

УДК 629.735.33

И.С. АВИЛОВ¹, М.В. АМБРОЖЕВИЧ², В.А. СЕРЕДА²¹ ООО «Научно-промышленные системы», КБ «Взлет», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КОМПЛЕКСНО-СОПРЯЖЕННАЯ МОДЕЛЬ ИНЕРЦИОННОГО СТАРТОВОГО УСТРОЙСТВА ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Разработана технология опережающих исследований рабочего процесса наземных пусковых устройств (НПУ) инерционного типа, включающая в себя физико-математическую модель, метод численного решения системы уравнений модели и средства программной реализации. Приведены результаты численных исследований в следующей форме: индикаторные диаграммы, цветные карты. Состояние моделируемого объекта, как механической системы, отображается актуальным состоянием упрощенного его твердотельного образа. Материалы статьи демонстрируют содержательные возможности предложенного метода прогнозирования, применяемого на начальных стадиях НИОКР.

беспилотные авиационные комплексы, беспилотные летательные аппараты, наземные пусковые устройства инерционного типа, комплексно–сопряженные газодинамические и динамические рабочего процесса, уравнения Лагранжа II рода, численные методы, маховики, трансмиссии, кривошипно-шатунные механизмы

Введение

Характерной чертой прогресса в сфере критических технологий является их комплексный характер в условиях неравноценного развития компонентов. В полной мере это относится и к области беспилотных авиационных комплексов (БАК), где главный вектор эволюции, как и в прочих отраслях, в одностороннем порядке выражен достижениями информационных технологий на фоне общего депрессивного состояния транспортной составляющей. В то время как устойчивая тенденция к миниатюризации информационной компоненты бортового комплекса при условии сохранения функциональных возможностей позволила снизить необходимую полетную массу БЛА на порядки, положение собственно транспортной системы (ТС) в составе БАК не только не претерпело прогрессивных изменений, но во многом деградировало. Общая с полноразмерными аэродинамическими ТС ресурсоемкость ранних стадий проектирования, основывающихся на традиционных подходах, в условиях миниатюризации оказалась экономически неприемлемой. В результа-

те процесс разработки легких ТС был «вынесен за скобки» научно-технического прогресса, а соответствующие разработки приобрели характерный авиамодельный облик. Тем не менее, «неприоритетный» статус ТС не мог не сказаться принципиальным образом на способности БАК выполнять стоящие перед ними задачи в реальной помеховой обстановке.

Так, для гарантированного преодоления ветрового сноса и возможного противодействия ПВО БЛА должен обладать крейсерской скоростью не ниже 100 м/с, а следовательно — относительно высокой нагрузкой на крыло. Для ввода в полет подобного аппарата необходимы соответствующие средства запуска. В данном классе БАК вариант аэродромного базирования, равно как и старт с ускорителем, не имеют под собой целесообразного обоснования. В связи с этим запуск с наземной пусковой установки (НПУ) катапультного типа выглядит безальтернативно.

Анализ ситуации в области разработки НПУ для легких БЛА [1, 2] свидетельствует об отсутствии каких либо системных представлений и традиций про-

ектирования в данной сфере. Задача создания БАК сбалансированного поэлементного совершенства требует для своего решения привлечения новых методов проектирования, в т.ч. и применительно к разработке НПУ.

В настоящей статье представлен пример технологии проектирования НПУ инерционного типа, основывающейся на комплексно-сопряженной термодинамической и динамической модели рабочего процесса. Данная технология позволяет обеспечить необходимое качество проектирования, снижение технического риска и приемлемую ресурсоемкость НИОКР.

