

УДК 623.7

П.И. Иванов¹, А.Ю. Куянов², Р.П. Иванов³¹ Херсонский национальный технический университет, Феодосийский факультет² Государственный научно-испытательный центр Вооруженных сил Украины, Феодосия³ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

ОЦЕНКА РАССЕЙВАНИЯ РАСЧЕТНОЙ ТОЧКИ ДЕСАНТИРОВАНИЯ ОБЪЕКТА С ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА-НОСИТЕЛЯ

Рассмотрен ряд факторов, влияющих на отклонение точки десантирования объекта с летательного аппарата от ожидаемой. Составлена математическая модель для оценки рассеивания ее положения при условии воздействия на летательный аппарат боковой составляющей ветра. Получены точные аналитические решения для скорости изменения бокового движения ЛА и отклонения его от курса. Приведены примеры и представлены результаты компьютерного моделирования исследуемых процессов. Предложен алгоритм построения компьютерной имитационной модели статистических испытаний, которая может быть взята за основу для дальнейших исследований в этой области вплоть до разработки прикладных методик.

Ключевые слова: расчетная точка десантирования, летательный аппарат, математическая модель.

Введение

Расчетная точка десантирования (РТД) объекта, например, системы груз-парашют, сбрасываемого с летательного аппарата (ЛА) может изменять свое положение в пространстве в силу стечения ряда случайных обстоятельств, что неизбежно приводит к увеличению погрешности (рассеивания) расчетной точки посадки.

К случайным обстоятельствам можно отнести случайные ветровые воздействия на носитель на боевом курсе захода в точку сбрасывания, запаздывания в реакции пилота (штурмана) при нажатии на кнопку «сброс» и др.

Далее рассматриваются некоторые из этих факторов, а также степень их влияния на величину рассеивания РТД.

Основная часть

Рассмотрим модель движения самолета-носителя на боевом курсе с заданной скоростью в рас-

четную точку сбрасывания и случайные ветровые воздействия на носитель, возникающие в некоторые моменты времени. Летательный аппарат в спокойной атмосфере движется равномерно, прямолинейно и горизонтально: его сила веса уравновешена подъемной силой, а сила тяги – силой лобового сопротивления.

Ветровые воздействия моделируются путем выборки случайным образом из заранее заданных диапазонов вектора скорости ветра \vec{W} , угла скольжения β и угла атаки α .

Под углом скольжения β понимается угол между направлением скорости ветра и продольной плоскостью летательного аппарата (ЛА).

Под углом атаки α понимается угол между направлением проекции скорости ветра на продольную плоскость ЛА в связанной системе координат и продольной осью ЛА.

Пространственный вектор скорости ветра \vec{W} можно разложить на три составляющие его компо-

ненты: вертикальну, горизонтальну і бокову по осям зв'язаній з ЛА системи координат.

Вертикальна складова швидкості вітра змінює кут атаки ЛА, збільшуючи або зменшуючи його підйомну силу, зміщуючи ЛА в вертикальному напрямку. Продольно статички стійкий ЛА по перегрузці (углу атаки) і швидкості, буде прагнути самостійно, без втручання льотчика, зберегти кут атаки і швидкість вихідного режиму польоту [1].

Горизонтальна складова швидкості вітра створює додаткове опір. Целесообразно розкласти вектор швидкості вітра на продольну і бокову складові. Продольна змінює лобове опір, збільшуючи або зменшуючи вектор швидкості.

Бокова складова швидкості вітра створює силу опору ЛА, вектор якої направлений перпендикулярно площині його симетрії, зміщуючи його в боковому напрямку. Якщо при цьому центр тиску профільної проекції ЛА приблизно збігається з центром тяжкості ЛА (що можливо при загрузці ЛА), то зміщення ЛА в боковому напрямку буде відбуватися без зміни його курсу.

В силу сказаного вище, враховуючи однаковий механізм бокових і продольних впливів, далі розглянемо вплив на ЛА бокової, перпендикулярної до площини симетрії апарату складової швидкості вітра.

Цілью настоящей роботи є розробка математичної моделі і побудова на її основі комп'ютерної імітаційної моделі для оцінки розсіювання точки скидання по горизонту.

