

Федеральное агентство по делам молодежи (Росмолодежь)

Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

СНТО им. Н.Е. Жуковского

ВСЕРОССИЙСКАЯ СТУДЕНЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«СТУДЕНЧЕСКАЯ НАУЧНАЯ ВЕСНА»,
ПОСВЯЩЕННАЯ 165-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ В.Г. ШУХОВА»

СБОРНИК ТЕЗИСОВ ДОКЛАДОВ

Выдержки из сборника:
**Тезисы докладов студентов
факультета "Аэрокосмический"**

г. Москва, 02-30 апреля 2018г.

УДК 001
ББК72

М **75** **Всероссийская студенческая конференция «Студенческая научная весна», посвященная 165-летию со дня рождения В.Г. Шухова»:** сборник тезисов докладов / Федеральное агентство по делам молодежи (Росмолодежь), Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, СНТО им. Н.Е. Жуковского. Москва: ООО «Издательский дом «Научная библиотека», 2018. 506 с.

ISBN 978-5-6040896-2-0

В сборник включены тезисы докладов, представленных на Всероссийской студенческой конференции «Студенческая научная весна», посвященной 165-летию со дня рождения В.Г. Шухова». Сборник представляет интерес для студентов, аспирантов и преподавателей вузов.

Тексты докладов размещены в Научной электронной библиотеке eLIBRARY.RU.

**УДК 001
ББК72**

ISBN 978-5-6040896-2-0

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

© Издательский дом «НАУЧНАЯ
БИБЛИОТЕКА», 2018

СЕКЦИЯ «ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ МЕХАНИКА»

УДК 621-825

ПРИБОР ДЛЯ ДЕМОНСТРАЦИИ ЭФФЕКТА НЕСООСНОСТИ ВАЛОВ ПРИВОДА

А.А. Кузнецов, студент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

Andrekuzma123@gmail.com

В состав привода машины входят два или более агрегатов. Валы агрегатов соединяют между собой с помощью муфт, конструкция которых позволяют передавать вращение даже при наличии несоосности валов.

Несоосность бывает радиальной, осевой, угловой и комбинированной. При радиальной несоосности валы могут быть смещены в радиальном направлении вдоль одной или нескольких осей координат. При угловой несоосности валы, в общем случае, могут быть повернуты на некоторый угол вокруг всех осей координат. Комбинированная несоосность представляет собой сочетание радиальной, осевой и угловой несоосностей.

Таким образом, несоосность может иметь сложный пространственный характер, поэтому было решено создать прибор, который мог бы наглядно демонстрировать пространственные угловые повороты и линейные смещения валов.

Такой прибор был сконструирован и изготовлен при подготовке к студенческой научной конференции. Конструкция прибора напоминает конструкцию гироскопических устройств.

На основании прибора закреплена стойка из оргстекла, имитирующая плоскость YOZ в системе координат XYZ. В центральном отверстии стойки расположено кольцо, установленное с возможностью поворотов вокруг оси Y и линейных перемещений вдоль нее. Кольцо имитирует плоскость YOX. В кольце установлен диск, имитирующий плоскость XOZ и установленный с возможностью поворотов вокруг оси Z и линейных перемещений вдоль нее. На диске расположена ось, которая имитирует вал одного из агрегатов. Ось может поворачиваться вокруг оси X и поступательно смещаться вдоль нее. На конце оси установлена деталь, имитирующая полумуфту данного агрегата. Полумуфта и ось второго агрегата смонтированы на основании прибора неподвижно. Линейные и угловые смещения полумуфт при использовании данного прибора выглядят очень наглядно.

УДК 621-825

РАЦИОНАЛЬНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРИБОРА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ НЕСООСНОСТИ ВАЛОВ ПРИВОДА

А.А. Компанеев, студент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

alexkompaneev@gmail.com

Целью настоящей работы является анализ существующих методов измерения несоосности и предложение наиболее простого и доступного метода для реализации на любом машиностроительном предприятии.

В работе предложен эффективный метод измерения несоосности и разработаны рациональные принципы построения прибора для его осуществления.

Из-за погрешностей изготовления и монтажа агрегатов привода их валы могут быть собраны с некоторой несоосностью.

Для сохранения идентичной расчетной схемы подшипников крайне важно при проведении

повторных сборок-разборок привода сохранять и первоначальную величину несоосности, и первоначальное ее направление. Добиться этого можно только при наличии простых доступных и надежных приборов.

Целью настоящей работы является предложить конструкцию простого, доступного и технологичного прибора для измерения несоосности.

Чаще всего методы измерения несоосности основаны на радиальных измерениях положений полумуфт в двух диаметральных положениях. Эти положения традиционно связывают с показаниями часовой стрелки на циферблате часов и называют «положения 3 и 9 часов» или «6 и 12 часов».

На полумуфте стационарного агрегата монтируют измерительную балку, в которой устанавливают измерительный индикатор. Шток индикатора должен касаться полумуфты подвижного агрегата.

Показание индикатора в каждом измерительном положении, например, в положении «12 часов» складывается из двух величин – расстояния от базовой поверхности до воображаемого несмещенного положения подвижной полумуфты и смещения реальной полумуфты от идеального положения. Отметим, что в положениях «6» и «12 часов» смещения имеют одинаковые значения. Тогда смещение, то есть несоосность, будет равна полуразности показаний индикатора в положении 12 и 6 часов. Аналогично определяют смещения в положениях 3 и 9 часов. Дальнейшая математическая обработка результатов показала, что можно не проводить измерение в положении 6 часов, достаточно только трех измерений – «3», «9» и «12 часов».

С помощью таких измерений можно определить величину радиального смещения в соответствующем сечении, но невозможно определить угол наклона муфты.

Измерить угловую несоосность можно, если рядом с основным индикатором расположить дополнительный, смещенный в осевом направлении на некоторое расстояние относительно основного. Угол наклона будет получен простым геометрическим расчетом, зная разность показаний соседних индикаторов и расстояние между ними.

В получаемой таким образом простой измерительной системе потребуется одна балка и два индикатора. Нам удалось упростить эту систему. Улучшенная конструкция заключается в следующем. Измерительная балка выполнена в виде штанги, подвижной в осевом направлении и установленной с возможностью продольных перемещений из одного крайнего положения в другое. Перемещения ограничивают упоры. На штанге установлен один индикатор. Измерения проводят в трех точках «3», «12» и «9» часов, при этом штанга должна быть смещена в одно из двух своих крайних положений. Затем штангу смещают в противоположное положение и снова проводят три аналогичных измерения. После обработки полученных результатов будет получена угловая и радиальная несоосность подвижной полумуфты.

