущества конструкции РУ [2]:

- отсутствуют агрегаты, связанные с необходимостью хранения топлива вне камеры сгорания (топливные баки);
- отсутствуют узлы транспортировки компонентов топлива из баков в камеру сгорания (пневмопроводы, пневмо- и гидроклапаны);
- отсутствуют элементы для принудительной подачи топлива в камеру сгорания (элементы вытеснительной системы, турбонасосные агрегаты, форсунки и т.д.);
- невелико число подвижных элементов;
- РУ имеет высокий уровень надёжности (99,96–99,99%) и обладает возможностью длительного хранения, то есть постоянной готовностью к запуску;
- обладает значительной тягой за счёт короткого времени горения;
- безопасен в обращении из-за отсутствия токсичных материалов. Имеет относительно большую плотность топлива ($1,5-2 \text{ г/см}^3$), что обеспечивает ему, в соответствии с формулой К.Э. Циолковского, максимально возможную скорость к моменту завершения работы.

Однако РУ присущи и существенные недостатки [2] - [8].

1. Относительно низкий удельный импульс тяги. Величина его в пустоте в настоящее время не превосходит $2750 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{кг}$ (280 с).

Уменьшение габаритов и массы конструкции может быть также достигнуто увеличением плотности твердого топлива. Современные смесевые топлива имеют плотность до $1,8 \cdot 10^3 \text{ кг} / \text{м}^3$. Добавки металлов позволяют повысить не только энергетические характеристики топлива, но и его плотность, которую предполагается довести до $2 \cdot 10^3 \text{ кг} / \text{м}^3$ [2]- [6]. В двигательную установку с РУ кроме самого двигателя, включающего камеру с твердым топливом, могут входить системы управления двигателем, системы запуска и выключения двигателя.

2. Зависимость скорости горения твердого топлива от начальной температуры объясняется его малой теплопроводностью ($\sim 0,17 \text{ Вт} / \text{м} \cdot \text{К}$). В результате этого при горении прогревается только очень тонкий слой топлива ($\sim 0,1 \text{ мм}$), в котором и происходит превращение его в газообразное состояние. Чем ниже начальная температура топлива, тем больше надо количества теплоты и времени для процессов в поверхностном слое, что приводит к уменьшению скорости горения.

3. Большая масса конструкции – требование большой прочности из-за высоких давлений в камере сгорания; чувствительность большинства видов топлива к удару, перегрузкам и изменениям температуры; неудобство транспортировки снаряженных РУ; относительно небольшое время работы; сложности регулирования вектора тяги; малый удельный импульс по сравнению с

жидкостными ракетными двигателями. Отметим, что для лучших РУ удельный импульс достигает всего лишь 2,5–3 ($\kappa H \times \text{сек}$)/кг, [2] - [8].

Исходя из перечня недостатков РУ можно сделать заключение, что основными недостатками его, затрудняющими сегодня его применение для вывода системы ЛКК на большую высоту являются:

- большая масса его конструкции из-за высоких давлений в камере сгорания;
- относительно небольшое время работы;
- средний удельный импульс по сравнению с жидкостными ракетными двигателями.

В перспективе, при поиске, проектировании и совершенствовании удачных конструкций РУ, минимизирующих перечисленные выше недостатки, будет возможным его применение для решения задач вывода системы ЛКК на большую высоту с целью последующего эффективного применения УПП по назначению.

Отметим, в следующую очередь, достоинства и недостатки ВМГ [9]- [15].

В основу проектирования ВМГ на электрической тяге положена существенно упрощенная конструкция по типу квадрокоптера. Но в отличие от квадрокоптера, здесь не нужен радиоканал управления оператором с земли, канал передачи данных со встроенной видеокамерой. На плате контроллера полёта не требуются датчики, а также гироскоп, акселерометр и барометр. Вместо четырех регуляторов скорости (РС) можно будет использовать всего один – общий. Кроме этого, необходимо установить электронное устройство стыковки и управления РС

с аккумуляторными батареями и канал управления скоростью вращения двигателей для лётчика.

