

Двухшнуровая резиновая катапульта для запуска в полет беспилотного летательного аппарата

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

На базе функционального анализа существующих конструкций пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов с направляющими обоснована необходимость разработки пускового устройства рациональной конструкции с использованием резинового амортизатора. Приведен алгоритм расчета методом численного интегрирования составляющих процесса разгона летательного аппарата пусковым устройством предлагаемой конструкции. Описаны устройство и работа конструктивных элементов двухшнуровой резиновой катапульти, а также требования к летательному аппарату, предъявляемые конструкцией катапульти. На основе выполненных расчетов и пробных пусков даны рекомендации по применению пусковых устройств подобной конструкции.

Ключевые слова: летательный аппарат, разгон, пусковая установка, резиновый амортизатор, вращение, скорость, пройденный путь, ускорение, масса, крепление.

Введение

Ни один современный беспилотный летательный аппарат (БЛА) не может эффективно использоваться, если его наземное и стартовое оборудование не обеспечивают надежного хранения и быстрого и безопасного запуска в полет. В процессе запуска в полет летательный аппарат переводится из состояния покоя в состояние свободного полета. Ему пусковым устройством передается запас кинетической и потенциальной энергии, достаточный для разгона до скорости установившегося горизонтального полета.

Пусковое устройство при подготовке и выполнении пуска летательного аппарата обычно решает следующие функциональные задачи:

- обеспечение удобного выполнения всех обязательных операций предполетной подготовки;
- надежное удержание аппарата в стартовом пространственном положении;
- освобождение летательного аппарата в момент старта;
- разгон летательного аппарата до скорости установившегося горизонтального полета при обеспечении на участке разгона потребных угла атаки и устойчивости движения летательного аппарата;
- надежное и быстрое отделение конструктивных элементов пусковой установки от летательного аппарата после выполнения разгона;
- сохранение пусковой установки и ее частей для последующего применения.

Чтобы решить перечисленные выше задачи для каждого конкретного летательного аппарата, выбирают и разрабатывают бортовые устройства и соответствующие им наземные части системы запуска в полет. Летательные аппараты обычно существенно отличаются друг от друга своими техническими характеристиками, и их средства запуска в полет тоже существенно отличаются.

Главным принципом разработки бортовых и наземных элементов системы запуска является получение максимальной надежности запуска в полет беспилотного летательного аппарата. Конструкторы БЛА стремятся минимизировать массу бортовых устройств системы запуска и потребную энергоемкость процесса запуска. При этом обеспечиваются мобильность пусковой установки, простота эксплуатации и минимальное время подготовки пуска.

Процесс разработки средств запуска идет одновременно с разработкой новых и совершенствованием существующих беспилотных летательных

аппаратов. В настоящей статье подробно рассматривается разработка оригинальной конструкции пускового устройства беспилотного летательного аппарата, хорошо удовлетворяющего предъявляемым комплексным требованиям.

1. Пусковые установки с направляющими

Широкое применение для запуска в полет беспилотных летательных аппаратов приобрели пусковые установки с направляющими. Направляющая – это жесткая прямолинейная конструкция, предназначенная для обеспечения заданного направления движущемуся по ней объекту. Направляющая имеет конструктивные элементы крепления на грунте и устанавливается под углом к горизонту. Длина направляющей выбирается такой, чтобы летательный аппарат, движущийся под действием силы от привода, к моменту схода с нее успел разогнаться до эволютивной скорости или скорости горизонтального полета.

Летательный аппарат размещается на направляющей с помощью специальных тележек таким образом, чтобы при движении по ней обеспечивался угол атаки, нужный для схода с направляющей без возмущений. Тележки имеют возможность легко перемещаться по направляющей в одном направлении и обычно крепятся к летательному аппарату с помощью специальных узлов с фиксаторами. После схода БЛА с направляющей пусковой установки фиксаторы открываются, и тележки отсоединяются от аппарата и падают на землю или улавливаются специальными устройствами.

В стартовом положении летательный аппарат на направляющей удерживается специальным замком, предотвращающим его движение под действием силы от привода. Командой на пуск замок открывается, и летательный аппарат начинает разгон.

