

**ИЗМЕНЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ И ПОЛОЖЕНИЯ  
«КОРИДОРА ВЫЖИВАНИЯ»  
ПРИ ПОВРЕЖДЕНИЯХ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
САМОЛЕТА ДЛЯ ПРЕОДОЛЕНИЯ ПВО НА СВЕРХМАЛЫХ ВЫСОТАХ**

Анализ достигнутого уровня развития и направлений эволюции противовоздушной обороны (ПВО) ведущих стран показал, что выполнение полета над территорией с развитой системой ПВО возможно только на сверхмалых высотах в режиме следования рельефу местности и высокой околосвуковой скорости полета. При увеличении высоты полета вероятность уничтожения самолета зенитно-ракетными комплексами быстро возрастает и для высот более 300 м приближается к 100 %. В то же время при полете на высотах менее 50 м с транс- и сверхзвуковыми скоростями быстро возрастает вероятность столкновения с землей. Практически приемлемая вероятность выполнения боевого задания обеспечивается только в случае создания самолета, способного лететь в узком «коридоре» высот 80...150 м с достаточно высокой скоростью.

Ограничения на скорость самолета при низковысотном полете накладывают не только его технические характеристики, но и психофизиологические данные летчика в условиях воздействия на самолет атмосферной турбулентности, которая имеет наибольшую интенсивность именно на малых высотах.

Исследование, выполненное методом математического моделирования с помощью разработанного на кафедре 103 «ХАИ» программного обеспечения [1], результаты которого изложены в работе [2], показало высокую эффективность применения активной системы управления с парированием возмущений атмосферной турбулентности (АКСУПВАТ), которой оснащены некоторые самолеты, в частности, выбранный в качестве объекта моделирования самолет Су-37. Ее функционирование существенно снижает утомляемость экипажа или, при том же максимально-допустимом уровне утомляемости, позволяет значительно повысить скорость преодоления зоны ПВО. В работе [2] выполнено исследование влияния параметров самолета и окружающей среды на величину и положение «коридора выживания», но открытым остался вопрос о надежности этой сложной системы и влиянии ее повреждений на выживаемость самолета.

**Цель работы** – исследование влияние отказов или повреждений АкСУПВАТ на вероятность успешного выполнения полета по преодолению зоны ПВО, а также на величину и положение «коридора выживания» с учетом влияния турбулентности атмосферы.

### Постановка задачи

В данной статье рассматривается условный истребитель-бомбардировщик. Он примерно соответствует Су-37 с той оговоркой, что в расчете использованы приведенные в открытой литературе данные, которые не всегда точно соответствуют действительности, но вполне пригодны для методических исследований. Тем более условны данные об «окружающей военной среде», основанные на имеющейся в открытой литературе информации о зарубежных комплексах ПВО.

АкСУПВАТ, имеющаяся на некоторых модификациях выбранного в качестве примера самолета, использует в качестве исполнительного органа флапероны, влияние отказов или повреждений которых на вероятность успешного выполнения полетного задания исследуется в данной работе. В качестве критерия выживаемости рационально использовать вероятность выживания одиночного самолета при преодолении зоны ответственности комплекса ПВО определенного типа:

$$P_{\text{выж}} = \overline{P_{\text{ПВО}}} = e^{-\lambda p_1 t}, \quad (1)$$

где  $\lambda$  – количество пусков зенитно-ракетного комплекса (ЗРК) или очередей зенитно-артиллерийского комплекса (ЗАК) в единицу времени;  $p_1$  – вероятность поражения самолета одной ракетой (одной очередью);  $t$  – время пребывания в зоне поражения, которое может быть выражено через протяженность зоны ПВО  $L_{\text{ПВО}}$  и скорость самолета  $V$ .

Критерий позволяет учитывать параметры, характеризующие функционирование системы ПВО, и особенности применяемых самолетов, в том числе и оснащенность их системами активного управления (АкСУ) [1].