Система может представлять собой раму типа «бокс» прямоугольной формы размерами 450х450х200 мм, изготовленную из легких прочных материалов (карбон, углепластик) в которую встроены либо 4 трехлопастных винта с диаметрами 200 мм по х-образной схеме, либо один трехлопастной винт диаметром 400 мм. Винты заключены в кольцевые каналы, состоящие из коллекторов, цилиндрических зон с электродвигателями (ЭД) мощностью не ниже 600Вт, винтами и обтекателями с диффузорами. Оптимальные размеры длин коллектора, цилиндрической части, в которой непосредственно расположен ЭД с винтом и обтекателем, диффузора, суммарная длина которых составляет примерно 200 мм, определяются экспериментально по критериям максимальной тяги и максимума КПД винта в кольцевом канале. Масса системы «винт в кольце» с защитой для УПП и аккумуляторами, по предварительным оценкам не должна превышать 4 – 6 кг.

Нужно иметь в виду, что характеристики винта существенно ухудшаются, если за винтом имеется громоздкое тело (например, как фюзеляж у самолета). Да и само это тело имеет повышенное сопротивление, так как обдувается потоком от винта, имеющим скорость, значительно превышающую скорость полета. В случае размещения системы «винт в кольце» для УПП либо в ее подвесной системе, либо под ногами пилота (выше НАЗа), заднее тело отсутствует, что положительно сказывается на тяговых характеристиках и КПД винта.

Основные требования, которые необходимо учитывать при создании УПП, заключаются в следующем [16]- [22]:

- высокая надежность процесса раскрытия парашюта и функционирования системы объект–УПП;

- максимально возможный уровень пассивной безопасности для лётчика. Под пассивной безопасностью понимается способность системы (УПП) сопротивляться внешним негативным воздействиям (возмущениям), стремящимся перевести систему в критически опасный режим полета и успешно самостоятельно, без вмешательства (или с минимально возможным вмешательством) пилота выходить из этого режима;

- высокие летно-тактические, аэродинамические и технические характеристики системы в широком диапазоне режимов и условий ее применения;

- минимальные массогабаритные характеристики УПП при сохранении высокой прочности элементов конструкции под воздействием больших нагрузок и перегрузок в процессе раскрытия парашюта;

- технологические требования: высокая технологичность изготовления, ограничения по массе (весу), габаритам (объему), производственным площадям, требованиям унификации, стандартизации и др.; малозаметность крыла УПП в случаях применения в боевых условиях;

- эксплуатационные требования: низкая трудоемкость снаряжения, монтажа (для УПП); высокие уровни ремонтпригодности, долговечности и др.

Концептуально, УПП для спасения летчика, возможно, придется разрабатывать как парашют промежуточного класса по удельной массовой нагрузке и летно-тактическим характеристикам – между классическим планирующим парашютом и парапланом.

Все основные требования к УПП удовлетворяются как на этапе проектирования конструкции, так и путем набора и анализа статистических данных в процессе эксплуатации изделий и внесения соответствующих доработок и изменений в конструкции УПП и методики их эксплуатации.

Основные задачи, которые решает автоматика современного катапультного кресла, заключаются в следующем [18]-[19]:

- получение информации о параметрах полета не только с борта самолета, но и от собственных датчиков (что, в конечном счете, снижает уровень травмоопасности при катапультировании);
- своевременное обнаружение и оперативный экспресс- анализ опасных режимов полета ЛА; учёт многорежимности и многозадачности решаемых в условиях опасных режимов полёта, предварительно полученных путём баллистических расчётов и включенных в программную среду микропроцессора бортовой системы автоматики и измерений КК;
- оперативная реализация логики программы работы процесса автоматического катапультирования на опасных режимах, минимизирующая общее время реализации промежуточных этапов;

– расчет веса (массы) летчика, линейной скорости и ее вертикальной составляющей, угловой скорости вращения по всем трем осям, высоты, скоростного напора и перегрузки, пространственного положения самолета, что в свою очередь определяет требуемое безопасное значение силы и перегрузки при выталкивании летчика из ЛА и обеспечивает безопасную траекторию полета системы ЛКК;

– выбор одного из установленных режимов (от двух до пяти) работы энергодатчика в зависимости от массы летчика в снаряжении и определения момента введения в действие спасательной парашютной системы.

