

УДК 629.7.085.2

Г. С. Аленченков, аспирант, Ижевский государственный технический университет имени М. Т. Калашникова
 А. Э. Пушкарёв, доктор технических наук, профессор, Ижевский государственный технический университет
 имени М. Т. Калашникова

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И СИНТЕЗ МЕХАНИЗМОВ СТАРТОВЫХ УСТРОЙСТВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МАЛОЙ МАССЫ

Рассмотрен процесс запуска беспилотных летательных аппаратов малой массы с различных стартовых устройств. Определены условия минимизации ударных ускорений при старте.

Ключевые слова: параметрический анализ и синтез механизмов, стартовое устройство, беспилотный летательный аппарат.

Для запуска беспилотных летательных аппаратов самолетного типа, широко используемых в настоящее время, применяются стартовые устройства различных конструкций [1].

Рассмотрим процесс запуска со стартовых устройств двух принципиально разных структурных схем: с вертикальной осью вращения (рис. 1) и с дополнительным инерционным элементом (рис. 2).

Для проведения анализа движения летательного аппарата на катапульте с вертикальной осью вращения рассмотрим этап разгона (рис. 1, а). Учитывается сила тяги винта F , момент двигателя катапульты M и аэродинамическая сила сопротивления

$R = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$. Здесь и далее: c_x – коэффициент сопротивления;

ρ – плотность воздуха; V – скорость летательного аппарата; S – характерная площадь; r – длина плеча катапульты; J – момент инерции вращающихся частей катапульты и летательного аппарата относительно главной оси катапульты; φ – угол поворота плеча катапульты; ω – угловая скорость катапульты; Y – подъемная сила; G – сила тяжести.

В этом случае уравнение вращательного движения

$$J\ddot{\varphi} = Fr + M - c_x \frac{\rho V^2}{2} Sr, \quad \text{или}$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{r(F + M/r - c_x \rho V^2 S/2)}{J}; \quad \text{отсюда} \quad \varphi = \int \omega dt.$$

Скорость $V = \omega r$ сравнивается с $V_{\text{тр}}$ при достижении угла $\varphi_{\text{тр}}$ [2]. Время разгона $t = \int \frac{d\varphi}{\omega}$ при достижении $\varphi_{\text{тр}}$ и $V_{\text{тр}}$.

Силу тяги винта определим как функцию, полученную эмпирическим путем: $F = F_T (1 - e^{-kt})$, где k – постоянный коэффициент, определяемый опытным путем, F_T – установившаяся сила тяги винта в процессе запуска. Аналогичным образом запишем

функцию момента тягового двигателя катапульты: $M = M_K (1 - e^{-k_2 t})$, где k_2 – постоянный коэффициент.

Для стартового устройства со следующими исходными данными: $F_T = 400$ Н; $M_K = 10$ Нм; $r = 4$ м; $J = 800$ кг · м²; $S = 0,5$ м²; $c_x = 0,8$ [3] результаты расчетов, полученные численным методом Адамса – Бэшфорта, приведены на рис. 3. Таким образом, предельная скорость $V_{\text{max}} = 40,615$ м/с достигается за 15–20 с. Из рис. 3, в видно, что движение летательного аппарата в процессе разгона ускоренное, и жесткие удары отсутствуют.

Для аналитического решения примем $F = \text{const}$, $M = \text{const}$. Получим уравнение вида

$$\frac{2J}{r^2 c_x \rho S} \frac{dV}{2 \frac{F + M/r}{c_x \rho S} - V^2} = dt.$$

Обозначив максимально достижимую скорость $V_{\text{max}}^2 = 2 \frac{F + M/r}{c_x \rho S}$, получим:

$$t = \frac{2J}{r^2 c_x \rho S} \frac{1}{2V_{\text{max}}} \ln \frac{V_{\text{max}} + V_1}{V_{\text{max}} - V_1}.$$

Решение возможно при $V_1 < V_{\text{max}}$. Результат аналитического решения: $V_1 = 30$ м/с при $t = 4,8$ с; при этом значения предельной скорости при аналитическом и численном решении V_{max} совпадают. Разница во времени разгона вызвана тем, что аналитическое решение не учитывает параметры усилия тягового двигателя летательного аппарата.