Розглянемо випадок раптового бокового (в горизонтальній площині) вітрового впливу на ЛА. Для цього випадку в нормальної земної системи координат (НЗСК) можна записати наступне диференціальне рівняння:

$$m \frac{dV_z}{dt} = c_z F_6 \frac{\rho W_z^2}{2} - c_z F_6 \frac{\rho V_z^2}{2}. \quad (1)$$

Здесь: m – маса ЛА; V_z – бокова складова швидкості ЛА під впливом змінюючого вітра; t – час; c_z – коефіцієнт бокового опору ЛА віднесений до площини його бокової поверхні; F_6 – площа бокової поверхні ЛА; ρ – густина повітря; W_z – бокова складова швидкості вітра.

Далее:

$$m \frac{dV_z}{dt} = c_z F_6 \frac{\rho (W_z^2 - V_z^2)}{2},$$

или $\frac{dV_z}{dt} = \frac{\rho c_z F_6}{2m} (W_z^2 - V_z^2) = A \cdot (W_z^2 - V_z^2),$

где $A = \frac{\rho c_z F_6}{2m}.$

Разделяя переменные и интегрируя, получим:

$$\int \frac{dV_z}{(W_z^2 - V_z^2)} = \int A \cdot dt + C,$$

откуда: $\frac{1}{2W_z} \ln \left| \frac{W_z + V_z}{W_z - V_z} \right| = A \cdot t + C.$

Начальные условия: при $t = 0, V_z = 0.$

Тогда $C = 0.$ Теперь

$$\frac{1}{2W_z} \ln \left| \frac{W_z + V_z}{W_z - V_z} \right| = A \cdot t,$$

откуда найдем:

$$V_z(t) = W_z \left(\frac{e^{2AW_z t} - 1}{e^{2AW_z t} + 1} \right). \quad (2)$$

На рис. 1 представлены графики изменения скорости бокового смещения ЛА на боевом курсе под воздействием ветрового давления для двух значений коэффициента бокового сопротивления ЛА:

$c_{z1} = 0,7$ (верхняя кривая),

$c_{z2} = 0,5$ (нижняя кривая)

при следующих начальных условиях:

$$m = 100 \text{ т}; F_6 = 50 \text{ м}^2;$$

$$\rho = 1 \text{ кг/м}^3; W_z = 15 \text{ м/с}.$$

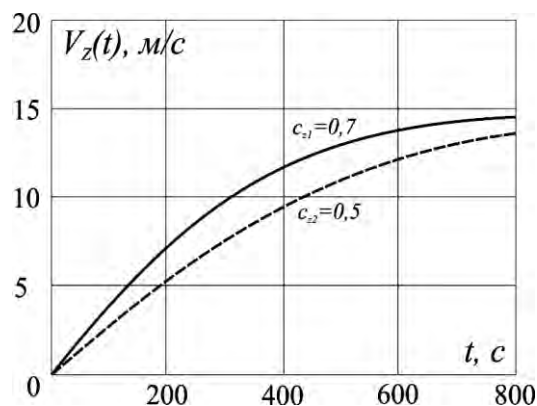


Рис. 1. Законы изменения скорости бокового смещения ЛА на боевом курсе

Можно также для приближенного вычисления смещения S при небольших удалениях от РТД (до 20с времени полета), использовать два первых члена разложения функции скорости (2) в ряд Маклорена:

$$V_z(t) = AW_z^2 t - \frac{1}{3} A^3 W_z^4 t^3 + \dots$$

На рис. 2 представлены графики двух первых членов разложения в ряд Маклорена и самой функции $V_z(t)$ (выражение 2).

Смещение ЛА в боковом направлении от случайного ветрового воздействия при подходе к точке сбрасывания (РТД) будет давать смещение точки сбрасывания по горизонту, а для совокупности полетов – рассеивание по горизонту.

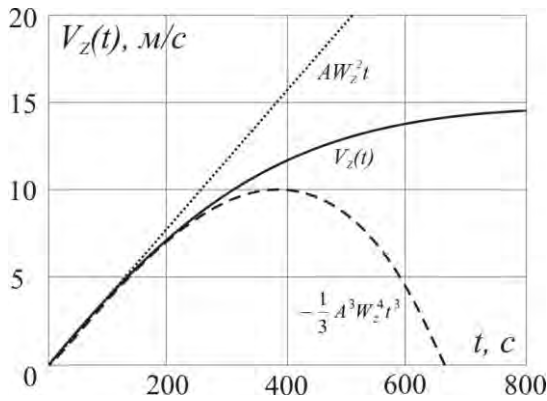


Рис. 2. Функции, компоненты разложения в ряд Маклорена для функции скорости.

