УДК 629.735.33-519(045)

Н. Ф. Тупицин, канд. техн. наук,
Л. В. Тупицина,
А. С. Юрченко, канд. техн. наук, доц.

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК УСТРОЙСТВА ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Институт аэрокосмических систем управления НАУ, e-mail: iasy@nau.edu.ua

Проведен расчет характеристик устройства посадки беспилотного летательного аппарата с помощью тросовой системы. Определена связь между характеристиками устройства посадки и кинетической энергией беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: модель беспилотного летательного апарата, устройство посадки, тормозные ворота, тросовая система, амортизационная пружина, посадочная траектория, скорость посадки.

Вступление и анализ проблемы. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА), запускаемые с рук [1] или со стартовой направляющей установки (катапульты), необходимо обеспечить безопасной посадкой. Часто запускаемые таким образом летательные аппараты (ЛА), осуществляют посадку с помощью парашюта. Существуют проекты новых, еще не реализованных на практике, способов посадки БПЛА, в частности, посадка с помощью тросовой системы [2; 3].

Результатом применения устройств посадки (УП) БПЛА, реализующих данный способ, является повышение его экономической и технической эффективности за счет увеличения полезной загрузки ЛА в связи с отсутствием на его борту шасси. Кроме того, посадка ЛА при помощи УП может быть проведена на площадку ограниченных размеров в заданном месте.

Известные УП [2; 3] содержат: трос, растянутый поперек траектории ЛА, тормозной крюк, устройство захвата троса и амортизатор, расположенные на ЛА. В УП [2] штанга тормозного крюка установлена с возможностью поворота вокруг поперечной оси, расположенной выше и позади центра масс садящегося на трос ЛА.

Устройство посадки [3] предполагает наличие размещенного на ЛА тормозного крюка, упругого троса с амортизатором тормозных ворот, а отличается от других устройств тем, что имеет первые и вторые ворота, причем высота размещения троса первых ворот H_1 больше, чем высота размещениня троса вторых ворот H_2 на величину ΔH :

$$\Delta H \geq gL^2 / (2V_{\text{ЛА}}^2), \tag{1}$$

где g – ускорение свободного падения; L – расстояние между посадочными воротами, которое зависит от жесткости тормозного троса и характеристик амортизатора; $V_{\text{ЛА}}$ – посадочная скорость ЛА. Точка закрепления штанги тормозного крюка размещена ниже и сзади центра масс ЛА, садящегося на трос, а амортизаторы – только на первом из тормозных тросов.

При подлете к тормозному канату ЛА должен иметь малую скорость и для обеспечения необходимой подъемной силы большой угол атаки. Такое положение ЛА при посадке препятствует эффективному функционированию тормозного крюка, размещеного в верхней части фюзеляжа, или предполагает значительные размеры крюка. Тормозной крюк в рассматриваемом УП размещен в нижней части фюзеляжа и перед посадкой принимает рабочее положение под действием силы веса.

Первый трос с амортизаторами, за который цепляется тормозной крюк, “гасит” кинетическую энергию БПЛА, а второй трос, размещеный на высоте ниже, чем первый на ΔH, удерживает БПЛА в воздухе, не позволяя ему упасть и повредить элементы конструкции. Разность высот тормозных ворот объясняется возможным снижением ЛА после зацепки тормозного крюка за первый тросс за время $L / V_{\text{ЛА}}$.

Суть изобретения поясняется рис. 1 и 2 и состоит в том, что ЛА при заходе на УП, например по программной траектории, зацепляется крюком *1* за трос *2* ворот *3*. При этом кинетическая энергия ЛА переходить в энергию растяжения пружин *4*.

На ЛА в момент его полного торможения действуют две силы: вес $P_{ЛА}$ и сила натяжения троса $F_н$. Под действием этих сил ЛА после торможения начинает закручиваться около троса *6* ворот *5*. Потом устанавливается равновесие сил $P_{ЛА} = F_н$ и ЛА после снятия с ворот *5* готов к повторному вылету.