УДК 62-233.147

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ В УСЛОВИЯХ КОМБИНИРОВАННОЙ НАГРУЗКИ

Д.В. Милехина, А.А. Махмутьянова, Д.С. Богачева, студенты

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

darya.milekhina@yandex.ru

makhmutyanova97@mail.ru

bogachevadasha1997@mail.ru

При проведении расчетов валов на статическую прочность и на выносливость, а также при расчете подшипников на долговечность традиционно используют расчетную схему

двухопорной балки.

Однако в опорах, выполненных на шариковых радиальных и роликовых конических подшипниках, традиционная двухопорная балка не реализуется [1], [2], а развивается последовательность статически неопределимых расчетных схем. В начальной схеме «заделка с дополнительной шарнирной опорой» условия работы подшипников являются наиболее мягкими. Большой интерес представляет выявление условий, которые обеспечивают работу подшипников в рамках начальной схемы нагружения.

Данная расчетная схема вызывает перекосы колец в подшипнике, выполняющем функцию шарнирной опоры. Поэтому естественными пределами существования схемы является изменение угла θ перекося в этом подшипнике в диапазоне от нуля до 15 угловых минут, $0 < \theta < 15'$. Этот диапазон установлен производителями подшипников для шариковых радиальных однорядных подшипников.

В настоящей работе принято, что участок вала для установки зубатого колеса, имеет наибольший диаметр и находится в средней части вала. Слева и справа от этого участка выполнены дополнительные участки меньшего диаметра для установки других деталей. В зависимости от количества дополнительных участков выделены три типа ступенчатых валов. В типе 1 выполняют по одному дополнительному участку слева и справа от основного. В типе 2 выполняют по два дополнительных участка, а в типе 3 – по три дополнительных участка.

Границы существования начальной схемы с учетом ступенчатой конструкции вала установлены на основе подхода, суть которого заключается в том, что ступенчатую балку заменяют гладкой, деформация которой эквивалентна ступенчатой. При этом все внешние и внутренние силы также приводят к соответствующим значениям. Затем, из дифференциального уравнения изогнутой оси приведенной балки выражают минимальный диаметр d исходного вала при $\theta = 15'$.

Для вала типа 1 получено выражение (1):

$$d \geq 0,386 \cdot \sqrt[4]{M_A(l+2a) + F_A \frac{(l+2a)^2}{2} - (M_A + F_A a)(1-k)(l+a) - F_A(1-k) \frac{(l+a)^2}{2} - kF_r \frac{\left(\frac{l}{2} + a + b\right)^2}{2} + F_D(1-k) \frac{a^2}{2}}, \quad (1)$$

где M_A , F_A , F_r , F_D – силовые параметры нагружения вала; a , b , l , k – геометрические параметры проектируемого вала типа 1.

Аналогичные выражения получены для валов типа 2 и 3.

Список литературы

1. Полубарьев И.Н., Дворянинов И.Н., Салиев Е.Р. Экспериментальная проверка нового подхода к определению нагрузок, действующих на шариковые радиальные однорядные подшипники // Форум молодых ученых. 2017. №9 (13). Режим доступа: http://forum-nauka.ru/9_13_sentyabr_2017/ (дата обращения 20.09.2017).
2. Кириловский В.В., Москвин В.А. Новый подход к выбору расчетной схемы для роликовых конических подшипников, установленных враспор // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2011. № 9. С. 24-29. Рнжим доступа: <http://www.applied-research.ru/ru/article/view?id=11819> (дата обращения: 26.09.2017).

УДК 539.3

РАСЧЕТ СДВИГОВЫХ КОМПОНЕНТ ТЕНЗОРА НАПРЯЖЕНИЙ В ЗАДАЧЕ ОБ ОСЕСИММЕТРИЧНОМ ИЗГИБЕ КОМПОЗИТНОЙ ОБОЛОЧКИ НА ОСНОВЕ АСИМПТОТИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ

А.Е. Пичугина, магистрант

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

a.e.pichugina@gmail.com

Для многих задач проектирования композитных оболочек необходим детальный анализ всех полей напряжений, включая напряжения межслойного сдвига. Существующие методы расчета оболочек из композитных материалов основаны на системе допущений относительно характера распределения напряжений по толщине [1]. Применение трехмерной точной теории упругости для решения этих задач приводит к чрезвычайно большим объемам вычислений. Наиболее перспективным для рассматриваемого класса задач является метод асимптотического осреднения, который был предложен в работах научных руководителей [2-3].

В настоящей работе этот метод применен для решения задачи изгиба тонкой цилиндрической композитной оболочки, находящейся под внутренним давлением. Целью данной работы является нахождение всех сдвиговых компонент тензора напряжений в рассматриваемой оболочке.

Для решения задачи используется метод асимптотических разложений общих трехмерных уравнений теории упругости в цилиндрических координатах. Асимптотическое решение строится путем разложения по малому параметру $\varepsilon = h/L \ll 1$, представляющему отношение толщины оболочки к ее длине, в виде функций, зависящих от глобальных и локальной координат:

$$u_k = u_k^{(0)}(\bar{q}_\alpha) + \varepsilon u_k^{(1)}(\bar{q}_\alpha, \xi) + \varepsilon^2 u_k^{(2)}(\bar{q}_\alpha, \xi) + \varepsilon^3 u_k^{(3)}(\bar{q}_\alpha, \xi) + \dots$$

В виде асимптотических рядов ищутся также деформации и напряжения в оболочке:

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^{(0)} + \varepsilon \varepsilon_{ij}^{(1)} + \varepsilon^2 \varepsilon_{ij}^{(2)} + \dots, \quad \sigma_{ij} = \sigma_{ij}^{(0)} + \varepsilon \sigma_{ij}^{(1)} + \varepsilon^2 \sigma_{ij}^{(2)} + \dots$$

С помощью этих асимптотических разложений получены явные выражения для сдвиговых σ_{I3} компонент тензора напряжений через деформации $\varepsilon_{KL}^{(0)}$ и искривления нулевого приближения η_{KL} оболочки.

Показано, что осредненная задача асимптотической теории оболочек получается близкой к теории пластин Кирхгофа – Лява, но отличается от нее определяющими

соотношениями, содержащими производные второго порядка от мембранных перемещений. Решены локальные задачи теории оболочек, с их помощью получены явные выражения для всех шести компонент тензора напряжений, включая напряжения межслойного сдвига в оболочке.

Получено распределения для сдвиговых компонент тензора напряжений в слоях оболочки и произведен их численный расчет.

Работа выполнена под руководством научных руководителей: Димитриенко Ю.И., д.ф.-м.н., профессора, зав. кафедрой ФН-11 МГТУ им. Н. Э. Баумана, Губаревой Е.А., к.ф.-м.н., доцента, зам. зав. кафедрой ФН-11 МГТУ им. Н. Э. Баумана.