Автоматика КК также должна обеспечить стабилизацию и вертикальную ориентацию системы ЛКК при подъёме на высоту 1000 м.

Автоматика УПП, при ее наличии, должна обеспечить вывод лётчика в заданном направлении без его управляющих воздействий (в случае его ранения или потери им сознания после катапультирования) в условиях сложного рельефа местности и заранее заданной ветровой обстановки, которая вводится в бортовой компьютер, расположенный в боксе ВМГ, перед полётом. В этом случае в боксе ВМГ потребуется дополнительно размещать рулевые механизмы, редуктор для системы автоматического управления УПП и некоторые другие элементы автоматики и наведения УПП на точку посадки.

Недостатками ВМГ и системы автоматического управления УПП можно считать относительно большой вес этой структуры, который, в перспективе, по мере развития технологий, планируется максимально снижать.

Общая оценка надежности процесса спасения летчика в критическом случае (событии, приводящем к необходимости немедленного покидания летчиком ЛА) может быть представлена с помощью формулы произведения группы совместимых событий:

A – спасение летчика путем успешной доставки его на территорию занятую нашими войсками; B – успешное катапультирование летчика из ЛА; C – успешная доставка летчика подъемным маршевым РУ второй ступени на высоту (≥ 1000 м), достаточную для выполнения УПП своей функции; D – успешное введение в действие и наполнение УПП; E – успешное пилотирование летчиком УПП в зону расположения наших войск; F – удачная посадка в зоне расположения наших войск.

Тогда вероятность реализации события, заключающегося в надежном спасении летчика, может быть в первом приближении описана с помощью формулы произведения группы условных вероятностей зависимых событий:

$$P(A) = P(B) \cdot P\left(\frac{C}{B}\right) \cdot P\left(\frac{D}{BC}\right) \cdot P\left(\frac{E}{BCD}\right) \cdot P\left(\frac{F}{BCDE}\right).$$

Если даже допустить в первом приближении (один из наихудших случаев), что все эти события равновероятны и реализуются с вероятностями 0,5, то вероятность события A будет равна: $P(A) = (0,5)^5 = 0,03$. Т.е. 3 летчика из 100 будут надежно спасены. Уже даже ради этого стоит реализовывать предложенный выше проект. Если все эти события будут равновероятны с вероятностями 0,9, то вероятность события A уже будет равна: $P(A) = (0,9)^5 = 0,59$. Т.е. 59 летчиков из 100

будут надежно спасены. А если же все эти события будут равновероятны с вероятностями 0,95, то вероятность события А уже будет равна:

$P(A) = (0,95)^5 = 0,77$. Т.е. 77 летчиков из 100 будут надежно спасены.

В последней формуле не принималась во внимание вероятность поражения летчиком стрелковым оружием противником с земли в силу ее малости на относительно большой высоте ($\geq 1000\text{м}$), рис.3.

Пусть a – максимальный размер системы ПКК (объекта) в проекции на горизонтальную плоскость; l – удаление объекта от точки выстрела по объекту. Тогда угол α обзора объекта поражения из точки выстрела можно определить из соотношения: $a / 2l = \text{tg}\alpha$, откуда $\alpha = 2\text{arctg}(a / 2l)$. Принимаем во внимание гипотезу, что вероятность поражения объекта пропорциональна углу обзора объекта α , т.е. $P \approx \alpha / \pi$, где $|\alpha| \leq \pi$. Этот случай соответствует полностью хаотической, случайной стрельбе в районе катапультирования летчика из ЛА.

В качестве аргумента функции x лучше выбрать относительное удаление объекта от точки выстрела по объекту: $x = l / a$. Тогда $P \approx 2\text{arctg}(1 / 2x) / \pi$, рис.3.