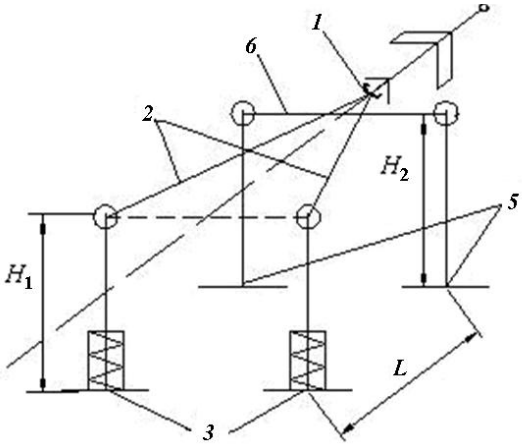

Рис. 1. Устройство посадки в момент максимального растяжения тормозного троса первых ворот на этапе торможения ЛА

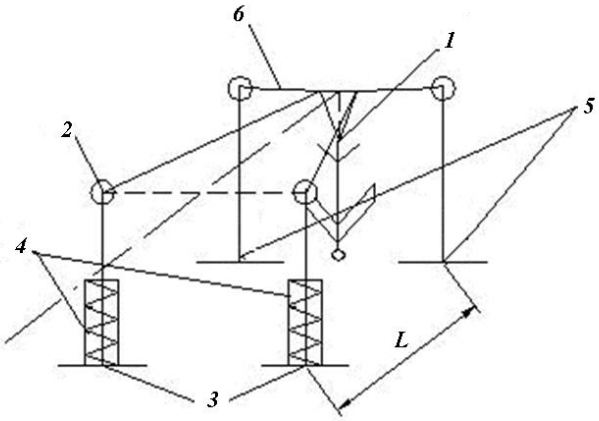

Рис. 2. Устройство посадки в момент установившегося равновесия сил, действующих на ЛА

Из анализа УП [3] следует, что первый трос совместно с демпфирующей системой *3*, как это показано на рис. 2, работает на растяжение и должен парировать кинетическую энергию движения ЛА, а второй трос – жесткий и служит для удержания ЛА в подвешенном состоянии. Очевидно, что прочностные характеристики обоих тросов и размеры посадочных ворот определяются массогабаритными характеристиками ЛА и его скоростью при посадке.

Тросовая система, состоящая из двух ворот, позволяет уменьшить высоты размещения тросов H_1 и соответственно H_2 над землей или посадочной площадкой, а также понизить величину продольной перегрузки, действующей на ЛА при посадке за счет снижения коэффициента жесткости амортизационных пружин (АП) $K_П$. Кроме того, наличие двух ворот увеличивает частоту колебаний ЛА $f_{ЛА}$, так как величина $f_{ЛА}$ обратно пропорциональна $\sqrt{l}$, где l – длина подвеса ЛА на тросе вторых ворот.

Постановка задачи. Необходимо обосновать характеристики системы посадки ЛА, а именно определить:

– высоту и ширину ворот;

– расстояние между воротами.

– параметры тросов и амортизационных пружин.

При реализации УП [3] для заданного типа ЛА необходимо:

– выбрать и обосновать систему наведения ЛА на первый трос, поскольку существующие недорогие навигационные датчики не позволяют обеспечить заданную точность посадки;

– расчитать посадочные траектории ЛА;

– расчитать временя затухания колебаний ЛА на втором тросе при угле его отклонения от вертикальной оси, не превышающем 90°.

Пути решения задачи. Как следует из формулы (1), разность высот размещения тросов для рассматриваемого диапазона скоростей ЛА и расстояния $L \leq 2$ м должна быть не менее 0,1 м. При уменьшении величины L до (1,0–0,5) м минимальное значение ΔH понижается на порядок.

Для экспериментальной проверки функционирования УП [3] изготовлена модель БПЛА нормальной схемы высокоплана (рис. 3) со следующими весовыми и геометрическими характеристиками: вес БПЛА $G_{взл}$ = 6,5 Н; длина модели $l_{кор}$ = 0,5 м; размах прямоугольного крыла $l_{кр}$ = 0,7 м; площадь крыла S = 0,077 м^2; хорда крыла $b_к$ = 0,11 м; размах V-образного прямоугольного горизонтального оперения (ГО) $l_{ГО}$ = 0,24 м; площадь ГО $S_{ГО}$ = 0,0144 м^2; установочный угол ГО $\varphi_{ГО}$ = 45°; хорда ГО $b_{ГО}$ = 0,06 м; размах (высота) вертикального оперения (ВО) $l_{ВО}$ = 0,12 м; площадь ВО $S_{ВО}$ = (0,56 – 0,708) м^2.