### Исследование вероятности выживания самолета при выполнении боевого задания

При анализе очередного режима полета вводится высота полета, автоматически для нее определяется соответствующая вероятность утраты самолета из-за столкновения с землей и вероятность утраты самолета из-за воздействия ПВО по заранее введенным зависимостям (рис. 1). Обеспечена возможность ввода других значений одной из этих вероятностей (или двух сразу) для анализа ее влияния на вероятность выживания поврежденного и неповрежденного самолетов.

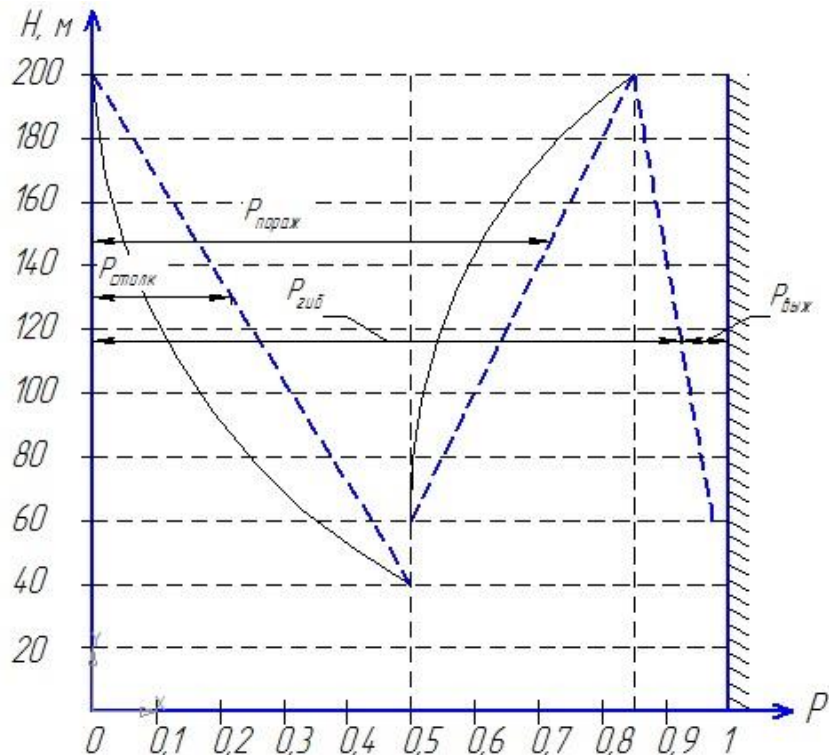


Рисунок 1 – Вероятностные характеристики утраты самолета при выполнении полетного задания по преодолению системы ПВО:

$P_{\text{столк}}$  – вероятность утраты самолета из-за столкновения с землей;  
 $P_{\text{пораж}}$  – вероятность утраты самолета при одиночном пуске ракеты ПВО противника или одиночном залпе ЗАК;  $P_{\text{выжив}}$  – вероятность выживания самолета после преодоления ПВО;  $P_{\text{гиб}}$  – вероятность гибели самолета;  
 $H$  – высота полета самолета, м; сплошные линии соответствуют более совершенной системе управления самолета и менее совершенному комплексу ПВО.

Первоначально программа определяет максимальную переносимую экипажем скорость полета. Для этого использована математическая модель атмосферной турбулентности, основанная на принципе спектральной плотности энергии [1]. В такой модели турбулентность представляется случайным процессом и включает в анализ порывы всех форм.

В качестве количественного критерия чувствительности самолета к атмосферной турбулентности принят коэффициент чувствительности самолета – отношение среднеквадратического значения нормальной перегрузки, которая возникает от действия вертикальных порывов ветра, к среднеквадратическому значению вызывающей ее скорости порыва:

$$B = \sigma_{\Delta n} / \sigma_w, \quad (2)$$

где  $\sigma_{\Delta n}$  – среднеквадратическое значение перегрузки,  $\sigma_w$  – среднеквадратическое значение скорости вертикальных порывов ветра.

