

УДК 629.7.085

Постановка задачи оптимизации наземных пусковых устройств

Серeda В.А.

*Харьковский авиационный институт (национальный аэрокосмический университет) имени Н.Е. Жуковского, ул. Чкалова, 17, Харьков, 61070, Украина
e-mail: sereda_vlad@ukr.net*

Аннотация

Сформулирована задача оптимизации динамических характеристик наземных пусковых устройств для ввода в полет беспилотных летательных аппаратов. Выбран количественный критерий, позволяющий выявить наилучший вариант катапульты. С помощью специального критерия могущества определены доминирующие и второстепенные внутрисистемные переменные. Представлена модель, которая описывает взаимосвязь внутрисистемных переменных в задаче оптимизации.

Ключевые слова

наземная катапульта; характеристический критерий; внутрисистемные переменные; вариационная задача

Введение

Целью любой инженерной практики является получение оптимальных характеристик проектируемого объекта техники. Наземные пусковые устройства (НПУ) для запуска беспилотных летательных аппаратов (БЛА) представляют собой сложную техническую систему, имеющую множество характеристик. Однако, в зависимости от конкретной выполняемой задачи

существует приоритетное направление по оптимизации. Это может быть обеспечение максимальной скрытности старта, минимизация затрат на осуществление запуска, сокращение времени подготовки и т.д. В статье представлена постановка задачи оптимизации НПУ с точки зрения получения наилучших динамических характеристик.

Постановка классической задачи оптимизации НПУ

В каждой области специализированной техники существует наиболее приоритетное направление совершенствования, которое влечет собой автоматическое выполнение в той или иной степени остальных требований (компактности, мобильности, скорости развертывания, скрытности старта и т.д.). Так потребность размещения НПУ на шасси ограниченных линейных размеров и площади (трейлерах, кузовах, катерах и т.д.) повлекла за собой разработку систем с более совершенными динамическими характеристиками [1].

Постановка классической инженерной задачи оптимизации применительно к классу НПУ должна включать в себя следующие обязательные пункты [2]:

- 1) установление границ подлежащих оптимизации инженерной системы;
- 2) выбор характеристического критерия, который позволяет выявить наилучший вариант НПУ;
- 3) построение модели, которая описывает взаимосвязь внутрисистемных переменных;
- 4) определение внутрисистемных переменных, через которые выражается характеристический критерий.

Рассмотрим каждый из пунктов в отдельности.

1 Установление границ подлежащих оптимизации

Из существующего многообразия современных типов НПУ в качестве предмета рассмотрения выделен катапультный старт, как наиболее

распространенный и целесообразный в условиях наземного запуска легких БЛА. Ограничительным условием на рассмотрение обширного класса катапульт является высокое энергетическое совершенство устройства. К такому классу относятся НПУ для запуска легких БЛА с приводами на основе расширительных машин (импульсные тепловые машины (ИТМ) с холодным или горячим рабочим телом), позволяющие обеспечить высокую стартовую скорость и перегрузку БЛА. Выделенное из окружения беспилотного авиационного комплекса (БАК), приближенное описание реального НПУ сводится к его декомпозиции на отдельные подсистемы: трансмиссию, привод, направляющую и аппарат.

2 Выбор характеристического критерия

Анализ открытых публикаций свидетельствует, что абсолютное большинство современных приводов НПУ обеспечивает регрессивный, т.е. самый невыгодный закон распределения тягового усилия [3]. Низкая полнота циклограммы тяги отражается на пологом характере набора скорости, который в свою очередь приводит к чрезмерному увеличению длины разгонного участка (направляющей).

Таким образом, критерием на основании которого можно выявить наилучший из вариантов НПУ является минимальная длина разгонного участка $L \rightarrow L_{min}$ (направляющей) на котором обеспечиваются необходимые стартовые характеристики V_{min} в условиях ограничения стартовой перегрузки $n_x(x) \rightarrow n_{x\text{ пд}}$ (где $n_{x\text{ пд}} = const$ - предельно допустимое значение).