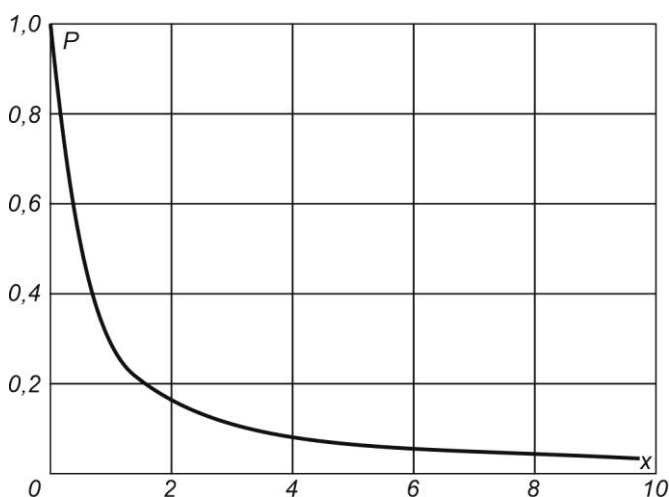


Рис. 3 Вероятность случайного попадания по объекту в зависимости от относительного удаления от объекта в случае полностью случайной стрельбы в районе катапультирования

Как видно из графика, с увеличением относительного удаления от объекта, вероятность случайного попадания в объект резко уменьшается. Вероятность прицельного попадания зависит от рассеивания при выстреле и относительного удаления от точки выстрела до объекта. Графики функций вероятностей поражения цели для различных случаев прицеливания стрелковым оружием представлены на рис.4.

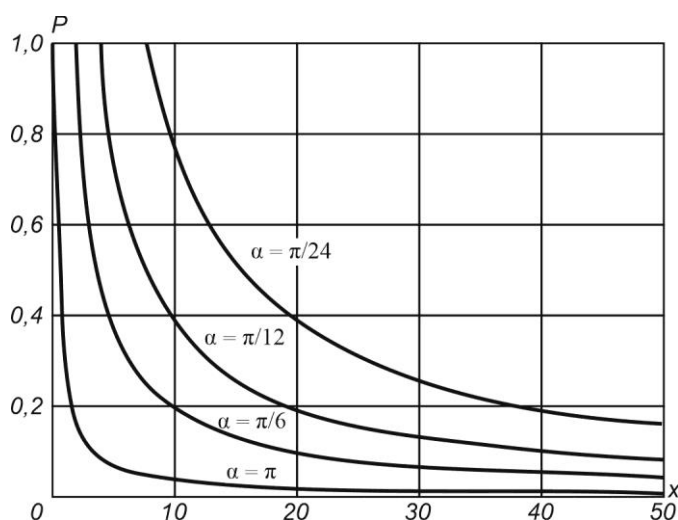


Рис.4 Вероятности поражения цели для различных случаев прицеливания стрелковым оружием

При целенаправленной стрельбе с углом рассеивания (углом раствора захвата цели или углом обзора объекта поражения из точки выстрела) $\alpha = \pi/6$,

что соответствует стрелку среднего уровня подготовки, кривая $P(\alpha)$ будет проходить выше начальной кривой.

При $\alpha = \pi/12$, что соответствует стрелку хорошо тренированному, кривая $P(\alpha)$ будет проходить еще выше. При $\alpha = \pi/24$ ($7,5^\circ$), что соответствует стрельбе высокой точности поражения объекта, кривая $P(\alpha)$ будет проходить еще выше. Для высоты 1000м эта вероятность поражения системы УПП – объект, с размахом крыла 7м будет равна $P(\alpha = \pi/24) \approx 0,05$, в случае $P(\alpha = \pi/12) \approx 0,03$, в случае $P(\alpha = \pi/6) \approx 0,01$. К тому же нужно учесть, что кинетическая энергия пули (а, значит, и ее убойная сила) к высоте 1000 м существенно ослабевает (примерно в 6 раз). Таким образом, вывод катапультируемого кресла на высоту 1000м можно считать практически безопасным для пилота в смысле поражения его стрелковым оружием. Приведенная выше формула показывает, что для повышения надежности спасения летчика после катапультирования необходимо повышать надежность в каждом звене цепи условных вероятностей, так как только этот путь в данной модели повышает вероятность надежного спасения летчика.

