

3. Медведев С.В. Об одном алгоритме нормализации негамильтоновых систем // Рукопись депон. ВИНТИ, 1979, № 2719-78, деп. - 33 с.
4. Stepanov A.V. The sign-definite criterion of a homogeneous polynomial in a cone // J. Appl. Maths. Mechs, vol. 56, № 4, 1992. PP. 576-580.

Поступила в редколлегию 11.05.2001 г.

УДК 629.734.7.018.7

П.И. ИВАНОВ, канд. техн. наук, НИИ аэроупругих систем, Феодосия

К ВОПРОСУ О МЕТОДИКЕ ОЦЕНКИ РЕЖИМОВ НИЗКОВЫСОТНОГО ДЕСАНТИРОВАНИЯ

Представлены результаты разработки алгоритма методики расчета характеристик процесса низковысотного десантирования грузов.

Парашютные системы (ПС) для низковысотного десантирования, включая подъемно-тормозные парашюты (ПТП), применяются при необходимости экстренной доставки грузов или боевой техники с большой степенью точности непосредственно в точку доставки [1]. Например, терпящим бедствие экипажам кораблей, самолетов, окруженным противником группировкам войск и т. д.

Схема действия ПС низковысотного десантирования заключается в следующем. Самолет-носитель подходит к точке сбрасывания на малой высоте с открытым грузолюком, рис.1.

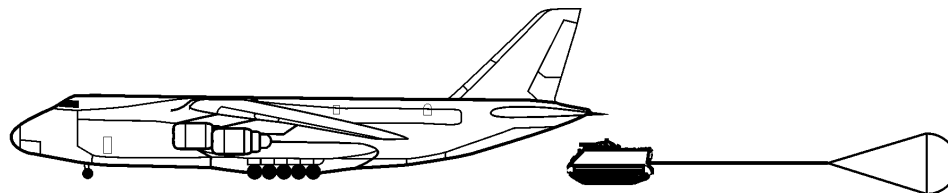


Рис.1 Схема процесса низковысотного десантирования

В некоторой расчетной точке вводится в действие вытяжной парашют, который, наполняясь, извлекает тормозной парашют, и уже он извлекает груз из грузолюка. В момент отделения от носителя горизонтальная скорость носителя достаточно большая, а вертикальная близка к нулю. Из-за небольшой высоты десантирования вертикальная составляющая скорости к моменту приземления существенно не возрастет. Горизонтальная составляющая частично гасится тормозным парашютом. Таким образом, к моменту приземления результирующая скорость будет относительно небольшой и близка к горизон-

тальной. Горизонтальная составляющая является касательной к поверхности, что позволяет за счет сил трения скольжения (или качения) дополнительно погасить скорость после движения по поверхности приземления. Вертикальная составляющая гасится системой амортизации.

Систему уравнений, описывающую динамику движения системы груз-парашют при ее движении по траектории, в проекциях на оси земной нормальной системы координат, рис 2, можно представить в следующем виде:

$$mg - c_x S \frac{rV^2}{2} \sin q = m \frac{dV_y}{dt}; \quad -c_x S \frac{rV^2}{2} \cos q = m \frac{dV_x}{dt};$$

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}; \quad \sin^2 q + \cos^2 q = 1.$$