Смещение ЛА, а, следовательно, и точки сбрасывания по горизонту можно определить по следующей формуле:

$$s = \int_0^T V_z(t) dt = \int_0^T W_z \left(\frac{e^{2AW_z t} - 1}{e^{2AW_z t} + 1} \right) dt, \quad (3)$$

где T – время ветрового воздействия на ЛА.

Можно также получить аналитическое выражение и для неопределенного интеграла подстановкой

$$z = e^{2AW_z t} + 1.$$

В этом случае имеем:

$$s(t) = \frac{1}{A} \ln(e^{2AW_z t} + 1) - W_z t - \frac{\ln 2}{A}. \quad (4)$$

На рис. 3, а, б представлены кривые изменения бокового отбоя в различных интервалах времени для двух значений коэффициента бокового сопротивления ЛА:

$c_{z1} = 0,7$ (верхняя кривая),

$c_{z2} = 0,5$ (нижняя кривая)

при следующих начальных условиях:

$$m = 100 \text{ т}; F_6 = 50 \text{ м}^2;$$

$$\rho = 1 \text{ кг/м}^3; W_z = 15 \text{ м/с}.$$

Теперь, когда построена математическая модель, можно, используя ее, разработать программу и проводить статистические испытания.

Алгоритм построения модели статистических испытаний (компьютерной имитационной модели) по оценке степени рассеивания РТД по горизонту, заключается в следующем.

1. Ввести исходные данные по параметрам носителя и условиям сбрасывания:

$$c_z, m, F_6, \rho.$$

При использовании внешней подвески, разумеется, следует учитывать изменение величин c_z и F_6 в сравнении с обычными для данного типа ЛА. Вычислить значение параметра A.

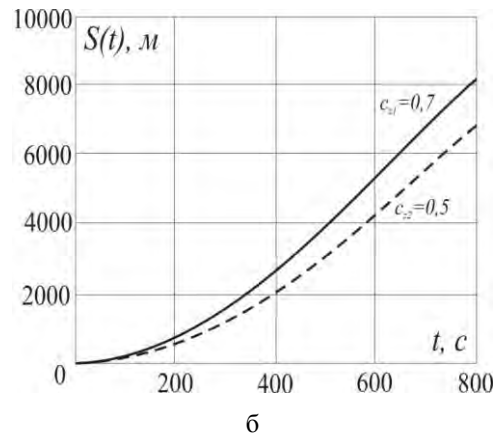
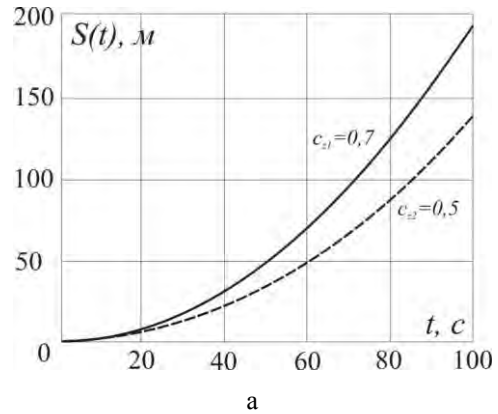


Рис. 3. Законы изменения бокового смещения ЛА на боевом курсе для различных временных интервалов: а – интервал 100 сек, б – интервал 800 сек

2. Случайным образом выбрать значение скорости боковой составляющей ветра W_z из заранее заданного интервала скоростей, характерных для данных условий сбрасывания (с учетом района, высоты сбрасывания и времени года). Закон распределения случайной величины W_z в первом приближении можно принять равномерным.

3. Рассчитать значение функции (4) для данного, случайного значения W_z . Это и будет единичная реализация для величины отклонения РТД по горизонту.

4. Множество таких реализаций даст статистические оценки рассеивания величины РТД по горизонту (математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение) для данного типа носителя в данных условиях его функционирования.

Кроме рассмотренного выше бокового рассеивания за счет горизонтального ветрового воздействия, в оценку степени рассеивания РТД необходимо также включать продольное рассеивание, возникающее за счет запаздывания реакции пилота (штурмана) при нажатии кнопки «сброс».

Как показывает практика, среднеквадратическая ошибка σ здесь может составлять порядка 0,5 с, а в интервал $\pm 3\sigma$, т.е. в интервал $\pm 1,5$ с, попадают практически все 100% результатов. Если

продольная скорость носителя равна V , то максимальное продольное рассеивание может быть равно

$$\delta_{\text{пр}}^{\text{max}} = 3\sigma V \text{ метров.}$$

Так, если продольная скорость носителя равна $V=100$ м/с, то $\delta_{\text{пр}}^{\text{max}}=150$ м. Однако, стоит отметить, что с ростом степени утомляемости пилота (штурмана), величина σ может существенно возрасти.