В качестве приводов в пусковых устройствах с направляющими используются силовые пневматические цилиндры, резиновые амортизаторы. Могут применяться гидравлические, электрические или другие приводы, обеспечивающие потребный для запуска запас энергии. Энергию, необходимую для запуска летательного аппарата, заводят в привод непосредственно перед стартом. Источниками энергии могут служить резервуары со сжатым воздухом, механические лебедки, электрические и гидравлические аккумуляторы и другие соответствующие приводу технические средства.

Связь привода с летательным аппаратом обычно осуществляется с помощью полиспаатов, сокращающих рабочий ход привода и увеличивающих скорость разгоняемого летательного аппарата.

Достоинством пусковых устройств с направляющей является обеспечение жесткой фиксации положения летательного аппарата в потоке до достижения им скорости полета, достаточной для уверенного маневрирования. На рис. 1 и рис. 2 представлены БЛА на пусковых установках с направляющими.

К недостатком следует отнести достаточно большие габариты и вес пусковой установки, большую трудоемкость монтажно-демонтажных работ в эксплуатации, большое количество взаимосвязанных и достаточно сложных конструктивных элементов

В процессе запуска помимо летательного аппарата разгоняются до больших скоростей стартовые тележки, что требует во-первых, дополнительных затрат энергии на разгон, и, во-вторых – решения проблемы сохранения тележек для последующей эксплуатации.



Рис. 1. Пусковая установка с направляющей и моделью СЛМТ-10



Рис. 2. Беспилотный летательный аппарат «Hermes 450» на направляющей пусковой установке финской фирмы Robonics

2. Двухшнуровая резиновая катапульта

Стремление упростить пусковую установку, уменьшить ее вес, расходы энергии на запуск летательного аппарата и снизить трудоемкость транспортно-монтажных работ, связанных с пусковой установкой, привели к разработке оригинальной конструкции. В исходном положении пусковая установка имеет вид, представленный на рис. 3.

Идея пусковой установки состоит в том, что вместо направляющей применен натянутый резиновый амортизатор, расположенный под нужным углом к горизонту. Летательный аппарат в стартовом положении располагается на поворотной рамке, удерживаемой в исходном состоянии подкосом с замком. Необходимый угол резиновому амортизатору придает промежуточная поворотная стойка, поднимающая крепежный конец амортизатора над поверхностью грунта.

Чтобы стойка не вставала на пути летящего аппарата, она, в свою очередь, посредством растянутого резинового шнура через промежуточный ролик, трос и лебедку крепится к грунту.

После открытия замка подкоса опорной рамки резиновые шнуры начинают сокращаться. Рамка, вращаясь вокруг своей оси, заставляет летательный аппарат, увлекаемый резиновым шнуром, ускоренно двигаться по окружности вверх и вперед. Второй резиновый шнур, прикрепленный через трос к поворотной стойке и через трос и промежуточный ролик к лебедке, поворачивает стойку, передавая через нее и первый резиновый шнур дополнительное стартовое усилие летательному аппарату.

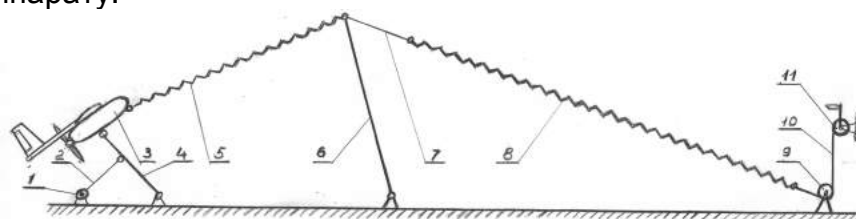


Рис. 3. Схема двухшнуровой резиновой катапульти:

1 – замок подкоса; 2 – подкос опорной рамки; 3 – беспилотный летательный аппарат; 4 – опорная рамка; 5 – основной резиновый шнур; 6 – стойка; 7 – трос; 8 – дополнительный резиновый шнур; 9 – промежуточный ролик; 10 – трос; 11 – лебедка

После ухода с рамки летательный аппарат движется вдоль сокращающегося первого шнура установки. Движение БЛА – устойчивое, и возникающие возмущения гасятся автоматически.