3 Комплексно-сопряженная модель НПУ

Адекватное описание рабочего процесса в НПУ может быть получено только на основе комплексно-сопряженной модели, которая подразумевает сопряжение газотермодинамической (привод) и механической (трансмиссия) составляющих (рис. 1).

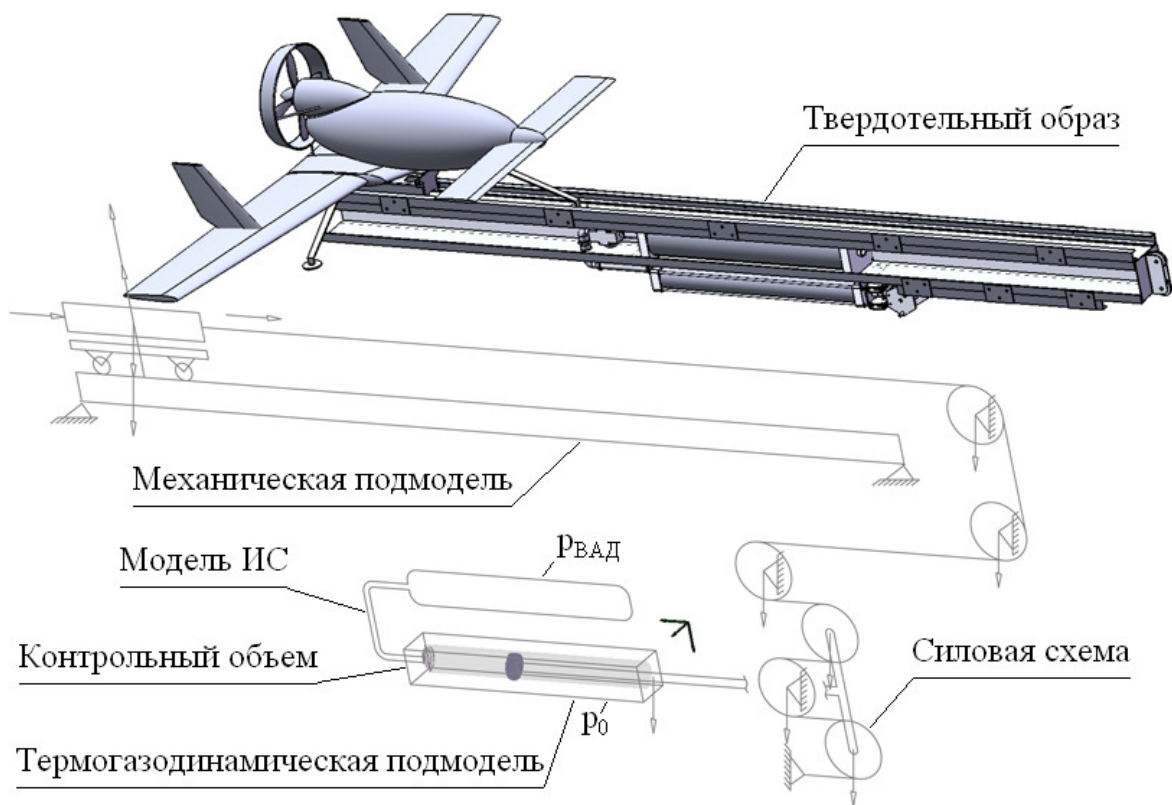


Рис. 1 Структура комплексно-сопряженной модели НПУ

Модель течения в газодинамическом тракте расширительной машины НПУ описывается 9 уравнениями переноса, записанными в потоковом виде [4]: 1 – массы в целом; 2 – энергии; 3...5 – импульса; 6 – концентрации продуктов сгорания; 7 – концентрации горючего; 8 – индивидуального времени реагирующих частиц; 9 – энтропии. Поточковая, или дивергентная форма записи удобна для получения унифицированной формы представления всех уравнений:

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \bar{\Delta}_{(n)}, \quad (1)$$

где $\bar{F} = \rho \left\{ 1, \bar{C}, \vec{w}, \epsilon^0 \right\}$ – обобщенные потоковые вектор–матрицы; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \bar{\Phi}_k$

– вектор–матрица конвективных и волновых процессов;

$\bar{\Phi}_k = \bar{F} w_k + p(0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – проекции вектор–матрицы

конвективных и волновых процессов на оси координат;

$\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho\bar{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho\varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор–матрица «свободных» источников–стоков

(ИС); $\vec{f} = \{f_1, f_2, f_3\}$ – вектор напряженности поля массовых сил; f_1, f_2, f_3 – проекции вектора напряженности; ρ – плотность; ε^0 – внутренняя энергия по полным параметрам; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС; \vec{i}_k – орты прямоугольной системы координат; $(\dots)_k$ – индекс направления в пространстве; $(\dots)_n$ – индексы групп особенностей.

Совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией ИС материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом, и «свободных». На протяжении малых интервалов времени, ассоциированных с временными шагами, такого рода ИС считаются автономными явлениями, к которым применим принцип суперпозиции в виде семейства параллельно–последовательных схем.

Для решения эволюционной задачи используется конечно–разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке. Для расчета параметров «автономного» течения применяется интегро–интерполяционный метод представления разностных аналогов конвективных производных С.К. Годунова. На непроницаемых стенках используется решение задачи о взаимодействии однородного потока газа с преградой, которое представляет собой частный случай задачи о распаде разрыва. Диссипативная сигнатура физического оригинала отображается по принципу контроля над аппроксимационной вязкостью на основании априорных представлений об аналогах объекта исследований [4].

Описание динамики подвижных элементов трансмиссии осуществляется на основании уравнения Лагранжа II рода. Удобство данного уравнения состоит в простой аппликации разнородных с точки зрения особенностей конструкции

и придания вследствие этого механической модели формальной однородности и простоты представления вне зависимости от физического принципа действия трансмиссии [5].

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_K}{\partial \dot{s}} \right) - \frac{\partial E_K}{\partial s} + \frac{\partial E_{II}}{\partial s} = Q_s, \quad (2)$$

где s – обобщенная координата; \dot{s} – обобщенная скорость; E_K – кинетическая энергия системы; E_{II} – потенциальная энергия системы; Q_s – обобщенная сила по перемещению s .

Определяемое на основании (2) положение подвижных частей катапульты является условием сопряжения с газотермодинамической составляющей комплексно–сопряженной модели НПУ (1).

4 Определение внутрисистемных переменных

Несмотря на наличие сходных конструктивных элементов НПУ: направляющей, стартовой тележки, трансмиссии и собственно привода, полезную функцию катапульты можно записать в следующем виде:

$$\Phi_{II} = \{V_{min}, n_x, m_{БЛА}\} \quad (3)$$

Что трактуется следующим образом: катапульта должна обеспечить минимальную скорость ввода в полет V_{min} БЛА массой $m_{БЛА}$ с предельно допустимой перегрузкой n_x . Таким образом, фиксированными параметрами в решении задачи проектирования НПУ следует считать $\{m_{БЛА}, V_{min}, n_x\} = idem$.

Варьируемым параметром, оказывающим основное качественное и количественное влияние на совершение НПУ полезной функции, является тяговое усилие $F(x)$. Поэтому для решения оптимизационной задачи параметризуем модель с помощью факторной матрицы F , состоящей из общих II_o для всех типов НПУ и частных II_q параметров:

$$F = \{II_o, II_q\}. \quad (4)$$

Независимо от конфигурации трансмиссии составляющие общей факторной матрицы будут включать в себя параметры рабочего тела P_{PT} , воздушного аккумулятора давления P_{BAD} и параметры предстартовых настроек системы и БЛА $P_{БЛА}$:

$$\bar{P}_O = \{\bar{P}_{PT}, \bar{P}_{BAD}, \bar{P}_{БЛА}\} = \left\{ \begin{matrix} R \\ T_0 \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} d_M \\ V_0 \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} \theta \\ \delta \end{matrix} \right\}, \quad (5)$$

где R – газовая постоянная; T_0 – начальная температура газа; d_M – диаметр магистрали подвода рабочего тела; V_0 – объем баллона со сжатым воздухом; θ – угол пуска (наклона направляющей к горизонту); δ – угол установки БЛА на направляющей.