Для оценки влияния турбулентности атмосферы на полет самолета используется формула Райса, которая позволяет определить среднее

превышение  $N(\Delta n)$  заданного уровня перегрузки  $\Delta n$  гауссова стационарного случайного процесса  $\Delta n(t)$  в единицу времени по формуле

$$N(\Delta n) = \sum_{i=1}^2 N_0 \bar{t}_i e^{-\frac{\Delta n}{Bb_i}}, \quad (3)$$

где  $N_0$  – средняя частота пересечения случайной величины  $\Delta n$  нулевого уровня в единицу времени.

При значениях  $N(\Delta n)$  менее 0,5 влияние турбулентности на работу экипажа малозначительно. В диапазоне от 0,5 до 12,5 наблюдается существенное ухудшение состояния экипажа, однако выполнение полета возможно. При превышении уровня 12,5 выполнение полета невозможно по причине неудовлетворительного самочувствия экипажа [1]. В дальнейшей работе принято  $N(\Delta n) = 12,5$  – граничное значение, которое определяет максимально допустимую по условиям воздействия атмосферной турбулентности скорость полета самолета.

Таким образом, при выполнении работы значение скорости самолета определялось программой как максимальная скорость, при которой сохраняется работоспособность летчика. В первоначальном варианте программы осуществлялся расчет  $N(\Delta n)$  для исходного значения скорости, которое затем увеличивалось до тех пор, пока очередной повторный расчет  $N(\Delta n)$  не давал значения, превышающего 12,5. Тогда программа возвращалась на шаг назад (по скорости). Рассчитанная таким образом скорость принималась максимальной переносимой летчиком, она же обеспечивала максимальную вероятность преодоления ПВО. В усовершенствованном варианте, разработанном после получения возможности работы на быстродействующих компьютерах, программа осуществляет математическое моделирование преодоления самолетом системы ПВО для всех значений скорости из заданного диапазона с требуемым шагом, после чего интерполирует результаты и определяет значение скорости, максимальное с точки зрения переносимости действующих на экипаж изменений перегрузки.

Программа обеспечивает получение подробных данных (включая графики переходных процессов, характеризующих приспособленность управления самолетом к физиологическим возможностям летчика), но только для одного анализируемого режима полета. Проводимое исследование изменения с высотой полета выживаемости самолета при выполнении боевого задания потребовало многократных запусков программы и ее настройки на ряд высот из анализируемого диапазона. Параметры, вводимые в программу, представлены в табл. 1.

Таблица 1 – Исходные данные для работы программы

$V_{\text{нач}}, \text{ м/с}$	$V_{\text{кон}}, \text{ м/с}$	$\Delta V_{\text{доп}}, \text{ м/с}$	$L_{\text{ПВО}}, \text{ м}$	$N_M(\Delta n)$
100	500	20	7000	12,5

В этой таблице  $V_{\text{нач}}$  – начальная расчетная скорость, м/с;  $V_{\text{кон}}$  – конечная расчетная скорость, м/с;  $\Delta V$  – шаг по скорости при выполнении расчетов, м/с;  $N(\Delta n)$  – величина количества превышений заданного уровня перегрузки;  $N_m(\Delta n)$  – максимально допустимое значение этого параметра;  $L_{\text{ПВО}}$  – протяженность зоны ПВО.

Результаты проведенных расчетов показаны на рис. 2 – 4. На этих рисунках  $H$  – исследуемая высота полета, м;  $P_{\text{без повр}}$  – вероятность выполнения боевого задания неповрежденным самолетом;  $P_{\text{повр. флап}}$  – вероятность выполнения боевого задания самолетом с обоими выведенными из строя флаперонами или, что то же самое, выведенной из рабочего состояния АКСУ ПВАТ.

На графиках четко виден «коридор выживания» — диапазон рациональных высот полета, на которых вероятность выживания самолета максимальна. В рассматриваемых случаях этот диапазон составляет 110...160 м.