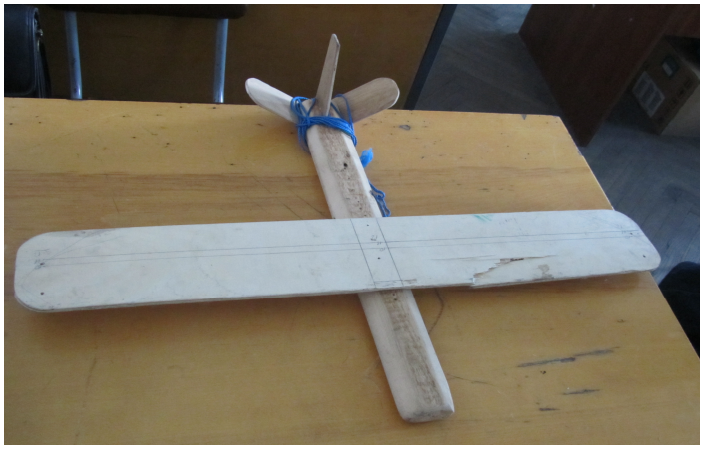

Рис. 3. Модель БПЛА

Запуск модели на УП проводился двумя способами:

– с руки с начальной скоростью $V_{ЛА1}$ =14,7 м/с;

– путем разгона БПЛА на тросе при движении его по окружности со скоростью $V_{ЛА2}$ = 16,8 м/с.

Во втором случае осуществить зацепление с помощью крюка БПЛА за трос значительно сложнее, чем в первом.

При зацеплении ЛА за трос первых ворот после ряда колебаний, как это показано на рис. 4 и 5, ЛА неподвижно зависал на тросе вторых ворот.

Важным моментом посадки БПЛА является фиксация максимального растяжения АП для исключения возвратно-поступательных движений ЛА. Технически проще реализовать фиксацию для АП, например при помощи выдвижной подпружиненной пластини, чем для троса. Будем предполагать, что тросы обоих ворот не эластичны. В этом случае существует простая зависимость между величиной изменения длины АП Δl и суммой величин $(L+l)$:

$$\Delta l = \sqrt{(L+l)^2 + (L_В/2)^2} - L_В/2, \quad (2)$$

где $L_В$ – ширина первых ворот.

Рис. 4. Положение ЛА в процессе колебаний при максимальном угле отклонения от вертикальной оси

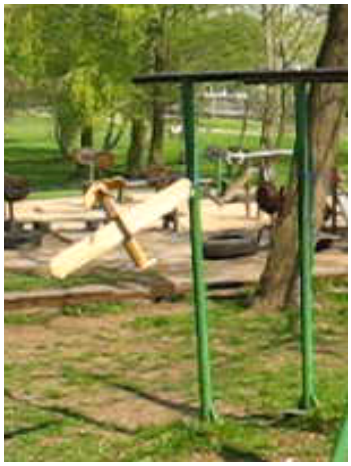

Рис. 5. Положение ЛА в процессе колебаний после двух полных колебаний

Предположим, что при зацеплении троса происходит абсолютно неупругий удар, т. е. удар, при котором скорости ЛА с тросом в точке сцепления становятся равными и продолжают дальнейшее движение как единое тело.

Теперь задачу расчета посадки ЛА на трос можно свести к известной задаче теоретической механики [4]. Считая в первом приближении, что при торможении ЛА его кинетическая энергия переходит в потенциальную энергию растянутого троса, запишем

$$\frac{m_{ЛА} V_{ЛА}^2}{2} = K_П \frac{(\Delta l)^2}{2}, \quad (3)$$

где $m_{ЛА}$ – масса ЛА; $K_П/2$ – жесткость каждой из АП первых ворот.

Система уравнений (2) и (3) определяет связь между параметрами УП и кинетической энергией ЛА при посадке.

Из уравнения (2) следует, что длина подвеса ЛА на тросе вторых ворот зависит от трех аргументов:

$$l = \sqrt{(\Delta l)^2 + \Delta l L_{\text{В}}} - L\,, \tag{4}$$

причем эта зависимость справедлива только при выполнении условия

$$\sqrt{(\Delta l)^2 + \Delta l L_{\text{В}}} \geq L.$$

Зависимости величины l от аргумента Δl в приведенных координатах согласно уравнению (4) при заданных значениях $L = 0{,}5$ м и $L_{\text{В}} = 2$ м (кривая *1*), $L = 0{,}5$ м и $L_{\text{В}} = 1{,}5$ м (кривая *2*) показаны на рис. 6.