Матрица частных параметров имеет специфическое наполнение в зависимости от конкретной конфигурации катапульты. Однако, вне зависимости от типа НПУ она состоит из набора параметров трансмиссии P_T и привода P_{II} – ИТМ.

$$P_q = \{P_T, P_{II}\} = \left\{ \begin{matrix} \dots \\ \dots \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} \dots \\ \dots \end{matrix} \right\}. \quad (6)$$

Для выявления доминирующих и второстепенных параметров факторной матрицы НПУ P_O воспользуемся правилом норм – поставим в соответствие каждому параметру неотрицательное число и установим неравенственные соотношения между ними:

$$P_{PT} \begin{matrix} > \\ < \end{matrix} P_{BAD} \begin{matrix} > \\ < \end{matrix} P_{БЛА}. \quad (7)$$

В качестве нормы любой метательной системы будем использовать модифицированный критерий могущества ствольных (калиберных и надкалиберных) систем [6], который характеризует отношение полезного эффекта и затрат на его получение в эквивалентном выражении [7] (аналог КПД):

$$\eta_{ИТМ} = \frac{E_K}{E_{II}} = \frac{m_{БЛА} V_{min}^2}{2\rho_{инд} \tilde{l} d^3}, \quad (8)$$

где $p_{инд}$ – среднеиндикаторное давление; \tilde{l} – длина расширительной машины в калибрах; d – диаметр цилиндра НПУ (калибр ИТМ).

В стандартной конфигурации НПУ модифицированный критерий могущества принимает эталонное значение $\eta_{ИТМ}^{эт} = 0,524$ при параметрах общей факторной матрицы (в системе СИ, согласно (5)):

$$\bar{P}_o = \left\{ \begin{matrix} 189 \\ 298 \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} 0,01 \\ 41 \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} 12 \\ 0 \end{matrix} \right\}. \quad (9)$$

В результате численных экспериментов получены динамические характеристики катапульта с увеличенным вдвое и фиксированным значением остальных влияющих параметров (рис. 2 и 3). Матрица соответствующих коэффициентов могущества со спецификацией согласно табл. 1 и (5) примет вид

$$\bar{\eta}_{ИТМ} = \left\{ \begin{matrix} 0,512 \\ 0,529 \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} 0,541 \\ 0,542 \end{matrix} \right\}, \left\{ \begin{matrix} 0,513 \\ 0,525 \end{matrix} \right\}. \quad (10)$$

Таким образом, регулирование полезной функции НПУ за счет общих параметров факторной матрицы оказывается неэффективным, т.к. норма предельных изменений КПД составляет $\eta_{ИТМ}^{max} - \eta_{ИТМ}^{min} \approx 3\%$. Поэтому целесообразно оставить постоянными значения матрицы $P_o = idem$ и радикально воздействовать на критерий могущества путем внесения изменений в конструкцию НПУ $P_q = var$.