Рассмотрим сход летательного аппарата с направляющих (рис. 1, в). Силами сопротивления, тяжести и подъемной силы на кратковременном участке движения пренебрегаем. Оценим действие динамической нагрузки. Считаем, что ударные нагрузки

возникают в момент перехода бугелей летательного аппарата с прямолинейного участка направляющих на криволинейный (рис. 1, з). В этот момент времени изменение нормальной реакции равно произведению массы летательного аппарата на нормальное ускорение: $\Delta N = m \frac{V^2}{r}$, перегрузка $n = \frac{\Delta N}{mg} = \frac{V^2}{gr}$. При $V = 30$ м/с и $r = 3$ м перегрузка равна 30. Отсюда следует, что для снижения ударных нагрузок криволинейный участок направляющих должен иметь переменную кривизну.

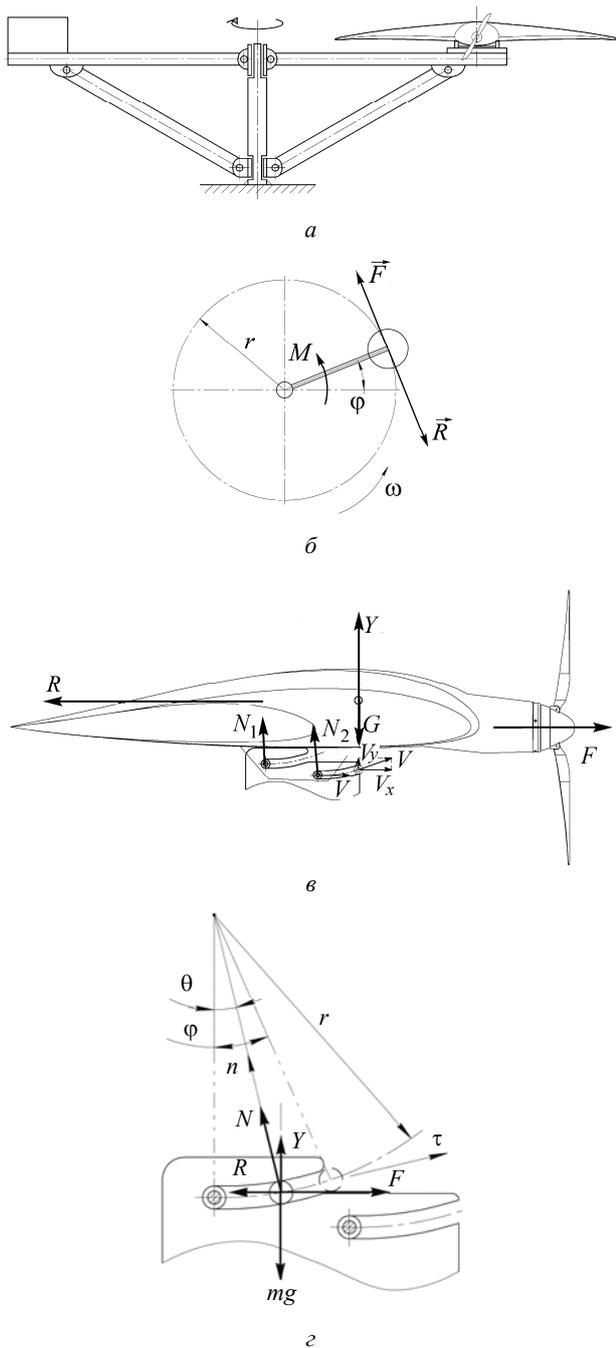


Рис. 1. Стартовое устройство с вертикальной осью вращения: а – схема устройства; б – схема запуска; в – схема крепления летательного аппарата; з – схема для расчета динамической нагрузки при сходе с направляющих