Из уравнений (2) и (3) можно определить значение потребной жесткости АП в зависимости от кинетической энергии ЛА и величин L, l, $L_{\text{В}}$:

$$K_{\text{П}} = \frac{m_{\text{ЛА}} V_{\text{ЛА}}{}^2}{(\sqrt{(L+l)^2 + (L_{\text{В}}/2)^2} - L_{\text{В}}/2)^2}\,. \tag{5}$$

Зависимости величины $K_{\text{П}}$ от скорости $V_{\text{ЛА}}$ в приведенных координатах, согласно уравнению (5) при заданных значениях $m_{\text{ЛА}}$=20 кг, $l = 1$ м, $L = 0{,}5$ м, $L_{\text{В}} = 2$ м (кривая *1*) и $m_{\text{ЛА}} = 20$ кг, $l = 1$ м, $L = 0{,}5$ м, $L_{\text{В}} = 1{,}5$ м (кривая *2*), показаны на рис. 7.

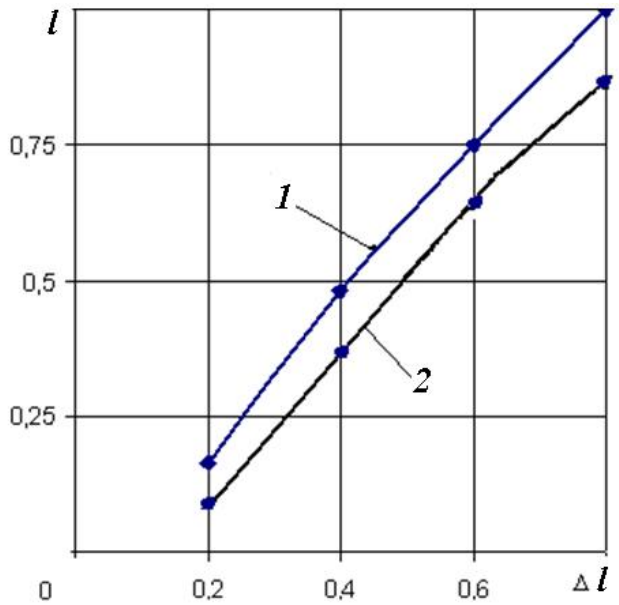

Рис. 6. Зависимости длины подвеса ЛА на тросе вторых ворот от величины изменения длины АП

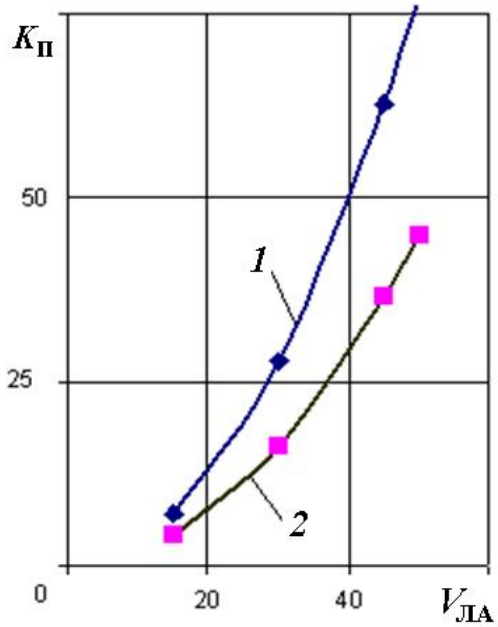

Рис. 7. Зависимости потребной жесткости АП от скорости ЛА

Решить задачу наведения ЛА на УП можно с применением лазерной системы (ЛС), которая будет определять «трубку» посадочных траекторий (рис. 8). Установка в носовой части ЛА зеркального отражателя позволит системе управления ЛА фиксировать его отклонение от заданной траектории и при помощи органов управления устранять это отклонение. Размещение ЛС над тросовой системой обусловлено особенностями посадки ЛА.

Радиус «трубки» посадочных траекторий $R_{\text{т}}$, который задается ЛС и УП, зависит от маневренных характеристик ЛА, а именно от его располагаемой нормальной перегрузки:

$$n_y = a_{\text{н}} / g = V_{\text{ЛА}}^2 / R_{\text{ЛА}}\,, \tag{6}$$

где $R_{\text{ЛА}}$ – радиус разворота ЛА.