Таблица 1 – Значение критерия могущества при изменении параметра факторной матрицы

№ ряда	МКМ	Изменяемый параметр	Примечание по настройке модели в связи с изменением параметра вдвое
1 ряд	0,512	$R = 289 \frac{кДж}{кг \cdot K}$	Рабочее тело заменено с CO_2 на N_2
2 ряд	0,529	$T_0 = 323 K$	Температура рабочего тела и окружающей среды
3 ряд	0,541	$d_M = 0,020 м$	Минимальный диаметр сечения всей пневмосистемы
4 ряд	0,542	$V_0 = 82 л$	Баллон удлинён вдвое $L = 1,64 м$

5 ряд	0,513	$\theta = 24^\circ$	Коэффициент трения для стали принимался $f = 0,003$
6 ряд	0,525	$\delta = 2^\circ$	Коэффициент подъемной силы принимался $C_Y = 0,4$

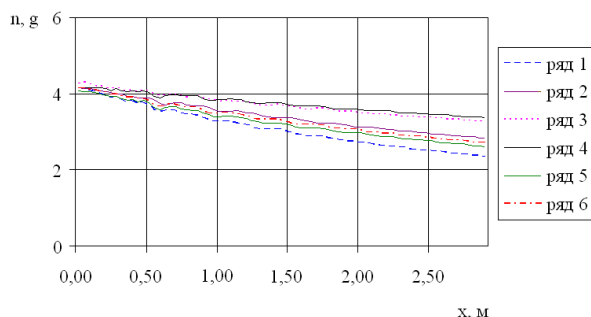


Рисунок 2 – Стартовая перегрузка при переборе влияющих параметров

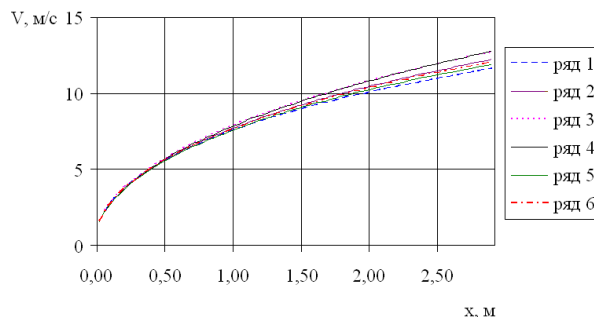


Рисунок 3 – Графики скорости БЛА при различных значениях

Заключение

Улучшение характеристик (получение постоянного усилия) стандартной конфигурации катапульты без глубокой модернизации трансмиссии или привода может быть получено только в пределах нескольких процентов или путем значительных затрат. Поэтому в качестве внутрисистемных переменных выбираются характеристики трансмиссии или привода, присущие конкретной модернизации НПУ.

Способ поиска внутрисистемных переменных путем нормирования специального критерия могущества универсален применительно к любым типам НПУ вне зависимости от типа трансмиссии и привода. Предложенная постановка вариационной задачи, направленной на получение более совершенных динамических характеристик НПУ может быть использована в любом методе ее решения.

Библиографический список

1. SuperWedge Launcher [Электронный ресурс] / Miniature Robotic Aircraft. The Insitu Group Inc. // Bingen, Washington. Режим доступа: <http://www.insitu.com>.

2. Реклейтис Г. Оптимизация в технике [Текст]. В 2-х кн. Кн. 1. / Г. Реклейтис, А. Рейвиндран, К. Рэгсдел – М.: Мир, 1986. – 349 с.
3. Середа В.А. Классификация законов распределения тягового усилия наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов / В.А. Середа // Авиационно–космическая техника и технология. – 2010. – № 4 (71). – С. 63-66.
4. Амброжевич А.В. Обобщенные газодинамические модели и методы численной диагностики нестационарных процессов в газотурбинных и турбопоршневых двигателях: дисс. докт. техн. наук: 05.07.01; защищена 20.03.1998, утверждена 14.10.1998 / Амброжевич Александр Владимирович. – Х., 1997. – 295 с.
5. Середа В.А. Комплексно-сопряженная модель вакуумного наземного пускового устройства легкого беспилотного летательного аппарата / В.А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 3 (80). – С. 30-36.
6. Долженко И.Ю. Метод формирования облика наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов: дисс. канд. техн. наук: 05.07.01; защищена 07.06.12; утверждена 08.08.12 / Долженко Иван Юрьевич. – Х., 2012. – 176 с.
7. Серебряков М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и ракет / М.Е. Серебряков – М.: Оборонгиз, 1962. – 705 с.