Выводы

В результате проделанной работы сформирован новый облик системы спасения лётчика.

Представлена методика спасения лётчика после катапультирования над территорией противника.

Определены составные части системы спасения лётчика, составлена её структурная схема.

Определены достоинства и недостатки ракетного ускорителя, применяемого в структурной схеме.

Предложен состав и конструкция ВМГ.

Сформулированы основные требования к УПП.

Определены цели и задачи автоматики систем ЛКК и УПП.

Выполнена предварительная оценка вероятности спасения летчика при реализации предлагаемой методики. Установлено, что при этом существенно возрастает вероятность спасения лётчика от попадания в плен при катапультировании над территорией, занятой противником.

Разработка и внедрение в практику предложенного метода предполагает проведение большого объема работ, финансовых и временных затрат, но в случае его успешного осуществления позволит сохранить жизнь многим летчикам в случае катапультирования над территорией, занятой противником. А эта благородная цель облагораживает любую деятельность во имя этой цели.

Список источников

1. Предотвращение гибели пилотов в боевых условиях после катапультирования.

URL: <https://topwar.ru/92867-predotvraschenie-gibeli-pilotov-v-boevyh-usloviyah-posle-katapultirovaniya.htm>.

2. Борисов В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. - Куйбышев: КуАИ, 1982. – 72 с.
3. Алемасов В.Н., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1969. – 546 с.
4. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. - М.: Машиностроение, 1979. – 392 с.
5. Веницкий А.М. Ракетные двигатели на твердом топливе. - М.: Машиностроение, 1973. – 248 с.
6. Куров В.Д., Должинский Ю.М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. – М.: Оборонгиз, 1961. – 294 с.
7. Шапиро Я.М., Мазинг Г.Ю., Прудников Н.Е. Теория ракетного двигателя на твердом топливе. – М.: Военное издательство, 1966. – 256 с.
8. Егорычев В.С., Матвеев В.Н. Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева, 2013. – 124 с.
9. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце. – М.: Изд-во МАИ, 1996.– 88 с.
10. Болонкин А.А. Теория полета летающих моделей. – М.: Изд-во ДОСААФ, 1962. – 325 с.
11. Кокунина Л.Х. Основы аэродинамики. – М.: Изд-во «Транспорт», 1976. – 207 с.

12. Тарасов Я.О. Квадракоптеры: проектирование, конструирование и испытания // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2023. № 5. С. 21-27. DOI: [10.24412/2071-6168-2023-5-21-27](https://doi.org/10.24412/2071-6168-2023-5-21-27)
13. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель для расчета летно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2003. Т. 26, № 4. С. 93-111.
14. Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Мустаев Э.И., Уразбахтин Р.Р., Кильметов Р.А. Оценка определения аэродинамических характеристик воздушного винта для беспилотного летательного аппарата посредством численного моделирования и 3D сканирования // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182662>
15. Гусейнов О.А., Фатуллаев А.А. Вопросы проектирования узлов электропитания мультикоптеров // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182666>
16. Иванов П.И. Исследования парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. - Феодосия: Изд-во Ясон, 2022. – 737 с.
17. Бебешко А.С., Иванов П.И. Аналитическое проектирование планирующих парашютных и парапланерных систем. - Феодосия: б. и., 2025. - 368 с.
18. Алексеев С.М., Балкинд Я.В., Гершкович А.М., Еремин В.С. и др. Средства спасения экипажа самолета - М.: Машиностроение, 1975. - 432 с.

19. Агроник А.Г., Эгенбург Л.И. Развитие авиационных средств спасения. - М.: Машиностроение, 1990. - 256 с.
20. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. - М.: Машиностроение, 1965. - 364 с.
21. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. - 576 с.
22. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. –М.: Наука, 1996. – 288 с.