Разумеется, не стоит забывать о продольной горизонтальной составляющей скорости ветра. Здесь, в отличие от бокового порыва, коэффициент лобового сопротивления ЛА меняется под воздействием многих факторов, таких как степень его загрузки, использовании механизации крыла, скорости и высоты полета и др.

Суммируя изложенное выше, нужно отметить следующее.

Геометрия зоны рассеивания существенно зависит от характеристик ЛА (c_x , c_z , m , F_0 и пр.), а также от условий его применения – высоты и скорости ЛА.

Для каждого конкретного случая, оценка величины предельно возможного рассеивания расчетной точки десантирования выполняется отдельно и данные этой оценки вносятся в штурманский расчет при сбрасывании системы груз - нейтральный парашют, либо в бортовой компьютер системы груз - управляемый планирующий парашют для возможной корректировки курса при подходе к точке цели.

Выводы

1. Разработана математическая модель, позволяющая оценивать рассеивание расчетной точки десантирования за счет бокового ветрового воздействия.
2. Суммарное рассеивание расчетной точки десантирования необходимо устанавливать с уче-

том как бокового ветрового, так и продольного рассеивания, возникающего за счет запаздывания реакции пилота (штурмана) при нажатии кнопки «сброс».

3. Геометрия зоны рассеивания может существенно зависеть от характеристик летательного аппарата и условий его применения – высоты и скорости ЛА.

4. Использование описанной методики при проведении штурманского расчета с применением средств ЭВМ позволит выполнить соответствующую поправку, что в свою очередь, значительно повысит точность десантирования. Этот фактор крайне важен при доставке грузов в труднопроходимые районы со сложным рельефом местности. Разумеется, данный расчет невозможен без предварительных замеров скорости и направления выброски.

5. Аналогичным образом может быть построена методика оценки бокового смещения как планирующих, так и нейтральных ПС при парашютном способе десантирования. [2] Целесообразность ее применения будет расти с ростом высоты десантирования и скорости ветра.

Список литературы

1. *Справочник авиационного техника / Под руков. П.С. Шевелько. – М.: Военное издательство МО СССР, 1974. – 592 с.*
2. *Александров В.Е. Переходные процессы бокового движения нейтральной контрольной парашютной системы / В.Е. Александров, П.И. Иванов, А.Ю. Куянов // Сборник трудов НТК «Компьютерное моделирование в наукоемких технологиях». Харьковский нац. ун-т имени В.Н. Каразина, Харьков 24-27 апреля 2012 г. – Х.: ХНУ им. В.Н. Каразина, 2012. – С. 24.*

Поступила в редколлегию 18.01.2013

Рецензент: канд. техн. наук проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ОЦІНКА РОЗСІЮВАННЯ РОЗРАХУНКОВОЇ ТОЧКИ ДЕСАНТУВАННЯ ОБ'ЄКТУ З ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ-НОСІЯ

П.І. Іванов, О.Ю. Куянов, Р.П. Іванов

В даній роботі автори розглядають ряд фактів, що впливають на відхилення точки десантування об'єкту з літального апарату від очікуваної. Була складена математична модель для оцінки розсіювання її положення при умові впливу на літальний апарат бокової розсіючої вітру. Були отримані точні аналітичні рішення для швидкості зміни бокового вітру ЛА та його відхилення від курсу. Були наведені приклади та представлені результати комп'ютерного моделювання досліджуваних процесів. Був запропонований алгоритм побудови комп'ютерної імітаційної моделі статистичних випробувань, яку можна взяти за основу для подальших досліджень в даній області, аж до розробки прикладних методик.

Ключові слова: точка десантування, літальний апарат, математична модель.

ANALYSIS OF ADJUSTED AIR RELEASE POINT DISPERSION OF THE OBJECT FROM THE AIRCRAFT-CARRIER

P.I. Ivanov, A.Y. Kuyanov, R.P. Ivanov

The authors of this work studies a range of factors that influence on the air release point aberrance of the object from the aircraft from the expected one. There was made a mathematical model to analyze its dispersion in conditions of crosswind influence on the aircraft. There were received accurate analytical solutions for the side movement speed of the aircraft and its aberrance from course. There were made examples and shown the results of computer modeling of studied processes. There was offered an algorithm of computer imitation modeling of statistics testing, which can be the basis for the further studies in this field up to development of applied methods.

Keywords: discharge point, aircraft, mathematical model.