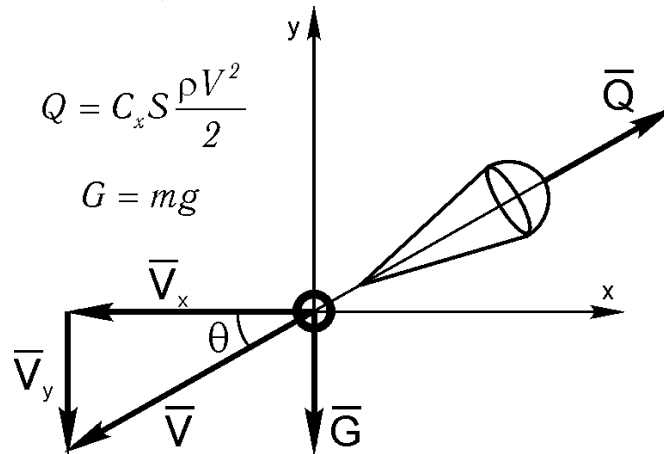


Рис.2 К выводу системы уравнений движения системы груз-парашют

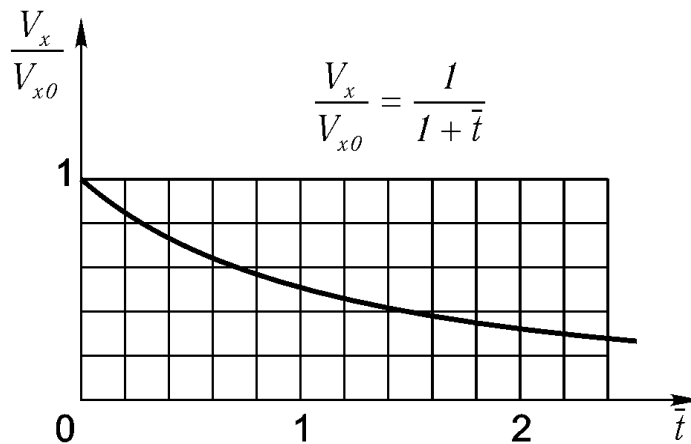


Рис.3 Зависимость безразмерной скорости торможения от безразмерного времени движения

При низковысотном десантировании изменением траекторного угла за время десантирования можно пренебречь. Тогда $\sin q \approx 0$, $\cos q \approx 1$ и мы получаем систему уравнений, приближенно описывающую процесс на этапе низковысотного десантирования:

$$mg = m \frac{dV_y}{dt}; \quad -c_x S \frac{r(V_x^2 + V_y^2)}{2} = m \frac{dV_x}{dt}.$$

Из первого уравнения системы получим:

$$V_y = gt.$$

Подставляя его во второе, получим:

$$-c_x S \frac{r}{2} (V_x^2 + g^2 t^2) = m \frac{dV_x}{dt}.$$

Пусть $A = c_x S \frac{r}{2}$. Тогда последнее уравнение примет вид:

$$-AV_x^2 - Ag^2 t^2 = m \frac{dV_x}{dt}.$$

Мы получили специальное уравнение Рикатти, решение которого не сводится к квадратурам и не может быть выражено в конечном виде через элементарные функции [2].

Рассмотрим практически важный случай процесса низковысотного десантирования с предельно малых высот, когда к моменту приземления вертикальная составляющая скорости существенно ниже ее горизонтальной: $V_y \ll V_x$. Тогда последнее уравнение предельно

упростится: $-AV_x^2 = m \frac{dV_x}{dt}$. Разделяя переменные и интегри-

руя: $-\frac{A}{m} \int dt = \int_{V_{x0}}^V \frac{dV_x}{V_x^2}$, получим (преобразовав к безразмерному виду)

зависимость потери скорости от времени протекания процесса низковысотного десантирования:

$$\frac{V_x}{V_{x0}} = \frac{1}{1 + \frac{AV_{x0}}{m} t}.$$

Выражение $\frac{V_x}{V_{x0}}$ назовем безразмерной функцией потери скорости при низковысотном десантировании объекта. Выражение $\bar{t} = \frac{AV_{x0}}{m} t$ назовем безразмерным временем низковысотного десантирования.

Из последней формулы, в частности, следует, что уменьшение скорости объекта десантирования вдвое по сравнению со скоростью носителя произойдет в момент времени $t = \frac{m}{AV_{x0}}$. Подбирая характе-

ристики парашюта для заданной высоты десантирования ($A = c_x S \frac{\Gamma}{2}$) и заданной массы m десантируемого груза, можно добиться требуемого снижения скорости груза к моменту приземления (приводнения) для заданного значения скорости носителя V_{x0} в момент сбрасывания.

На рис.3 представлена гиперболическая зависимость $\frac{V_x}{V_{x0}} = f(\bar{t})$, позволяющая оценить потерю скорости для любого набора характеристик груза и парашютной системы. При этом нужно помнить, что чем меньше высота десантирования, тем точнее результаты расчета.

Теперь можно представить алгоритм методики расчета характеристик процесса низковысотного десантирования.