Поворотная стойка под действием второго шнура поворачивается в сторону движения аппарата, незначительно уменьшая угол наклона к горизонту первого жгута. К моменту, когда летательный аппарат достигнет места, в котором в исходном положении находился верхний конец поворотной стойки, там уже ничего не будет, поскольку стойка, увлекаемая вторым шнуром, повернется и освободит пространство для пролета аппарата. После ухода летательного аппарата с катапульты опорная рамка с подкосом, резиновые шнуры и стойка падают на грунт и останавливаются.

В НИИ ПФМ ХАИ были разработаны и испытаны на макетах два варианта резиновых двухшнуровых катапульт, которые подтвердили их работоспособность, надежность и простоту эксплуатации.

Преимуществами пускового устройства подобной схемы являются:

- отсутствие громоздкой направляющей с пусковыми тележками;
- сравнительная простота монтажно-транспортных операций при эксплуатации;
- простота и надежность приведения катапульты в рабочее состояние;
- отсутствие лишних разгоняемых конструктивных элементов и, как следствие, рациональное использование энергии силового привода катапульты;
- легкость сохранения элементов катапульты к последующему применению;
- минимальные и простые конструктивные доработки летательного аппарата.

На рисунках 4 и 5 представлены фотографии беспилотного летательного аппарата «Бекас», установленного на двухшнуровую резиновую катапульту



Рис. 4 Общий вид двухшнуровой катапульты с БЛА «ХАИ-112»



Рис. 5 БЛА «ХАИ -112» на рамке двухшнуровой катапульты

3. Расчет процесса разгона летательного аппарата двухшнуровой катапульты

Расчет параметров движения в процессе разгона летательного аппарата двухшнуровой катапульты может быть проведен методами численного интегрирования. Для расчета есть все необходимые исходные данные: массово-инерционные характеристики движущихся элементов, направления движения и действующие силы. Движение летательного аппарата можно рассматривать как плоско-параллельное под действием сил от растянутых основного и дополнительного резиновых шнуров.

3.1. Расчет основного движения

В процессе расчета основного движения участвуют следующие параметры:

P_p – сила натяжения резинового шнура [м];

L – длина недеформированного резинового шнура [м];

S – путь, пройденный аппаратом [м];

K_G – коэффициент жесткости резинового шнура, отношение приложенной силы к относительному удлинению шнура в процентах. [кг/%]

n – количество шнуров [ед]

P_B – сила тяги воздушного винта [кг]

h_p – высота стартовой рамки [м].

H – высота стойки, [м].

θ - угол наклона траектории движения к горизонту [град].

ϑ_p - угол наклона рамки в стартовом положении [рад].

α - угол атаки аппарата [град].

Расчет ведется пошагово. Для текущего состояния системы определяются силовые и кинематические характеристики. Задается малый отрезок времени, для которого пересчитываются все участвующие параметры и разницы текущих значений параметров от предыдущих. В приведенных формулах параметры имеют соответствующие индексы.

Сила натяжения резинового шнура:

$$P_p = \frac{0,8L - S}{L} 100 \cdot K_G \cdot n.$$

Горизонтальная составляющая силы растянутого шнура:

$$P_{px} = P_p \cdot \cos \theta.$$

Вертикальная составляющая силы растянутого шнура:

$$P_{py} = P_p \cdot \sin \theta.$$

Вертикальная составляющая силы при движении на рамке:

$$P_y = P_p \cdot \sin \theta + P_g \cdot \sin(\theta + \alpha) - G + \frac{V_x^2 \cdot G}{g \cdot h_p} \cdot \cos \left(\vartheta_p - \frac{S}{h_p} \right).$$

Горизонтальное ускорение:

$$a_x = \frac{P_x + P_g \cdot \cos(\theta + \alpha)}{m} = \frac{P_x \cdot g}{G}.$$