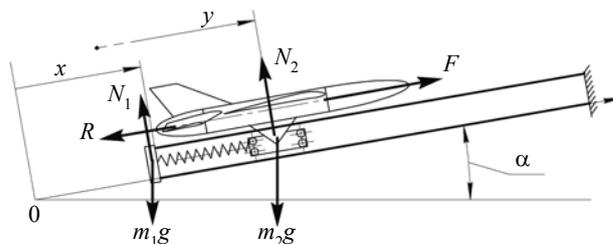
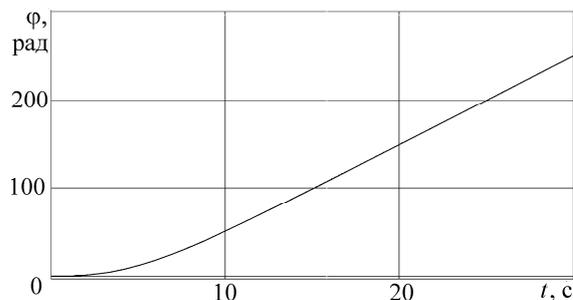
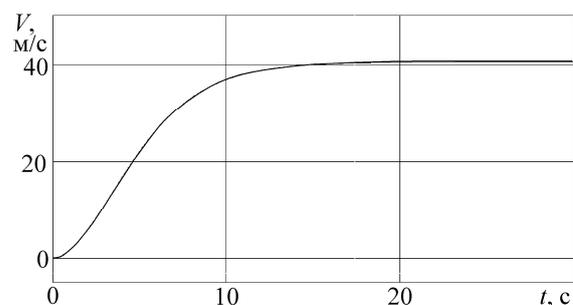


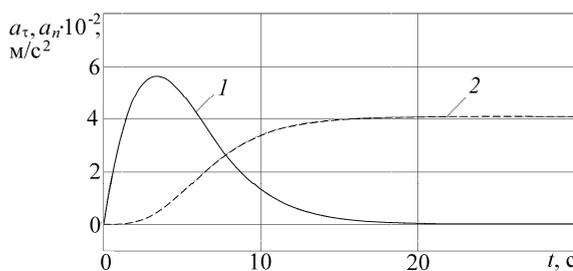
Рис. 2. Катапульта с дополнительным инерционным элементом



а



б



в

Рис. 3. Кинематические параметры старта со стартового устройства с вертикальной осью вращения: а – зависимость угла поворота плеча катапульти; б – зависимость скорости летательного аппарата; в – тангенциальное (1) и нормальное (2) ускорения летательного аппарата

Рассмотрим вторую структурную схему – катапульта, оборудованную дополнительным упругим элементом (рис. 2). При этом приняты следующие допущения: все тела в системе абсолютно твердые; упругие тросы и элементы невесомы, при растяжении подчиняются закону Гука; учитывается движение тележки и летательного аппарата; направляющие катапульти неподвижны; силы трения, колебания и ударные воздействия не учитываются.

Дифференциальные уравнения движения системы с двумя степенями свободы составлены с помощью уравнений Лагранжа второго рода. Обобщенные координаты: x – перемещение инерционного элемента, отсчитываемое от положения равновесия; y – перемещение каретки с летательным аппаратом, отсчитываемое от положения равновесия. Кинетическая энергия системы: $T = T_1 + T_2 = m_1 \dot{x}^2 / 2 + m_2 \dot{y}^2 / 2$, где m_1 и m_2 – приведенные массы дополнительного инерционного элемента с упругим тросом и летательного аппарата с тележкой. Обобщенные силы:

$$Q_x = -(m_1 + m_2)g \sin \alpha - c_1(\lambda_{01} + x) - c_2(\lambda_{02} + x - y);$$

$$Q_y = -m_2 g \sin \alpha - c_2(\lambda_{02} + y - x) - R + F,$$

где c_1 – жесткость упругого троса; c_2 – жесткость пружины инерционного элемента. В результате получим систему дифференциальных уравнений:

$$m_1 \ddot{x} = -c_1 x - c_2(x - y); \quad m_2 \ddot{y} = -c_2(y - x) - R + F.$$

Решение системы дифференциальных уравнений численным методом Адамса – Бэшфорда представлено на рис. 4.