1. Оценивается предельно допустимое значение кинетической энергии $E_k = \frac{mV^2}{2}$ и скорости V десантируемого объекта к моменту контакта с поверхностью, а также угол подхода к поверхности q (из условия прочности или предельно допустимой перегрузки, допустимой величины опрокидывающего момента).

2. По полученным значениям V и q определяются горизонтальная и вертикальная составляющие скорости объекта к моменту контакта с поверхностью: $V_x = V \cos q$; $V_y = V \sin q$.

3. По величине вертикальной составляющей скорости определяются время t протекания процесса низковысотного десантирования и высота h десантирования: $t = \frac{V_y}{g} = \sqrt{\frac{2h}{g}}$.

4. По имеющемуся парку самолетов-носителей определяется диапазон возможных допустимых скоростей и высот для низковысотного десантирования и выбирается тип носителя, если он удовлетворяет десантируемому объекту по условиям грузоподъемности и размерам грузолюка.

5. Для заданной массы объекта десантирования и предполагаемой абсолютной (относительно уровня моря) высоты низковысотного

десантирования $H = f(r)$ подбираются тип и характеристики вытяжного и тормозного парашюта. Рассчитывается коэффициент $A = c_x S \frac{r}{2}$ для тормозного парашюта.

6. Используя зависимость потери скорости от времени протекания процесса низковысотного десантирования $\frac{V_x}{V_{x0}} = f(\bar{t})$, определяем скорость десантирования V_{x0} .

Таким образом, в результате расчета получаем начальные условия для режима десантирования - скорость носителя на момент сбрасывания V_{x0} и высоту h низковысотного десантирования.

В ряде случаев, либо по условиям безопасности для экипажа носителя, либо когда тормозной парашют не может обеспечить эффективного торможения объекта за короткий отрезок времени t , предпочитают десантирование с предельно малых высот с использованием подъемно-тормозного парашюта (ПТП). Применение ПТП может оказаться весьма эффективным при низковысотном, высокой точности бомбометании, когда носителю, после сбрасывания изделия, необходимо время для покидания зоны его возможного поражения.

Сущность эффекта от ПТП заключается в том, что после отделения объекта от носителя и введения в действие ПТП - планирующего парашюта с аэродинамическим качеством, за счет появления подъемной силы удастся существенно уменьшить вертикальную составляющую скорости объекта или даже кратковременно изменить ее знак на противоположный. Это дает возможность, с одной стороны, носителю уйти на достаточно безопасное расстояние от объекта к моменту его встречи с поверхностью, а с другой, выиграть время для более эффективного торможения объекта тормозным парашютом к моменту его приземления.

Здесь также возможна постановка задачи оптимизации - поиска оптимального значения высоты десантирования, обеспечивающей минимальное значение вектора результирующей скорости объекта к моменту его контакта с поверхностью.

Дело в том, что при относительно больших скоростях десантирования и площадях тормозных парашютов уменьшение горизонтальной составляющей скорости проходит значительно интенсивнее, чем увеличение вертикальной составляющей. Это приводит к уменьшению модуля вектора результирующей скорости $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$. Затем наступает момент, когда обе составляющие сравниваются по величине

не, а затем превалировать начинает вертикальная составляющая скорости. Это приводит уже к увеличению вектора результирующей скорости.

Следовательно, задача оптимизации состоит в определении момента времени и потери высоты, на которой результирующая скорость будет минимальна, с тем, чтобы в этот момент обеспечить посадку объекта. Правда, при этом углом q подхода объекта к поверхности варьировать в нужных пределах уже достаточно сложно.

Отметим, что основным проблемным вопросом при использовании ПТП является вопрос обеспечения требуемой ориентации и стабилизации системы объект - ПТП в спутном следе носителя.

В заключение сделаем краткие выводы по результатам выполненной работы.

1. Получена приближенная безразмерная зависимость потери скорости от безразмерного времени протекания процесса низковысотного десантирования.

2. На базе полученной зависимости предложена методика оценки режимов низковысотного десантирования грузов.

Список использованной литературы

1. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. М.: Машиностроение, 1995. – 364с.
2. Камке Э. Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям: Пер. с нем. М.: Наука, 1976.– 576с.

Поступила в редколлегию 17.08.2001 г.