Список литературы

1. Димитриенко Ю.И. Механика сплошной среды. Т. 4: Основы механики твердого тела. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. 580 с.
2. Димитриенко Ю.И., Губарева Е.А., Шалыгин И.С. Теория тонких оболочек, основанная на асимптотическом анализе трехмерных уравнений теории упругости // Инженерный журнал: науки и инновации. 2015. №5 (41).
3. Димитриенко Ю.И., Губарева Е.А., Юрин Ю.В. Расчет полного тензора напряжений в тонких моноклинных композитных оболочках на основе метода асимптотической гомогенизации // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. №12 (60).

УДК 539.3

РАСЧЕТ КОМПОНЕНТ ТЕНЗОРА НАПРЯЖЕНИЙ В ЗАДАЧЕ ОБ ИЗГИБЕ ТОНКОГО МЯГКОГО ПОКРЫТИЯ ЖЕСТКОЙ ПЛАСТИНЫ НА ОСНОВЕ МЕТОДА АСИМПТОТИЧЕСКОГО ОСРЕДНЕНИЯ

А.Д. Тарасова, магистрант

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

nalinabonya@yandex.ru

Двухслойные системы: мягкое покрытие на жесткой упругой конструкции широко применяются в инженерной практике. В настоящее время, как правило, применяются приближенные методы расчета покрытий, в которых покрытия рассматриваются как пластины Тимошенко или Кирхгофа-Лява на жестком основании [1], [2], при этом принимается допущение об отсутствии поперечных напряжений в покрытии или задается распределение этих напряжений априорным образом. Точность и математическая обоснованность этих методов расчета, как правило, не изучается.

Целью было использование высокоэффективного метода асимптотического осреднения тонких упругих конструкций [3], позволяющего получать решения без применения специальных допущений, для расчета напряжений в системе мягкое покрытие - жесткая упругая пластина-основание.

С помощью данного подхода рассмотрена задача моделирования напряженно-деформированного состояния тонкого мягкого покрытия жесткой пластины при малых деформациях.

$$\begin{aligned} \nabla_i \sigma_{\beta}^{ij} &= 0, & X^i &\in V_{\beta}^0, \\ \sigma_{\beta}^{ij} &= C_{\beta}^{ijkl} \varepsilon_{\beta}^{kl}, & X^i &\in V_{\beta}^0 \cup \Sigma_{\beta}^0, \\ \varepsilon_{\beta}^{ij} &= \frac{1}{2} (\nabla_j u_{\beta}^i + \nabla_i u_{\beta}^j), & X^i &\in V_{\beta}^0 \cup \Sigma_{\beta}^0, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 (\sigma_{\beta}^{i3} - \sigma_{\beta'}^{i3}) = 0, \quad (u_{\beta}^i - u_{\beta'}^i) = 0, \quad X^i \in \Sigma_{\beta\beta'}^0, \\
 \sigma_{\beta}^{i3} = -\beta_0 \delta^{i3}, \quad X^i \in \Sigma_{\beta}^0, \beta = 1, N+1, \\
 \sigma_{\beta}^{i2} = 0, \quad X^i \in \Sigma_b^0, \beta = 1 \dots N \\
 u_{\beta}^k = u_e^i, \quad X^i \in \Sigma_{\Gamma}^0, \beta = 1 \dots N
 \end{aligned}$$

Приняты допущения: 1) Введен малый параметр, отношение толщины пластины h к ее длине L $\kappa = h/L \ll 1$; 2) 2-х слойная пластина, модули упругости мягкого и жесткого слоев сильно удовлетворяют соотношению $C_1^{ijkl} = \kappa C_2^{ijkl}$.

Модель основана на асимптотическом анализе общих трехмерных уравнений механики деформируемого твердого тела. Получены асимптотические разложения решений задачи теории упругости для тонкого мягкого покрытия и для жесткого основания-пластины, соединенных идеальным упругим контактом. Сформулированы и решены задачи специального вида - локальные задачи для жесткого и мягкого слоя. Рассмотрена задача об изгибе. Численно рассчитаны компоненты тензора изгибных напряжений σ_{11} для обоих слоев.

Работа выполнена под руководством научных руководителей: Димитриенко Ю.И., д.ф.-м.н., профессора, заведующего кафедрой ФН-11 МГТУ им. Н. Э. Баумана, Губаревой Е.А., к.ф.-м.н., доцента, заместителя заведующего кафедрой ФН-11 МГТУ им. Н. Э. Баумана.

Список литературы

1. Димитриенко Ю.И. Механика сплошной среды: в 4 т. Т.2. Универсальные законы механики и электродинамики сплошных сред. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 560 с.
2. Димитриенко Ю.И. Основы механики твердого тела // Механика сплошной среды. 2013. Т. 4. 624 с.
3. Димитриенко Ю.И. Губарева, Е.А., Яковлев Д.О. Асимптотическая теория многослойных упругих пластин: метод. указания к выполнению курсовой работы по дисциплине «Методы решения задач МДТТ». М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 31 с.

СЕКЦИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ФАКУЛЬТЕТА

УДК 338.001.36

ЭКОНОМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА ЗАПУСК СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С УЧЕТОМ ИНФЛЯЦИИ

С.А. Здоровец, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмические системы»

Ws4415@yandex.ru

А.А. Болотских, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмические системы»

alexb2014x@yandex.ru

Научный руководитель: Г.А. Бадиков, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Инженерный бизнес и менеджмент»

grigori.badikov@rambler.ru

В работе рассматривается усовершенствованный способ экономического моделирования затрат на запуск современных ракет носителей, учитывающий влияние инфляции.

Этот способ позволяет проводить экономическое моделирование затрат на запуск еще до стадии изготовления реального образца с учетом изменения инфляции в конкретной стране.

В существующей модели описанный выше фактор не учитывается [1]. Поэтому такая модель имеет ряд недостатков. А именно, модель не учитывает динамику роста цен на различную продукцию, то есть годовую инфляцию, выпуск новых материалов, разработку новых технологий, которые неизбежно приводят к изменению спроса на рынке. В работе [2] предложено дополнение модели [1], учитывающее изменение количества запусков в год и затраты на модификацию ракеты-носителя. Однако, в этих моделях не учитывается влияние инфляции никаким образом.

Новая модель дополняет уже существующую модель [2], а именно, к учету модификации ракеты-носителя и изменению числа запусков добавляется учет изменение инфляции, изменяющейся процентной ставки на затраты на запуск ракеты носителя.

Таким образом, появляется возможность проводить необходимое моделирование затрат, а также получать более точный результат по отношению к уже существующей модели.

Список литературы

1. Джеймс Р. Вертц Экономическая модель многоразовых и расходных ракет-носителей, Конгресс МАФ, Рио-де-Жанейро, Бразилия, Октябрь 2–6, 2000.
2. Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 29-36.