Вертикальное ускорение:

$$a_y = \frac{P_y}{m} = \frac{P_y \cdot g}{G}.$$

Горизонтальная составляющая скорости:

$$V_x = V_{xnp} + \frac{a_{xnp} + a_{xmек}}{2} \cdot (t_{мек} - t_{np}).$$

Вертикальная составляющая скорости:

$$V_y = V_{ynp} + \frac{a_{ynp} + a_{yмек}}{2} \cdot (t_{мек} - t_{np}).$$

Элементарная горизонтальная составляющая пути:

$$dS_x = \frac{V_{xnp} + V_{xmек}}{2} \cdot (t_{мек} - t_{np}).$$

Элементарная вертикальная составляющая пути:

$$dS_y = \frac{V_{ynp} + V_{ytek}}{2} \cdot (t_{тек} - t_{np}).$$

Элементарный путь:

$$dS = \sqrt{dS_x^2 + dS_y^2}.$$

Пройденный путь (сокращение жгута):

$$S = S_{np} + S_{тек}.$$

Горизонтальная составляющая пути

$$S_x = S_{xnp} + S_{xтек}.$$

Вертикальная составляющая пути (высота)

$$S_y = S_{ynp} + S_{yтек}.$$

Расчет заканчивается когда скорость аппарата достигает потребной величины. Если Аппарат не разгоняется до нужной скорости, то следует увеличивать действующие силы от резиновых амортизаторов и геометрические характеристики рамки и стойки.

3.2. Процесс разгона стойки

После освобождения ЛА стойка начинает двигаться под действием силы растянутого дополнительного резинового шнура, совершая равноускоренное вращательное движение вокруг шарниров основания. Можно считать, что масса стойки увеличивается на массу ЛА и основного резинового жгута. Размещается присоединенная сосредоточенная масса в месте крепления резинового жгута на стойке.

Исходными данными для расчета параметров движения стойки являются:

$m_{ЛА}$ – масса ЛА вместе с основным шнуром и соединительным фалом;

H – высота стойки;

$H_{цм.см}$ - расстояние от центра масс стойки до оси вращения;

$m_{см}$ – масса стойки;

$L_{см.р}$ – расстояние от оси вращения стойки до промежуточного ролика пусковой установки, величина постоянная;

g - ускорение свободного падения;

$N_{рж}$ - число резиновых шнуров в жгуте;

k – коэффициент жесткости резинового шнура, который равен отношению растягивающей силы к относительной деформации шнура.

L_0 – длина недеформированного резинового жгута;

α - угол между стойкой в начальном положении и горизонтальной плоскостью.

Расчет параметров движения ведется в следующем порядке:

1. Записывают постоянные и исходные значения физических величин, участвующих в формировании движения стойки;

- высота стойки H ;
- угол наклона стойки в исходном положении α ;
- расстояние от оси вращения стойки до промежуточного ролика пусковой установки – $L_{см.р}$;
- число резиновых шнуров в жгуте - $N_{рж}$;
- коэффициент жесткости резинового шнура – k ;
- длина недеформированного резинового жгута – L_0 ;

2. Рассчитывают момент инерции стойки с присоединенными массами летательного аппарата и основного резинового жгута:

$$J = \sum_1^n m_i \cdot R_i^2 .$$

3. Определяются в исходном положении стойки момент силы растянутого шнура:

$$M = N_{\text{ржс}} \cdot k \cdot \frac{L_t - L_0}{L_0} \cdot L_{\text{см.р}} \frac{H \cdot \sin \alpha}{L_t} - g \cdot \cos \alpha \cdot (m_{\text{ЛА}} \cdot H + m_{\text{см}} \cdot H_{\text{цм.см}}).$$

4. Рассчитывается угловое ускорение стойки в исходном положении.

5. Назначают малый промежуток времени Δt , за который стойка поворачивается на малый угол $\Delta \varphi$ и получает приращение угловой скорости $\Delta \omega$.

6. Определяется приращение угловой скорости:

$$\Delta \omega = \varepsilon \cdot \Delta t .$$

7. Вычисляют угловую скорость на конце промежутка времени Δt :

$$\omega_1 = \omega_0 + \Delta \omega .$$

8. Определяют приращение угла поворота стойки за время Δt :

$$\Delta \varphi = \Delta t \cdot \frac{\omega_0 + \omega_1}{2} .$$

9. Рассчитывают текущий угол поворота стойки:

$$\varphi_i = \varphi_{i-1} + \Delta \varphi .$$

10. Находят приращение горизонтальной проекции длины резинового жгута:

$$\Delta X = \frac{\pi \cdot \varphi}{180} \cdot H \cdot \cos \left(\frac{180 - \varphi}{2} - \alpha \right) .$$