Модель и метод исследования

Рабочий процесс НПУ отображается комплексной моделью на основе подмодели (ПМ) привода – двухтактного поршневого двигателя (ПД) [2, 3] и ПМ внешней механической системы в форме замыкающей динамической связи. Для описания свойств механической части НПУ использовались уравнения Лагранжа II рода как наиболее общего и универсального инструмента исследований. В случае механической системы с одной степенью свободы, уравнение Лагранжа II рода имеет следующий вид:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\phi}} \right) - \frac{\partial T}{\partial \phi} + \frac{\partial P}{\partial \phi} = Q_{\phi}, \quad (1)$$

где ϕ – обобщенная координата; $\dot{\phi}$ – обобщенная скорость; T – кинетическая энергия системы; P – потенциальная энергия системы; Q_{ϕ} – обобщенная сила по перемещению ϕ .

Условием сопряжения газодинамической и динамической моделей служит уравнение моментов, действующих на коленчатый вал.

Комплексно-сопряженная модель в совокупности с графической оболочкой, отображающей в масштабе реального времени фазы рабочего процесса в виде мгновенных состояний физических полей

и положений подвижных частей НПУ, позволяет получить ее виртуальный образ.

Постановка и результаты численного эксперимента

В качестве объекта моделирования выступает инерционная НПУ, передовой уровень которого среди механических аналогов был обоснован в [2, 4]. Основными конструктивными элементами НПУ являются ПД, инерционный привод и трансмиссия (полиспастный механизм).

Для синхронной визуализации результатов разработана специальная анимационная оболочка на базе стандартного набора графических средств Visual Fortran [5, 6]. В верхней части левого поля (рис. 1, 2) в виде цветowych карт представлены графики распределения параметров в газоздушном тракте ПД. Внизу располагается изменяющаяся схема включения муфт сцепления маховичного привода НПУ. В центре расположены термодинамическая и расходная диаграммы ПД, а также основные механические характеристики узлов ПУ по фазам ее работы. В правом поле отображается состояние механизмов НПУ.

Класс инерционных НПУ отличается рядом имманентно присущих ему свойств.

1. Момент присоединения массы ассоциирован с максимальной перегрузкой, которую следует ограничивать демпфирующими устройствами.

2. Скорость страгивания БЛА главным образом определяется угловой скоростью маховика, а на характер набора линейной скорости – габаритом.

3. Потеря энергии маховика более чем на 40% приводит к невозможности обеспечения необходимых стартовых характеристик.

4. Параметры схода с направляющей различных запускаемых аппаратов можно варьировать в широком диапазоне, изменяя первоначальную степень разгона маховика.

Для оценки достоверности результатов численного эксперимента использовалось сопоставление с