УДК 338.001.36; JELM21

СРАВНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МОДЕЛЕЙ РАСЧЕТА ЗАТРАТ НА ЗАПУСК КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ (РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ)

О.А. Белая, И.Д. Комаров, А.Н. Плынин, студенты
МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет Аэрокосмический
ocsana95@mail.ru

komar0204@yandex.ru

alexplysha@gmail.com

Научный руководитель: Г.А. Бадиков, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Инженерный бизнес и менеджмент»

grigori.badikov@rambler.ru

Увеличение рынка коммерческих запусков требует снижения затрат до 200–400 \$ за выведение килограмма полезного груза на околоземную орбиту. Отсюда необходимость разработки адекватной экономической модели формирования затрат на запуск ракеты-носителя. Существующие модели расчёта делятся на три группы. В первую группу входят математические модели, основанные на параметрических зависимостях от массы, они опираются на статистику расходов на запуски за прошедшие 40 лет. Наиболее используемой среди них является Transcost [1]. Вторую группу составляют модели, использующие бухгалтерскую информацию, например, NAFCOM [2]. Третья группа моделей применяет методы оценки эффективности инвестиционного проекта и представления о кривой обучения [3]. Сравнение получаемых по этим моделям результатов расчёта (на примере ракеты-носителя Falcon 9) показало, что модели первой группы дают величины, завышенные приблизительно в 20 раз. Это объясняется использованием статистических формул, опирающихся на данные прошлых лет и не учитывающих использование новых технологий. Для моделей второй группы необходимы бухгалтерские данные по изготовлению первого и второго экземпляров ракеты-носителя, которые в большинстве случаев доступны только предприятию-изготовителю. Так, общие затраты на Falcon 9 первой версии в 2010 году [2], определенные по традиционному подходу NASA (3 977 млн. \$), оказались почти в 10 раз больше реальных затрат SpaceX (443,4 млн. \$). В SpaceX это объясняют низкой стоимостью трудовых ресурсов, практически полным отсутствием подрядчиков и концентрацией всей деятельности (разработки, изготовления, тестирования, оценки) в одном месте, на одном заводе. Модели третьей группы [3] позволяют не только моделировать снижение затрат по кривой обучения, но и учесть изменение количества запусков в год, модификацию ракеты-носителя (летом SpaceX выпустит уже пятую версию), текущую инфляцию. Расчёты показывают, что затраты на запуск одноразовой ракеты-носителя Falcon 9 составят 31,6 млн.\$ При повторном использовании первой ступени они уменьшатся на 6,3 млн.\$ и будут равны 25,3 млн.\$ Заметим, что это совпадает со скидкой 10% (6,2 млн.\$) от коммерческой цены в 62 млн.\$, которую SpaceX предоставила заказчикам, согласившимся на запуск с использованием первой ступени 2 раза.

Таким образом, модели третьей группы позволяют получать объективные результаты расчётов при относительно небольшом количестве исходных данных.

Список литературы

1. Launch Vehicle Business. Workshop. Режим доступа: <http://slideplayer.com/slide/4888923/> (дата обращения 20.09.2017)
2. Falcon 9 Launch NAFCOM Cost Estimates. Available at: https://www.nasa.gov/pdf/586023main_8-3-11_NAFCOM.pdf, accessed 20.12.2017.

3. Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы.». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С.29-36

УДК 338.001.36

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЗАТРАТ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА МНОГОРАЗОВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

Орлов П.С., студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

spamone@mail.ru

Кулеш К.В., студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

kylesh.kostya@mail.ru

Научный руководитель: Г.А. Бадиков, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Инженерный бизнес и менеджмент»

grigori.badikov@rambler.ru

Произведен анализ данных существующих разработок в области систем воздушного старта и составлена экономическая модель затрат на реализацию проекта. Исходные данные: инвестиции на разработку ракеты-носителя (140 млн. долларов) и покупку самолета с последующей модернизацией (260 млн. долларов) составляют 400 млн. долларов. Затраты на изготовление первого экземпляра ракеты-носителя – 20 млн. долларов. [1] Процент страхования полетов самолета составляет 7% при ежегодном страховом взносе и 7% за каждый запуск ракеты-носителя. Затраты на утилизацию приняты 30 тыс. долларов с каждого запуска. Сумма ремонта и проверки самолетного комплекса составляет 500 тыс. долларов ежегодно. Длительность проекта составляет 12 лет (2 года отводится на разработку, 10 лет на осуществление запусков). Планируемое количество запусков – 48 ежегодно.

Экономическая модель затрат на систему воздушного старта (C_3) включает: затраты на покупку, модернизацию самолета и разработку РН (C_p), затраты на изготовление первого экземпляра РН (C_n), затраты на обеспечение полета и запуска (C_n), затраты на ремонт (C_p), затраты на утилизацию (C_y), затраты на страхование (C_c).

$$C_3 = C_p + C_n + C_n + C_p + C_y + C_c$$

В основе модели положен метод расчёта эффективности инвестиционного проекта, кривая обучения [2]. За 12 лет эксплуатации затраты на пуск ракеты уменьшились в 3 раза (с 24 млн. долларов до 8 млн.). Возврат всех инвестиций размером в 400 млн. долларов осуществляется за 4 года с начала запусков.

Организация такого проекта будет целесообразна при обеспечении должного инвестирования. Значительный спрос к запускам и интерес к космическим аппаратам незначительных габаритов и малой массы также делает систему воздушного старта привлекательной для их выведения.

Экономический расчет также показал, что система воздушного старта выгодней традиционного запуска с Земли. Сравнивая 3-ёх ступенчатую РН Pegasus-XL воздушного старта с её 4-ёх ступенчатым аналогом Minotaur-1 наземного базирования при почти равных полезных нагрузках (450 кг против 570 кг) стоимость первого запуска первой в 1.9 раза ниже стоимости запуска второй (24 млн. долларов против 45 млн. долларов) при прочих равных условиях. Это обусловлено сокращением расходов на производство первой ступени ракеты. РН Pegasus-XL, находясь в воздухе на подвесе самолета, уже имеет начальную скорость и высоту. В связи с этим отпадает необходимость в преодолении 12

км участка атмосферного полета, значительно снижаются потери на топливо и на преодоление аэродинамического сопротивления [3]. Система воздушного старта может использовать существующие аэродромы, не нуждаясь в стартовых сооружениях. Также самолёт имеет значительную дальность полета. Появляется возможность запускать ракету с экваториальной широты для увеличения грузоподъемности или сместиться на нужную широту для задания необходимых параметров орбиты.