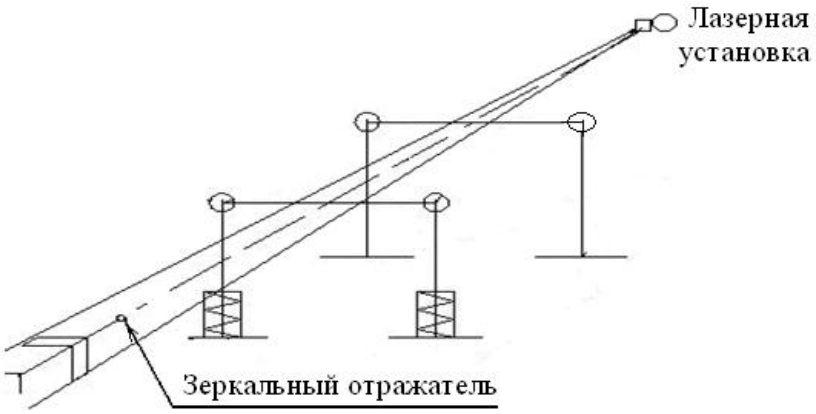

Рис. 8. Схема наведения ЛА на устройство посадки

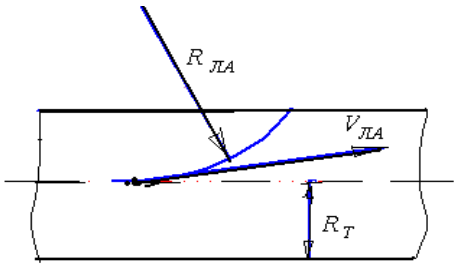

Рис. 9. «Трубка» посадочных траекторий

Время выхода ЛА из «трубки» посадочных траекторий (рис. 9) и соответственно время быстродействия системы управления БПЛА ($t_{СУ}$) можно оценить путем деления половины дуги окружности, пройденной ЛА от оси «трубки» посадочной траектории до его границы:

$$t_{СУ} = \frac{\arcsin(\sqrt{R_{ЛА}^2 - (R_{ЛА} - R_Т)^2}}{V_{ЛА}}. \quad (7)$$

Так, например, при значениях $V_{ЛА}$ = 20 м/с, n_y =10; $R_Т$ =0,4 м из формул (6) и (7) получаем, что величина $t_{СУ}$ =0,087 с.

Выводы. Испытания модели БПЛА при его посадке на трос показали, что тормозной крюк необходимо делать жестким и максимально длинным. С увеличением $V_{ЛА}$ увеличивается потребная точность наведения ЛА на УП. Полученные соотношения, связывающие параметры УП и кинетическую энергию ЛА при посадке, могут быть полезны при разработке устройств посадки ЛА на трос.

Список литературы

1. *Птичкин С.* «Стрекозы» для армии» / Сергей Птичкин // Российская газета. – 2011. – 30 марта. Режим доступа – www.rg.ru
2. Патент Российской федерации на полезную модель 43845, Система посадки летательного аппарата на трос. B 64 F 1/02, 2005 / В. В. Редников
3. *Пат.* №53306 Україна, МКИ B64C 25/00. Пристрій для посадки безпілотного літального аппарата / В. М. Синєглазов, М. Ф. Тупіцин, О. О. Удовенко // № u200909337; заявл. 11.09.09; опубл. 11.10.10, Бюл. №19. – 4 с.
4. *Лойцянский Л. Г.* Курс теоретической механики. Т. II./ Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье // М.: Техн.-теор. лит., 1955. – 595 с.

М. Ф. Тупіцин, Л. В. Тупіцина, О. С. Юрченко

Розрахунок характеристик пристрою посадки безпілотного літального апарату

Виконано розрахунок характеристик пристрою посадки безпілотного літального апарата за допомогою тросової системи. Визначено зв’язок між характеристиками пристрою посадки і кінетичною енергією безпілотного літального апарата.

N. F. Tupitsin, L. V. Tupitsina, A. S. Urchenko

A calculation of the device landing characteristics of UAVs

There is considered of the features landing UAV without aerodrom with rope system in the article. A calculation of the device landing characteristics and control system of UAVs are definded.