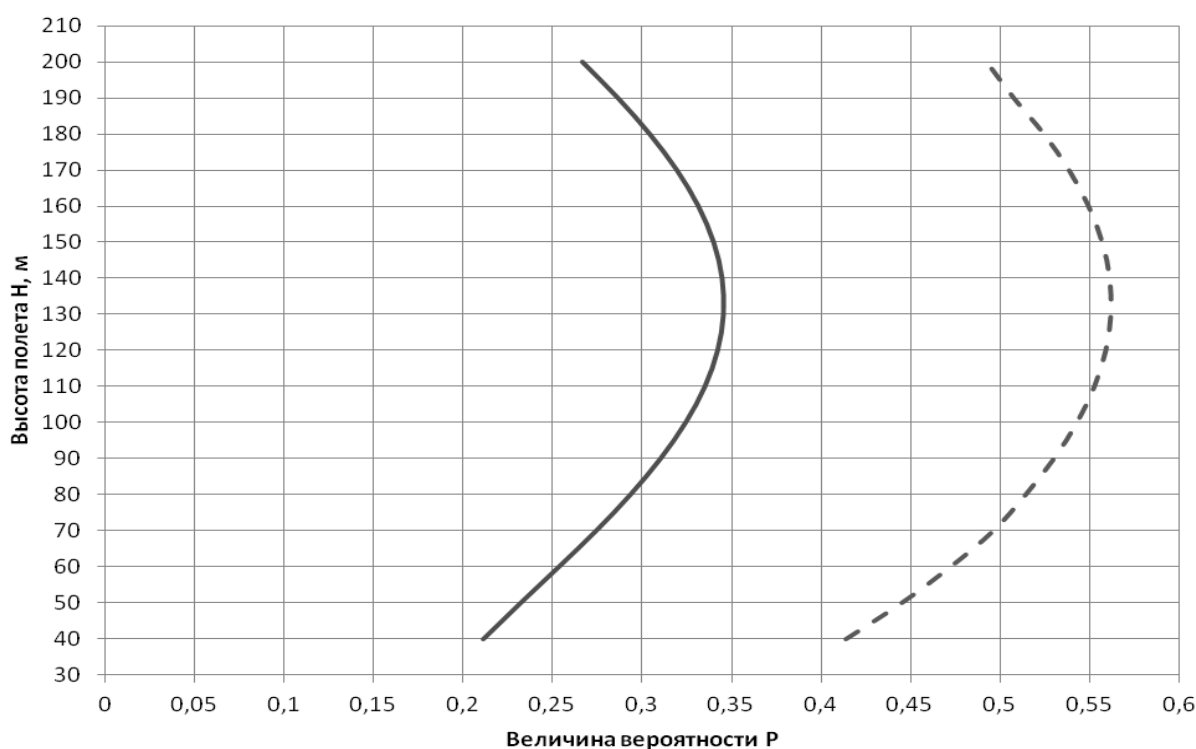


Рисунок 2 – Вероятности выживания самолета с современной САУ при преодолении современной системы ПВО противника:

-----  $P_{\text{без повр}}$ , ————  $P_{\text{повр. флап}}$  (на всех рисунках)