Список литературы

1. Roger D. Launius. To Reach the High Frontier: A History of U.S. Launch Vehicles / Roger D. Launius, Dennis R. Jenkins. US: The university press of Kentucky, 2002. P. 214.
2. Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 29-36.
3. Pegasus User's Guide, October 2015, Release 8.0. Available at: https://www.orbitalatk.com/flight-systems/space-launch-vehicles/pegasus/docs/Pegasus_UsersGuide.pdf, accessed 04.04.2018.

УДК 338.001.36

ДОПОЛНЕННАЯ РЕАЛЬНОСТЬ-СПОСОБ СОХРАНИТЬ ЛИДЕРСТВО КОМПАНИИ APPLE

А.А. Маремшаова

Студент МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

maremshaowa.nasti@mail.ru

В.М. Швец, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

shvec1995@gmail.com

Научный руководитель: Г.А. Бадиков, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н. Э. Баумана. факультет «Инженерный бизнес и менеджмент»

grigori.badikov@rambler.ru

Рыночная капитализация компании Apple быстрыми темпами подбирается к невообразимой отметке – 1 триллион долларов! Если до 2015 года рост выручки увеличивался экспоненциальным образом, достигнув 233,7 млрд. \$, то 2016 год преподнес компании весьма неприятный сюрприз, показав результат на 18 млрд. \$ ниже [1]. Чтобы вернуть фантастические темпы роста, характерные для компании с 2008 по 2015 годы, Apple вкладывает огромные средства в исследования и разработки [2].

На презентации в сентябре 2017 года было объявлено, что все устройства с iOS 11 будут поддерживать приложения с дополненной реальностью[3]. Через 5 – 6 лет рынок устройств с дополненной реальностью вырастет на 80% и достигнет 165 млрд. \$. Именно эта прорывная технология обеспечит Apple лидерство в отрасли.

Дополненная реальность (augmented reality (AR)) — среда с прямым или косвенным дополнением физического мира цифровыми данными в режиме реального времени при помощи компьютерных устройств — планшетов, смартфонов и инновационных гаджетов, а также программного обеспечения к ним.

Главное достоинство дополненной реальности состоит в том, что она позволит увеличить денежный поток от рекламы в дополнение к потокам от реализации устройств и сервисов. Ценность дополненной реальности для рекламодателей прежде всего заключается в силе эффекта погружения и возможностях анализа пользовательского

поведения. Взаимодействие между человеком и предметами дополненной реальности можно отследить с идеальной точностью, вычисляя метрики внимания. Например, по направлению и продолжительности нашего взгляда на объект рекламы, показанного на экране смартфона, можно будет узнать степень заинтересованности покупателя, выраженную с помощью метрики «коэффициента взгляда». Чем дольше наш взгляд будет направлен прямо на объект, тем больше будет значение этого коэффициента, а полученные данные по этой метрике смогут помочь, например, в работе менеджеров по продажам, повысив их результативность.

Много полезного можно извлечь из таких AR-приложений, ведь область их применения действительно обширна: это образование, медицина, спорт, журналистика, архитектура, кулинария.

AR приложения один из мощнейших и доступных инструментов для того, чтобы «вдохнуть новую жизнь» в рекламную и торговую деятельность компании.

Список литературы

1. Информационный портал Investing.com. Режим доступа: <https://ru.investing.com> (дата обращения 20.02.2018).
2. Бадиков Г.А., Комаров А.О., Драчев М.А. Инновации, которые привели к наибольшим приростам продаж наиболее прибыльного продукта компании Apple – смартфона iPhone // VI научно–практической конференция по контроллингу: сб. научных трудов / под ред. Фалько С.Г. М.: НП «Объединение контроллеров», 2017. С. 23-35.
3. Сайт компании Apple. Режим доступа: <http://www.apple.com> (дата обращения 20.02.2018).

УДК 338.001.36

СРАВНИТЕЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТРАТ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТУРИЗМА

Д.В. Ильин, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

Denis4way@yandex.ru

Д.А. Катасонов, студент,

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

mitay4ik@gmail.com

Научный руководитель: Г.А. Бадиков, к.т.н.,

доцент кафедры ИБМ-2 МГТУ им. Н. Э. Баумана.

grigori.badikov@rambler.ru

Ориентируясь на планы компании «Космокурс» по отправке до 700 туристов в год [1], определено, что количество систем, состоящих из ракеты-носителя и спускаемого аппарата, должно быть не меньше 12 в год. Каждая система способна осуществить до 10 пусков по 6 человек за пуск (720 человек в год). Рассматриваемая длительность проекта составляет 18 лет (3 года отводится на разработку, а 15 лет на осуществление запусков туристов). Затраты на разработку системы приняты \$150 млн, ориентируясь на оценку компании «Космокурс» [1].

Затраты жизненного цикла системы космического туризма определяются, как сумма затрат на разработку, изготовление, выполнение полета, возврат на землю, ремонт, утилизацию и страхование системы, состоящей из суборбитальной РН и СА.

Эффективность инвестиционного проекта оценивается по NPV (чистой приведённой величине дохода). NPV должна быть положительной, и равна

$$NPV_k = -A_0 + \sum_{n=1}^k \frac{\sum_{j=1}^{12} C_{\text{разр}} + 12 \cdot 10 \cdot 6 \cdot Pr_n - \sum_{j=1}^{12} C_{\text{п}}}{(1+i)^n},$$

где k – номер года, для которого считаем NVP , A_0 – стоимость разработки, j – номер комплекта в k -ом году, $C_{\text{разр}}$ – возврат на разработку с одного комплекта, Pr_n – цена билета в n -ый год, $C_{\text{п}}$ – суммарные затраты на изготовление, запуски, ремонт и утилизацию одного комплекта, i – ставка инвестиционного проекта (7%).

Основываясь на кривой обучения, рассчитываются затраты и доходы, определяется динамика их изменения во времени.

Отдельно определяется динамика изменения цены билета. В цену билета закладывается прибыль в 20% от затрат на запуск. Цена билета в n -ый год:

$$Pr_n = \frac{P_n^{\Sigma}}{720} \cdot 1,2,$$

где P_n^{Σ} – суммарные затраты на запуски в n -ый год.

Рассматриваются два случая с различными начальными условиями.

В первом затраты на изготовление первого экземпляра СА оцениваются в \$13млн, а РН в \$7млн. NPV становится положительным и растет, начиная со второго года запусков (2021г.), то есть срок окупаемости инвестиционного проекта – 5 лет. Цена билета снижается с \$280 000 в 2021 году до \$45 000 в 2036 году.

Во втором рассматриваемом случае затраты на изготовление первых экземпляров СА и РН выбраны таким образом, чтобы приблизить их к величинам, актуальным для существующих на данный момент аппаратов. Стоимость СА оценивается в \$40 млн., а РН в \$30 млн. (данные получены сравнением с ценой ракеты Falcon 9, с учётом разницы стартовых масс). NPV становится положительным и растет, начиная со второго года запусков (2021г.), то есть срок окупаемости инвестиционного проекта – 5 лет. Цена билета снижается с \$945 000 в 2021 году до \$190 000 в 2036 году.