11. Определяют приращение вертикальной проекции длины резинового жгута:

$$\Delta Y = \frac{\pi \cdot \varphi}{180} \cdot H \cdot \sin \left(\frac{180 - \varphi}{2} - \alpha \right) .$$

12. Рассчитывают длину резинового жгута в новом положении стойки:

$$L_t = \sqrt{\left[X_0 - H \cdot \frac{\pi \cdot \varphi_t}{180} \cdot \cos \left(\frac{180 - \varphi_t}{2} - \alpha \right) \right]^2 + H^2 \left[\sin \alpha + \frac{\pi \cdot \varphi_t}{180} \cdot \sin \left(\frac{180 - \varphi_t}{2} - \alpha \right) \right]^2} .$$

13. Определяется момент от силы растянутого жгута в новом положении стойки:

$$M = N_{\text{ржс}} \cdot k \cdot \frac{L_t - L_0}{L_0} \cdot L_{\text{см.р}} \frac{H \cdot \sin(\alpha + \varphi)}{L_t} - g \cdot \cos(\alpha + \varphi) (m_{\text{ЛА}} \cdot H + m_{\text{см}} \cdot H_{\text{цм.см}}) .$$

Цикл повторяют до окончания расчета.

4. Заключение

Кратко рассмотрены проблемы запуска беспилотных летательных аппаратов в полет. Выполнен сравнительный анализ двух способов запуска: с использованием пусковой направляющей установки и с помощью двухшнуровой резиновой катапульты. Названы достоинства последнего способа перед широко применяемым. Приведен один из возможных способов расчета параметров движения летательного аппарата в процессе разгона, позволяющий вести параметри-

ческий анализ конструктивных и силовых характеристик пусковой установки. Статья может быть полезна специалистам, занимающимся конструированием и эксплуатацией беспилотных комплексов.

Список литературы

1. М.Н. Шульженко. Конструкция самолетов. Шульженко М.Н., Изд. 3-е, перераб. и доп. М., «Машиностроение», 1971, стр 416.
2. Яшин С.А. Основные результаты работ по созданию разгонных ракетных установок для запуска в полет летающих моделей / С.А.Яшин // Проблемы проектирования летающих моделей для исследования критических режимов полета: Сб. науч. тр./ Редкол.: О.Р Черановский и др. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 144 с.
3. Тарг С.М. Краткий курс теоретической механики./ С.М Тарг – М.: Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1970 г- 478 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Поступила в редакцию 05.09.11

Двошнурова гумова катапульта для запуску в політ безпілотного літального апарата

На базі функціонального аналізу існуючих конструкцій пускових пристроїв безпілотних літальних апаратів з напрямними обґрунтовано необхідність розроблення пускового пристрою раціональної конструкції з використанням гумового амортизатора. Наведено алгоритм розрахунків методом числового інтегрування складових процесу розгону літального апарата пусковим пристроєм пропонованої конструкції. Описано пристрій і роботу конструктивних елементів двошнурової гумової катапульти, а також вимоги до літального апарата, пропоновані конструкцією катапульти. На основі виконаних розрахунків і пробних пусків дано рекомендації щодо застосування пускових пристроїв подібної конструкції.

Ключові слова: літальний апарат, розгін, пускова установка, гумовий амортизатор, обертання, швидкість, пройдений шлях, прискорення, маса, кріплення.

Double corded, rubber, launching platform for the unmanned aerial vehicle

On the basis of the functional analysis of existing designs of starting arrangements of unmanned aerial vehicles, there is a necessity for working out a starting arrangement of a rational design with use of the rubber shock-absorber, which design we provide. We provide an algorithm of the calculation by a method of numerical integration of the process to launch an aerial vehicle by aforementioned launcher. Described are the device and the workings of constructive elements for the two corded rubber launcher, and also the requirements to an aerial vehicle, that are required by launcher's construction. On the basis of the implemented calculations and launch trials we provide recommendations on implementation of the launchers of similar type.

Keywords: a flying machine, dispersal, a launcher, the rubber shock-absorber, rotation, speed, covered distance, acceleration, weight, fastening.