References

1. *Preventing the death of pilots in combat missions after catastrophe.* (In Russ.). URL: <https://topwar.ru/92867-predotvraschenie-gibeli-pilotov-v-boevyh-usloviyah-posle-katapultirovaniya.htm>.
2. Borisov V.A. *Konstruktsiya i proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Design and construction of solid fuel rocket engines). Kuibyshev: KuAI Publ., 1982. 72 p.
3. Alemasov V.N., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (Theory of rocket engines). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 546 p.
4. Orlov B.V., Mazing G.Yu. *Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Thermodynamic and ballistic principles of solid-fuel rocket engines design). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979. 392 p.

5. Vinitskii A.M. *Raketnye dvigateli na tverdom toplive* (Rocket engines on solid fuel). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 248 p.
6. Kurov V.D., Dolzhinskii Yu.M. *Osnovy proektirovaniya porokhovykh raketnykh snaryadov* (Basics of designing powder rocket launchers). Moscow: Oborongiz Publ., 1961. 294 p.
7. Shapiro Ya.M., Mazing G.Yu., Prudnikov N.E. *Teoriya raketnogo dvigatelya na tverdom toplive* (Theory of rocket engines on solid fuel). Moscow: Voennoe izdatel'stvo Publ., 1966. 256 p.
8. Egorychev V.S., Matveev V.N. *Teoriya, raschet i proektirovanie raketnykh dvigatelei* (Theory, calculation and design of rocket engines). Samara: Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet im. S.P. Koroleva Publ., 2013. 124 p.
9. Shaidakov V.I. *Aerodinamika vinta v kol'tse* (Aerodynamics of a propeller in a ring). Moscow: Izd-vo MAI Publ., 1996. 88 p.
10. Bolonkin A.A. *Teoriya poleta letayushchikh modelei* (Flight theory of flying models). Moscow: Izd-vo DOSAAF Publ., 1962. 325 p.
11. Kokunina L.Kh. *Osnovy aerodinamiki* (Fundamentals of aerodynamics). Moscow: Izd-vo «Transport» Publ., 1976. 207 p.
12. Tarasov Ya.O. Quadcopter: Design, Construction and Testing. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2023. No. 5. P. 21-27. (In Russ.). DOI: [10.24412/2071-6168-2023-5-21-27](https://doi.org/10.24412/2071-6168-2023-5-21-27)

13. Myasnikov M.I., Il'in I.R. Mathematical model for calculating the flight performance characteristics of electric rotary-wing aircraft for urban aeromobility purposes. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*. 2003. V. 26, No. 4. P. 93-111. (In Russ.)
14. Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Mustaev E.I., Urazbakhtin R.R., Kil'metov R.A. Evaluation of the determination of the aerodynamic characteristics of the propeller for an unmanned aerial vehicle through numerical modeling and 3D scanning. *Trudy MAI*. 2024. No. 138. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182662>
15. Guseinov O.A., Fatullaev A.A. Issues of designing power supply units for multicopters. *Trudy MAI*. 2024. No. 138. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182666>
16. Ivanov P.I. *Issledovaniya parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatel'nykh apparatov* (Research of parachute systems and paragliding flying machines). Feodosiya: Izd-vo Yason Publ., 2022. 737 p.
18. Alekseev S.M., Balkind YA.V., Gershkovich A.M., Eremin V.S. et al. *Sredstva spaseniya ekipazha samoleta* (Aircraft rescue equipment). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 432 p.
19. Agronik A.G., Egenburg L.I. *Razvitie aviatsionnykh sredstv spaseniya* (Development of aviation rescue equipment). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1990. 256 p.
20. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* (Basics of calculation and design of parashyutov). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1965. 364 p.

21. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* (Parachute systems. Problems and methods of their solution). Moscow: Fizmatlit Publ., 2009. 576 p.
22. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy* (Parachute systems). Moscow: Nauka Publ., 1996. 288 p.

Статья поступила в редакцию 12.03.2025

Одобрена после рецензирования 20.03.2025

Принята к публикации 25.08.2025

The article was submitted on 12.03.2025; approved after reviewing on 20.03.2025; accepted for publication on 25.08.2025