В результате получено, что оба рассмотренных случая выгодны и эффективны с точки зрения окупаемости. Значит, использование данной экономической модели для определения начальных инвестиций при различных начальных условиях будет целесообразным.

Список литературы

1. Представитель «Космокурс»: проект по организации турполета в космос стоит \$200 млн // Информационное агентство ТАСС URL: <http://tass.ru/opinions/interviews/5009574> (дата обращения 08.04.2018).
2. Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С.29-36.

УДК 533.6.011.5

РАСЧЕТ ТЕПЛОвого ПОТОКА В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ТОРМОЖЕНИЯ

А.А. Антонов, бакалавр

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

anton-2m@yandex.ru

Н.М. Козырев, бакалавр

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

nikitosik981@gmail.com

Научный руководитель: В.П. Котенев, д.т.н., профессор

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Фундаментальные науки»;

начальник отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения»

Результаты расчета теплового потока к поверхности летательного аппарата, как правило, представляются в безразмерном виде [1, 2]. В качестве параметра обезразмеривания, к которому относится тепловой поток, выбирают его значение в точке торможения на поверхности тела, где для рассматриваемого здесь ламинарного режима течения газа в пограничном слое он принимает максимальное значение.

Однако, для определения температурного нагружения летательного аппарата параметры теплопередачи требуется использовать также и в размерном виде. Поэтому вычисление теплового потока в точке торможения имеет большое значение.

В настоящее время тепловой поток в точке торможения представляется с помощью приближенных формул, являющихся эмпирической аппроксимацией строгих численных расчетов и данных экспериментов [2, 3]. Предлагается аналитический подход к вычислению теплового потока вблизи точки торможения. Сравнение с экспериментальными данными дает хорошее согласование с результатами расчета [2].

Список литературы

1. В. П. Котенев, В. Н. Булгаков, Ю. С. Ожгибисова Модификация метода Польгаузена для расчета тепловых потоков на затупленных телах // Математическое моделирование и численные методы. 2016. № 3. С. 33-52.
2. Машиностроение. Энциклопедия / ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. М.: Машиностроение. Теоретическая механика. Термодинамика. Теплообмен. Т. 1-2 / К.С. Колесников, В.В. Румянцев, А.И. Леонтьев, Ю.В. Полежаев и др.; Под общ. Ред. К.С. Колесникова, А.И. Леонтьева, 1999. 600 с., ил.
3. Краснов Н. Ф., Захарченко В. Ф., Кошевой В. Н. Основы аэродинамического расчета. Трение и теплопередача. Управление обтеканием летательных аппаратов / под ред. Н.Ф. Краснова: Учеб. Пособие для студентов вузов. М.: Высш. шк., 1984. 264 с.

УДК 62-503.51

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ОРБИТАЛЬНОГО ГИРОКОМПАСА В АВТОНОМНОМ РЕЖИМЕ С АВТОКОМПЕНСАЦИЕЙ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ОШИБОК

М.П. Игнатенко, студент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

max-200895@yandex.ru

И.Н. Абезяев,

главный научный сотрудник ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

iabezyaev@yandex.ru

Исследуется работа орбитального гироскопа (ОГК) в автономном режиме (в режиме гироскопа), который характеризуется отключением коррекции ОГК от сигналов

построителя местной вертикали (ПМВ) в каналах крена и тангажа [1]. Исследована и показана возможность автокомпенсации детерминированных ошибок ОГК в каналах крена и курса в режиме коррекции ОГК от ПМВ, при этом рассмотрен метод автокомпенсаций ошибок путем доворотов корпуса КА относительно ОГК на измеренные величины ошибок ориентации [2]. Исследовано поведение ОГК в режиме гиropaмяти и показано, что ошибки ориентации после перевода ОГК в режим гиropaмяти приобретают гармонический характер относительно орбитальной системы координат (ОСК). Показано, что в режиме гиropaмяти, при таком методе автокомпенсации, ошибки ориентации КА относительно ОСК в начальный момент времени автокомпенсируются, а через пол периода орбитального движения наоборот увеличиваются в два раза, что доказано теоретически [2] и подтверждено результатами моделирования. В связи с этим поставлена задача экстраполировать режим коррекции на движение ОГК в режиме гиropaмяти с целью автокомпенсации ошибок системы ориентации на всем периоде времени гиropaмяти. Найдено управление ОГК, которое позволяет в режиме гиropaмяти добиться поставленного результата.

Список литературы

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 598 с.
2. Абезяев И.Н., Большаков М.В. Задача экстраполяции управления динамических объектов // Механика в авиации и космонавтике: сб. статей. М.: Машиностроение. 1995. С. 10-15.

УДК 620.179.16; 338.001.36

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ КЛЮЧЕВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ 100 ВЕДУЩИХ ПРЕДПРИЯТИЙ, ВОШЕДШИХ В РЕЙТИНГ FORBES GLOBAL 2000

А.А. Болотских, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмические системы»

alexb2014x@yandex.ru

С.А. Здоровец, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмические системы»

Ws4415@yandex.ru

Научный руководитель: Г.А. Бадиков, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Инженерный бизнес и менеджмент»

grigori.badikov@rambler.ru

В работе проводится анализ деятельности 100 ведущих публичных предприятий по рейтингу ФОРБС-2000 [1] за 2007 – 2016 годы. Цель работы: определить ключевые финансовые коэффициенты предприятий за 2007 – 2016 годы, построить диаграммы изменения показателей во времени: с 2007 по 2016 год, используя для сравнения двух выборок в смежные годы непараметрический критерий Крамера – Уэлча, а также сравнить полученные результаты с данными 1992 года [2], составленных для 50 ведущих британских компаний.

Рейтинг ФОРБС составляется ежегодно, начиная с 2003 года. Крупнейшие мировые компании оцениваются по четырем показателям – выручке, прибыли, активам и рыночной капитализации. На основе этих показателей определялись ключевые финансовые коэффициенты (доходность совокупных активов, рентабельность реализации и оборачиваемость совокупных активов).

В работе использовались результаты работы [3] в качестве начальных данных. Были добавлены данные о результатах работы на основе рейтинга Forbes Global 2000, опубликованного в 2017 году и содержащего результаты работы за 2016 год.

Полученные результаты указывают на устойчивую тенденцию к снижению доходности ведущих предприятий мирового уровня. Так с 1992 по 2016 год средние значения доходности 50 крупнейших предприятий снизились приблизительно в 3 раза.