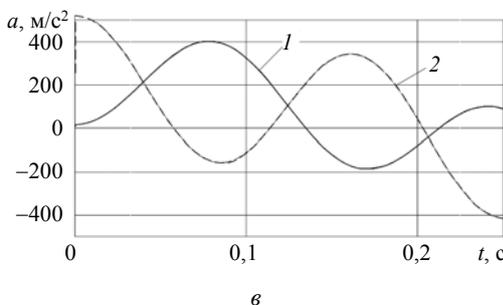
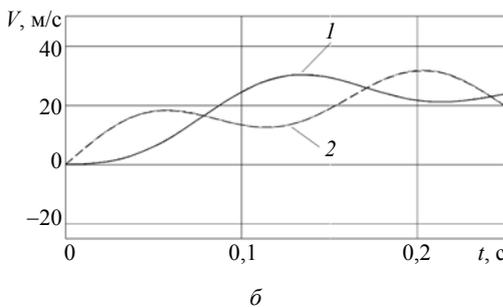
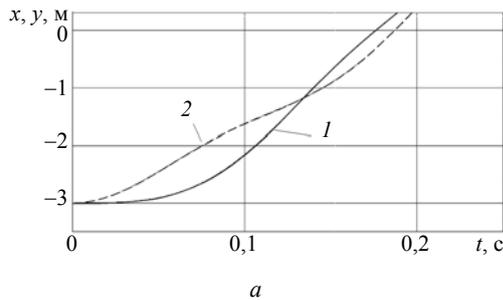


Рис. 4. Кинематические параметры старта с катапульты с дополнительным инерционным элементом: 1 – для летательного аппарата; 2 – для дополнительного инерционного элемента; а – зависимость изменения координаты от времени; б – зависимость изменения скорости от времени; в – зависимость ускорения от времени

Как видно из графиков, ударную нагрузку (вследствие скачкообразного изменения ускорения) воспринимает только дополнительный инерционный элемент, в то время как летательный аппарат в процессе запуска имеет плавное ускорение, изменяющееся по синусоидальному закону.

Для упрощения уравнения и получения аналитического решения исключим сумму сил сопротивления движению и тяги, не превышающую 5 % по отношению к главной действующей силе (силе натяжения троса).

Получим систему дифференциальных уравнений:

$$m_1 \ddot{x} + (c_1 + c_2)x - c_2 y = 0; \quad m_2 \ddot{y} - c_2 x + c_2 y = 0.$$

Отсюда собственные частоты системы:

$$k_1^2, k_2^2 = \frac{c_1 m_2 + c_2 m_1 + c_2 m_2}{2 m_1 m_2} \pm \frac{\sqrt{(c_1 m_2 + c_2 m_1 + c_2 m_2)^2 - 4 c_1 c_2 m_1 m_2}}{2 m_1 m_2},$$

а общее решение принимает вид

$$x = C_1 (c_{22} - k_1^2 a_{22}) \sin(k_1 t + \alpha_1) - C_2 (c_{12} - k_2^2 a_{12}) \sin(k_2 t + \alpha_2);$$

$$y = -C_1 (c_{21} - k_1^2 a_{21}) \sin(k_1 t + \alpha_1) + C_2 (c_{11} - k_2^2 a_{11}) \sin(k_2 t + \alpha_2),$$

где постоянные $C_1, C_2, \alpha_1, \alpha_2$ определяются из начальных условий: $\dot{x}_0 = 0, \dot{y}_0 = 0; x_0 = -\lambda, y_0 = 0$. Коэффициенты формы

$$\beta_1 = \frac{c_2}{c_1 + c_2 - k_1^2 m_1}; \quad \beta_2 = \frac{c_2 - k_2^2 m_2}{c_2}.$$

После определения постоянных $C_1, C_2, \alpha_1, \alpha_2$ и подстановки численных данных для летательного аппарата массой 50 кг получаем в предполагаемый момент запуска $t = 0,13$ с:

с учетом сил сопротивления координата $y(0,13) = 1,313$ м, скорость $V_y = 30,24$ м/с;

без учета сил сопротивления $y(0,13) = 1,38$ м, $V_y = 29,80$ м/с.