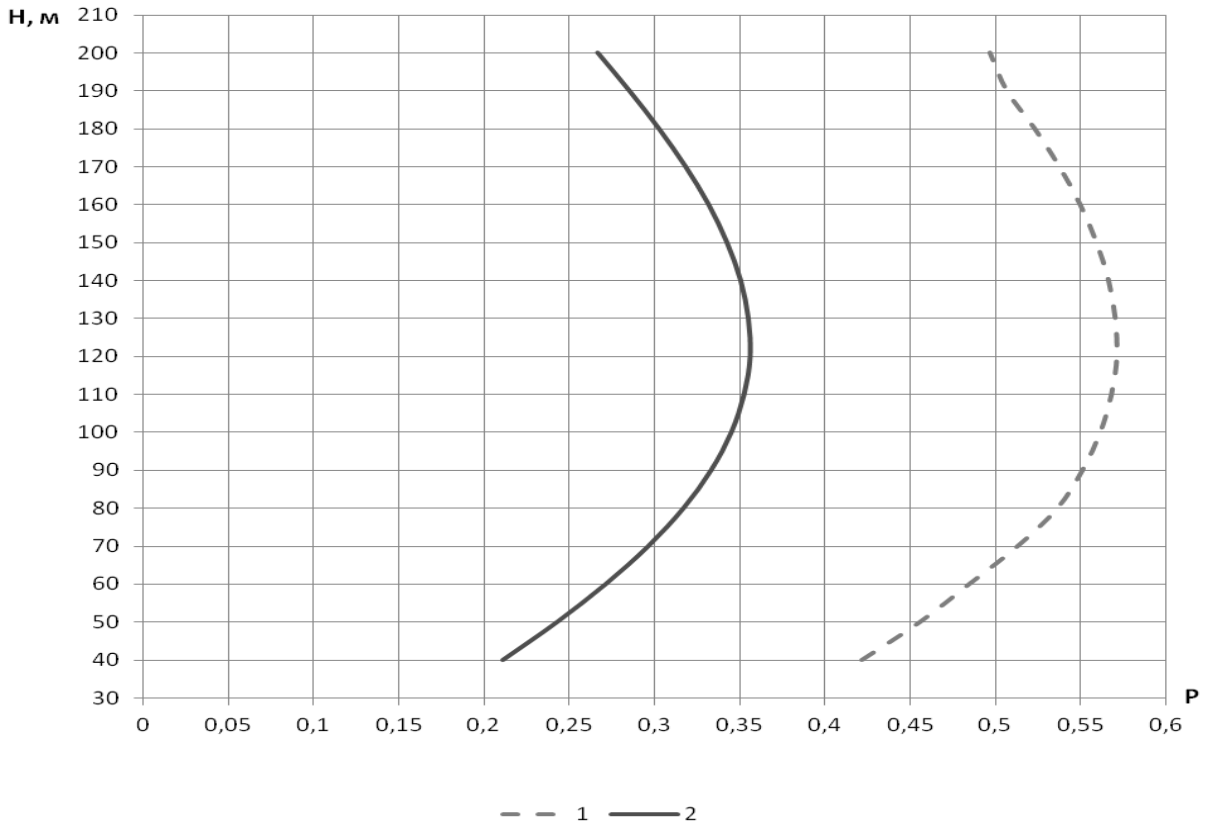


Рисунок 3 – Вероятности выживания самолета с устаревшей САУ при преодолении современной системы ПВО противника