Среднее значение доходности совокупных активов упало с 6,14% в 2007 году до 4,89% в 2008 году. Дальнейшие изменения в пределах 4,61% - 5,20% в 2009 – 2014 годах являются статистически не значимыми, что фактически показывает отсутствие выхода из кризиса. Это становится очевидным, если сравнить эти результаты со средним значением доходности совокупных активов ведущих предприятий Великобритании в 1992 году, равным 15% [2].

Изменение среднего значения рентабельности реализации напоминает поведение среднего значения прибыли: падение с 15,10% в 2007 году до 8,57% в 2009 году, подъем до 12,72% в 2011 году и с небольшими колебаниями 12,91% в 2014 году.

Величины среднего арифметического значения оборачиваемости совокупных активов в 2007 – 2014 годах практически статистически не различимы, за исключением изменения с 0,76 в 2008 году до 0,71 в 2009 году. Выборка 1966 предприятий рейтинга 2016 года показывает статистически значимое снижение всех трех ключевых коэффициентов по сравнению с 2014 годом.

Список литературы

1. Рейтинг крупнейших в мире публичных компаний по версии журнала Форбс. Режим доступа: www.forbes.com/global2000 (дата обращения 20.10.2017).
2. Уолш К. Ключевые показатели менеджмента: пер. с англ. М.: Дело, 2001. 360с. [Walsh C. Key Management Ratios, Financial Times Pitman Publishing, 1996]
3. Бадиков Г.А., Рыбнов А.В., Федоренков В.В. Характеристики ведущих мировых публичных предприятий в период кризиса // VII международный конгресс по контроллингу «Контроллинг услуг»: сб. научных трудов / под ред. Фалько С.Г. М.: НП «Объединение контроллеров», 2016. С. 29-38.

УЛЬТРАЗВУКОВОЙ КОНТРОЛЬ ИЗДЕЛИЙ И КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.А. Болотских, студент

МГТУ им. Н. Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

alexb2014x@yandex.ru

Научный руководитель: А.И. Маслов, д.т.н., профессор,

зам. руководителя СМК ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@vpk.npomash.ru

Характерные разрушения изотропных твердых тел были описаны в работах. Многократные теоретические уточнения и экспериментальные подтверждения привели к общепринятому использованию вязкости разрушения в качестве важнейшей константы технических материалов. Обзор теоретических решений и детализации методов контроля могут затруднить, а не выявить соответствующие перспективы разрушения и контроля композитов.

Для большинства случаев неразрушающего контроля используются методы, описанные в [2]. Неметаллические материалы обладают более сильной зависимостью затухания ультразвука от частоты, чем металлы. Поэтому для неразрушающего контроля таких материалов приходится использовать снижение частоты УЗ диапазона.

Для дефектоскопии и оценки прочности конструкций из ПКМ чаще других применяют методы прохождения при сквозном или поверхностном прозвучивании конструкций. Основным измеряемым параметром является время распространения ультразвука. Поэтому базу необходимо знать с возможно большей точностью. Все эти противоречивые требования были удовлетворены в предложенной конструкции пьезопреобразователя [3]. Для отработки методов контроля из гидроскопического МСП-К были выбраны преобразователи S1803-100 кГц (продольная волна) и S1808-300 кГц (продольная и поперечная волна) и низкочастотный ультразвуковой дефектоскоп А1220 «МОНОЛИТ» производства ООО «Акустические Контрольные системы».

Характерными дефектами детали из МСП-К являются: непроклеи, плохая адгезия, неполная полимеризация клея, недоброкачественный клей, пористость.

По результатам контроля велосиметрическим методом [1] с односторонним доступом было выявлено, что метод является малопригодным, так как отсутствует четкий информационный параметр, который однозначно бы изменялся в дефектных участках, а также односторонний доступ имеет интерференциальные помехи.

Поэтому для контроля детали была предложена комбинация классических методов: временной и амплитудный метод прохождения. Временной метод прохождения основан на измерении времени пробега импульса. Путь ультразвукового луча, огибающего дефект, больше, чем прямой путь луча. В отличие от велосиметрического метода здесь предлагается, что тип волны не изменяется, то есть, если вводится продольная, то и принимается продольная. Признаком дефекта при контроле амплитудным методом прохождения служит ослабление амплитуды упругих волн, произошедших через ОК.

По результатам контроля предложенным методом видно, что разница между минимальным и максимальным значением толщины на образцах имеет значения от 0,12 до 0,7 мм. Зависимости между изменением толщины и соответственно изменением времени прихода сигнала нет. Коэффициенты достоверности аппроксимации находятся в пределах 0,03...0,34. То есть, помеха временного метода, связанная со случайным изменением толщины и соответственно скорости, отсутствует.

Таким образом Наиболее оптимальным методом ультразвукового контроля деталей из МСП-К является комбинация двух способов прохождения – временного и амплитудного с двусторонним доступом к изделию и обеспечением точной соосности преобразователей. Оптимальная рабочая частота преобразователей 300 кГц.

Список литературы

1. Ланге Ю.В. Акустические низкочастотные методы и средства неразрушающего контроля многослойных конструкций. М.: Машиностроение, 1991, 272 с.
2. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник / под ред. В.В. Клюева. М.: Машиностроение, 1995. 488 с.
3. Самокрутов А.А. Ультразвуковой низкочастотный преобразователь: пат. 2082163 РФ. Бюл. № 17.

УДК 629.78

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ ОТОБРАЖЕНИЙ ПУАНКАРЕ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ АВТОКОЛЕБАНИЙ В РЕЛЕЙНОЙ СИСТЕМЕ С АПЕРИОДИЧЕСКОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ

И.В. Юхновец, студент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

ilia.yukhnovets@bmstu-akf.info

Научный руководитель: Р.П. Симоньянц, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

akf_dekan@mail.ru

Исследуется методика анализа динамики релейной системы угловой стабилизации космического аппарата, в которой отсутствует датчик угловой скорости, а управляющий сигнал формируется за счёт показаний датчика угла x и корректирующего сигнала $-z$ внутренней обратной связи, охватывающей релейный регулятор.

Обычно для упрощения исследований математическую модель движения относительно центра масс редуцируют. При этом ограничиваются рассмотрением движения вокруг одной из трех осей. В частном случае системы с апериодической обратной связью упрощенная математическая модель стабилизации КА по тангажу имеет вид [1]:

$$\frac{dx}{dt} = y, \quad \frac{dy}{dt} = -aF(\sigma), \quad T \frac{dz}{dt} + z = k \cdot F(\sigma), \quad \sigma = x - z \quad (1)$$

$$\begin{cases} F(\sigma) = +1 & \forall \sigma \geq \alpha, \\ F(\sigma) = -1 & \forall \sigma \leq -\alpha, \\ F(\sigma) = 0 & \forall |\sigma| \leq \alpha - h, \\ F(\sigma) = F_o & \forall |\sigma| \in (\alpha, \alpha - h), \end{cases} \quad (2)$$

где $F(\sigma)$ – релейная функция с зоной нечувствительности $\pm\alpha$ и петлей гистерезиса h ; σ – управляющий сигнал; F_o – значение функции F в предыдущий момент времени $F_o(\sigma(t)) = F(\sigma(t-0))$.