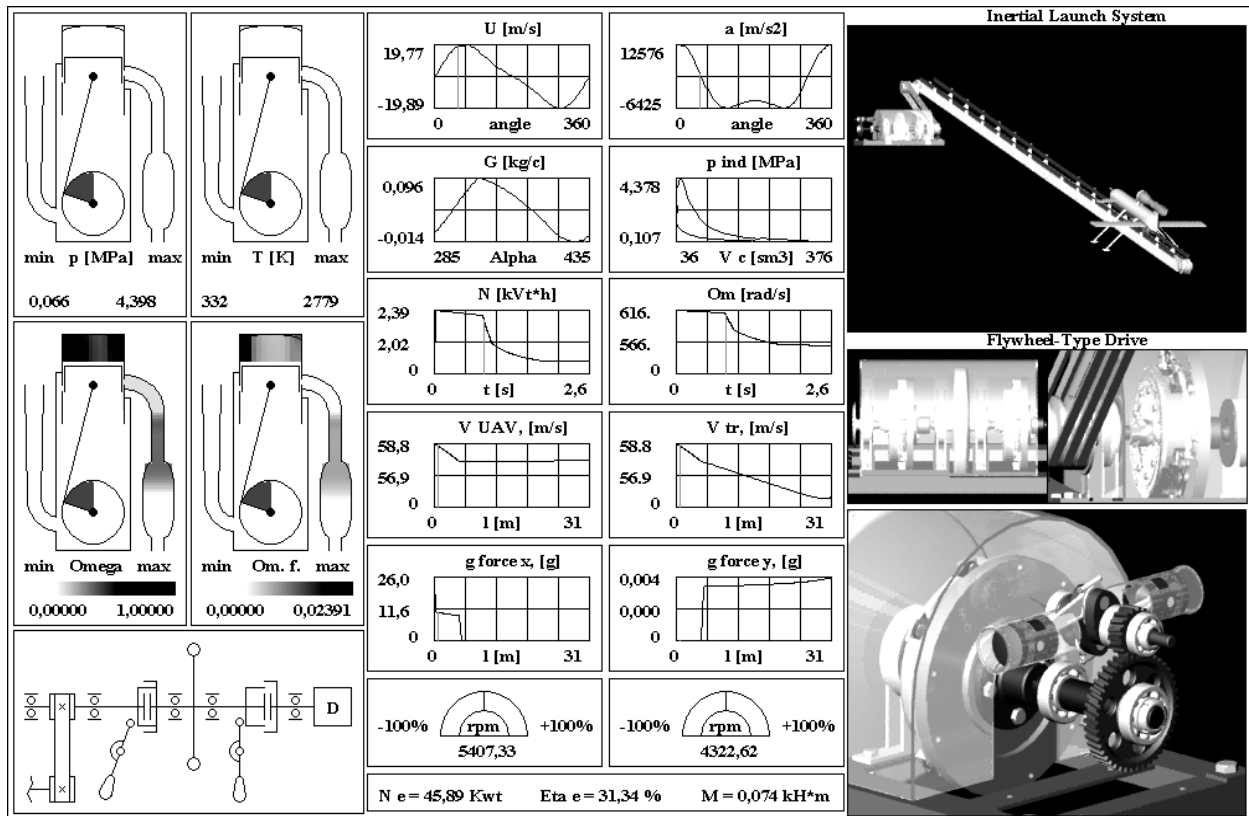


Рис. 1. Параметры инерционной НПУ в момент страгивания БЛА

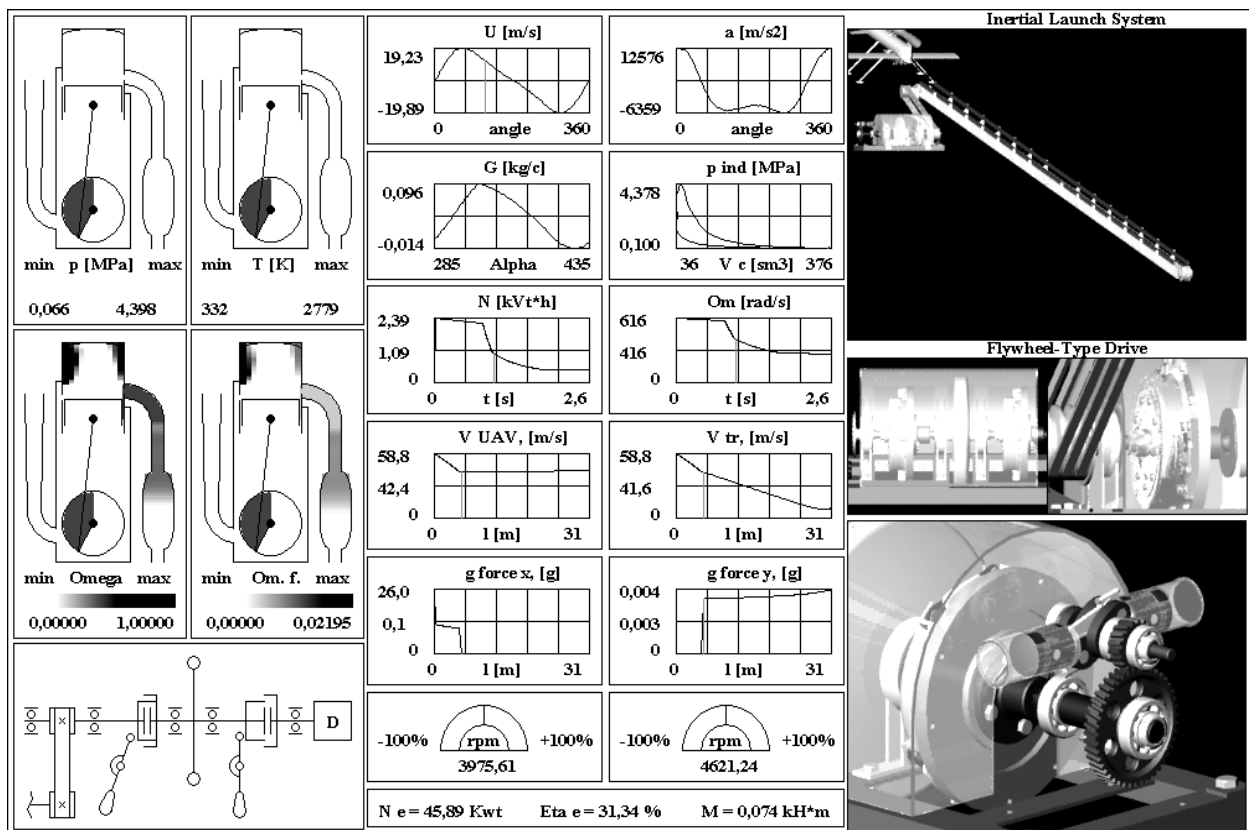


Рис. 2. Параметры инерционной НПУ в момент схода БЛА с направляющей

натурными измерениями, полученными на НПУ, разработанной в КБ «Взлет».

Практический интерес для определения времени повторного запуска представляет циклограмма работы установки (табл. 1).

Хотя для повторного запуска не обязательно дожидаться полной остановки маховика, достаточно разгонным двигателем восстановить энергию маховика, снова намотать трос на барабан и установить новый запускаемый БЛА.

Таблица 1

Циклограмма работы инерционного НПУ

Циклы работы ПУ	Состояние муфт сцепления		t	n , об/мин	V , м/с	n , g
	1 муфта	2 муфта				
1. Раскрутка маховика	Вкл.	Выкл.	5–6 мин	0 – 5900	0	0
2. Холостой ход маховика	Выкл.	Выкл.	5–10 с	5900 – 5610	0	0
3. Передача энергии маховика тележке с БЛА	Выкл.	Вкл.	0,5 с	5610 – 3950	61	11,3
4. Движение каната	Выкл.	Вкл.	5 с	3950 – 2780	53	10,2
5. Торможение маховика	Выкл.	Выкл.	7 с	2780 – 0	–	–

Выводы

1. Опережающие численные исследования на основе предложенной модели и метода, позволяют сформировать облик НПУ на начальных этапах проектирования.

2. Предложенная модель может быть распространена на класс рычажно-инерционных и леерно-инерционных НПУ.

3. Частичная или полная замена натурной доводки численным экспериментом позволяет снизить стоимость и повысить качество НИОКР.

Литература

1. Авилов И.С., Амброжевич А.В., Серeda В.А. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – №2 (38). – С. 15-19.

2. Амброжевич М.В. Комплексно-сопряженная

модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. пр.* – Х.: ХАІ, 2002. – Вип.30. Двигуни та енергоустановки. – С. 37-42.

3. Амброжевич М.В. Интегрированная технология опережающих исследований рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – Вип. 42/7. – С. 78-82.

4. Гулия Н.В. Маховичные двигатели. – М.: Машиностроение, 1976. – 172 с.

5. Бартедьев О.В. Современный Фортран. – М.: Диалог–МИФИ, 2000. – 448 с.

6. Бартедьев О.В. Visual Fortran: Новые возможности. – М.: Диалог–МИФИ, 1999. – 304 с.

Поступила в редакцию 29.02.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.