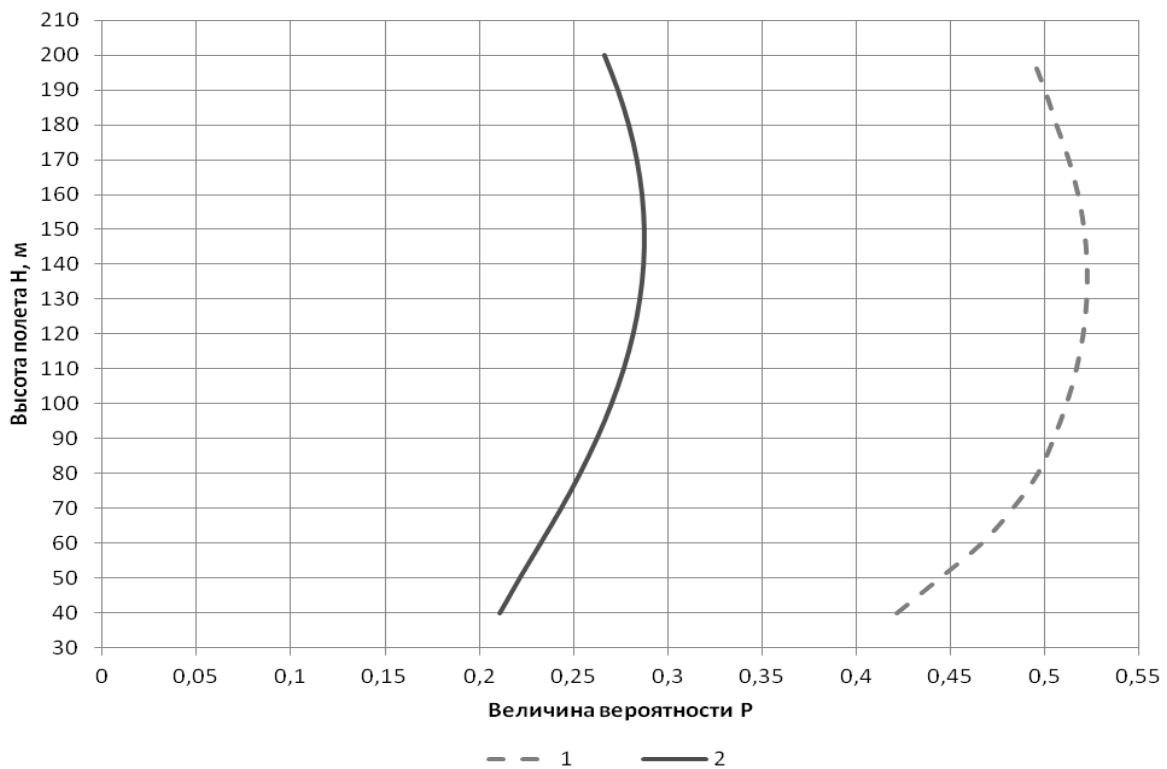


Рисунок 4 – Вероятности выживания самолета с усовершенствованной системой отслеживания рельефа местности при преодолении современной системы ПВО противника

## Выводы

1. Преодоление современной системы ПВО — задача очень сложная и рискованная даже для такого совершенного самолета, как Су-37: вероятность ее успешного выполнения при принятых исходных данных даже на оптимальном режиме едва превышает 55 %.

2. Шансы успешного преодоления ПВО самолета с менее совершенной системой управления существенно меньше и едва превышают 50 %, что можно считать недопустимым. Экстремум смещается вверх (в соответствии с возможностями САУ) и становится более размытым.

3. Обратный процесс происходит при анализе полета самолета с усовершенствованной системой отслеживания рельефа местности (см. рис. 1) при преодолении современной системы ПВО. Экстремум остается четким, величина вероятности выживания увеличивается до 57 %, а оптимальная высота полета составляет 110...120 м.

4. При отказе АкСУПВАТ выживаемость самолета во всех рассматриваемых вариантах на 20...25% меньше, чем выживаемость самолета без повреждений при использовании САУ разных уровней совершенства (при преодолении ПВО различной эффективности). Таким образом, применение АкСУПВАТ повышает вероятность успешного выполнения полетного задания в 1,5 – 1,7 раза.

5. В дальнейшем желательно дополнительно к повреждению флаперонов (фактически означая повреждение системы АкСУПВАТ в целом) проанализировать в отдельности влияние повреждений канала демпфирования по угловой скорости  $\omega_z$  и нормальной перегрузке  $n_y$ .

## Список использованных источников

1. Рыженко, А. И. Исследования выживаемости современных самолетов методами математического моделирования [Текст]: учеб. пособие по дипл. проектированию и лаб. практикуму по курсу «Надежность и живучесть самолетов и вертолетов» / А. И. Рыженко, В. И. Рябков, С. В. Шевченко. – Х. : Гос. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1999. – 83 с.

2. Мураховская, Е. А. Влияние параметров самолета и окружающей среды на величину и положение «коридора выживания» при вероятностных критериях оценки эффективности самолета крыла [Текст] / Е. А. Мураховская, А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов // Открытые информационные и компьютерные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 70. – Х., 2015. – С. 84-92.

*Поступила в редакцию 07.06.2016.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В Бетин,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*