Расхождение с численным решением составляет, соответственно,

$$\text{координаты } \eta = \left| \frac{1,313 - 1,38}{1,313} \right| \cdot 100\% = 5,1\%;$$

$$\text{скорости } \eta = \left| \frac{30,24 - 29,8}{30,24} \right| \cdot 100\% = 1,5\%.$$

Проведем сравнение спроектированной катапульты с обычной катапультой для указанного выше летательного аппарата при условии, что перегрузка, действующая на летательный аппарат, не превышает 60, а требуемая расчетная скорость старта равна 30 м/с. Тогда требуемая минимальная длина направляющих в обычной катапульте равна 2,2 м, в катапульте с дополнительным инерционным элементом –

1,5 м при длине разгона летательного аппарата 1 м (длина направляющих определяется суммой хода инерционных элементов по направляющим и ходом каретки с летательным аппаратом). Таким образом, использование дополнительного инерционного элемента позволяет уменьшить длину направляющих стартового устройства на 30 % без превышения нагрузки на летательный аппарат.

Математическая модель старта беспилотного летательного аппарата с катапульты, оборудованной дополнительным инерционным элементом, позволила определить параметры элементов конструкции, обеспечивающие плавное безударное ускорение летательного аппарата, что снижает требования к прочности

летательного аппарата и дает возможность увеличить полезную нагрузку аппарата.

Библиографические ссылки

1. Аленченков Г. С., Пушкарев А. Э. Функционально-структурная модель стартовых устройств летательных аппаратов малой массы // Вестник ИжГТУ. – 2011. – № 2(50). – С. 4–7.
2. Пат. на полезную модель 98396 РФ, МПК В64F 1/06. Катапульта / Г. С. Аленченков, А. Э. Пушкарев. – № 2010119280/11. – Заявлено 13.05.2010. Опубл. 20.10.2010. – Бюл. № 29.
3. Аэродинамика автомобиля / под ред. В. Г. Гухо. – М.: Машиностроение, 1987. – 424 с.

G. S. Alenchenkov, Post-graduate, Kalashnikov Izhevsk State Technical University

A. E. Pushkarev, DSc in Engineering, Professor, Kalashnikov Izhevsk State Technical University

Parametrical Analysis and Synthesis of Starting Device Mechanisms of Low-Weight Pilotless Aircrafts

Process of starting the low-weight pilotless aircrafts from various starting devices is considered. Conditions of minimizing the shock accelerations at start are determined.

Key words: parametrical analysis and synthesis of mechanisms, starting device, pilotless aircraft.

УДК 621.7.06

И. С. Аленченков, аспирант, Ижевский государственный технический университет имени М. Т. Калашникова
А. Э. Пушкарев, доктор технических наук, профессор, Ижевский государственный технический университет имени М. Т. Калашникова

ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОНТРОЛЬНЫХ МЕХАНИЗМОВ РОТОРНЫХ ЛИНИЙ

Составлена математическая модель динамики работы контрольных механизмов роторных линий. Проведен их параметрический анализ и синтез.

Ключевые слова: параметрический анализ и синтез механизмов, роторная линия.

Для уменьшения затрат времени на контроль изделий и технического состояния инструмента автоматической линии между операциями обработки или сборки на транспортных роторах или передающих устройствах для выборочного контроля применяются устройства съема. Также в некоторых случаях они должны обеспечивать возможность устанавливать номер инструментального блока, на котором производилась обработка или сборка данного изделия, чтобы осуществлять мониторинг конкретного инструментального блока, выявлять причины, которые привели к тому или иному отклонению от требований к заготовке на данной операции, принять соответствующие меры (ремонт, замена, исключение блока из процесса обработки).

Автоматические механизмы съема могут приводиться в движение электромагнитами, гидро-, пневмоцилиндрами, электродвигателями. Целесообразно в некоторых случаях использовать энергию подвиж-

ных частей линии с помощью кулачковых, зубчатых, рычажных механизмов [1, 2].

При выборе привода решающую роль играет скорость срабатывания механизма и возврат его в исходное положение, так как скорость движения изделий по руслу может быть значительной, а удары выбрасывателей об изделие не допускаются. Также важна точность момента срабатывания, которая обеспечивается устройствами счета – магнитными (оптическими) датчиками, либо конструктивно за счет профиля кулачка или системы лотков. Механизм счета позволяет установить номер инструментального блока, на котором было обработано изделие, снятое для контроля, а также избежать недопустимых ударов или поломок из-за несвоевременного срабатывания съемника.

Рычажный электромеханический съемник применяется в тех случаях, когда конструктивно невозможно или нецелесообразно устанавливать кулачковый