Для исследования возникающих в системе (1), (2) динамических процессов наиболее полные и точные результаты могут быть получены применением метода точечных отображений А.Пуанкаре. Однако его применение к рассматриваемой системе 3-го порядка вызывает большие трудности. Чтобы их преодолеть, обычно принимают допущения: 1) при каждом включении функции $F(\sigma)$ релейного регулятора величина z имеет значение $z = 0$; 2) в системе отсутствуют скользящие режимы.

В таком упрощенном виде система, сохраняя основные свойства, может исследоваться на фазовой плоскости $\{x, y\}$. Но при этом функция последования отображения Пуанкаре содержит нелинейное слагаемое, затрудняющее как построение диаграммы Ламерея, так и отыскание на ней неподвижной точки.

Традиционно эту проблему решают путем линеаризации нелинейного слагаемого, которая часто приводит к существенным ошибкам. В настоящей работе предложен иной подход: для отыскания фазовых координат точки-образа в нелинейной постановке применяется промежуточная процедура определения параметра θ , равного длительности управляющего импульса. Эта процедура осуществляется при помощи простых построений на предложенной в [1, 2] Диаграмме совмещений (ДС). По величине найденного параметра θ , элементарно находятся все прочие параметры кусочно-непрерывного динамического процесса.

Алгоритм построения диаграммы Ламерея на основе изложенного выше подхода был реализован автором в компьютерной программе вычислений и графических построений. Для заданных исходных данных системы программа строит функцию последования отображения Пуанкаре. Для любых начальных условий из области допустимых значений программа строит лестницу Ламерея, как образ переходного процесса. Лестница Ламерея стягивается к неподвижной точке – образу автоколебательного состояния.

Список литературы

1. Симоньянц Р. П., Аверьянов П. В. Методы исследования релейной системы стабилизации космического аппарата с внутренней обратной связью // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2013. № 2. С. 113-128.
2. Симоньянц Р.П. Обеспечение качества процессов управления в релейной системе без датчика скорости // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 10. С. 152-178.

УДК 629.78

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В НЕЛИНЕЙНОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ

В.Н. Булавкин, А.А. Болотских, В.А. Тарасов, студенты
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет
bulavkin_98@mail.ru

Научные руководители: Р.П. Симоньянц, к.т.н., доцент
МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»
akf_dekan@mail.ru

В.В. Шевченко, инженер-конструктор 1-й категории,
АО «ВПК «НПО машиностроения»

Стенд физического моделирования динамических процессов ориентации и стабилизации разрабатывается с целью отработки на физической модели принципов совместного проектирования сложной трансформируемой конструкции объекта и его системы управления угловым движением. В числе задач экспериментальных исследований – апробация алгоритмов управления ориентацией и стабилизации маховиком при изменении инерционных характеристик объекта; управление ориентацией и стабилизация по алгоритмам без применения датчика угловой скорости и т.п. Другая задача – использование стенда в учебном процессе.

Подобные задачи актуальны в космической технике [1, 2]. Например, оптимизация режимов угловой стабилизации космического аппарата (КА) маховиками при рациональных алгоритмах трансформации конструкции КА позволит оптимизировать затраты энергии. А применение совершенных алгоритмов, не использующих информации об угловой скорости движения объекта, позволит отказаться от датчиков угловой скорости, что существенно повысит надежность и экономичность системы.

Подобные стенды появились в 1960-х годах на предприятиях ракетно-космической отрасли и применялись для отработки систем ориентации объектов с тремя степенями свободы. Вращение вокруг неподвижной точки в большинстве случаев обеспечивал аэродинамический подвес. Так, например, в Исследовательском центре Лэндли, США (Langley Research Center) на макете спутника отрабатывалась магнитная система разгрузки маховиков и алгоритмы стабилизации.

Аналогичную систему моделирования КА на сферическом подвесе создали и в Политехническом университете штата Вирджиния США. Углы поворотов у этого стенда ограничены, но он имеет систему балансировки центра масс, что важно для моделирования процессов адаптации к меняющимся в процессе функционирования условиям.

В институте механики МГУ был создан стенд с одной степенью свободы – управляемый маховиком перевернутый маятник. На его основе были выполнены и опубликованы научные работы ряда авторов, в том числе известных отечественных ученых.

Разрабатываемый стенд моделирует управляемое движение объекта относительно одной оси. Его конструкция имеет несколько управляемых поворотных элементов, что позволяет изменять в широком диапазоне устойчивое положение равновесия.

Рассматривается трансформируемая конструкция в виде 2-звенного управляемого маятника с приводами и датчиками угла в узлах сочленений. Маятник размещен на основании, которое позволяет ему совершать повороты на 360° . Основное звено маятника шарнирно закреплено в центре масс на неподвижном основании; второе и компенсирующее звенья шарнирно закреплены на основном звене симметрично относительно его оси вращения; маховик с приводом, закреплены на основном звене; подвижный груз выполняет функцию компенсирующего звена, перемещается с помощью привода в радиальном направлении от оси вращения основного звена. На осях вращения всех маятниковых звеньев установлены приводы. В качестве измерительных устройств используется датчики угла и угловой скорости на основном звене. Управляющие воздействия создаются маховиком, приводами на осях вращения звеньев и перемещением компенсирующего звена. Основное внешнее возмущающее воздействие – момент силы тяжести при несовпадении оси вращения звена и центра его массы. Предусмотрены и другие возможности моделирования управляющих воздействий.

Внешние возмущающие и корректирующие моменты создаются при помощи системы поворотных элементов, позволяющих решать задачи экспериментальной отработки алгоритмов адаптации и самонастройки.

Помимо научных задач создаваемая установка будет использоваться в учебном процессе. Некоторые элементы конструкции стенда выполнены из прозрачных материалов (органическое стекло), что полезно при изучении принципов действия и устройства установки. Стенд может быть использован для демонстрации лекционного материала и при выполнении студентами лабораторных и учебно-исследовательских работ.

Список литературы

1. Колесников А.А. Метод синтеза системы управления колебаниями перевернутого маятника с инерционным маховиком // Вестник ДГТУ. 2013. № 3-4. С.64-71.
2. Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибиc-M» / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2011. № 40. 29 с.

УДК 629.78

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА ТОЧЕЧНЫХ ОТОБРАЖЕНИЙ

ДЛЯ ОТЫСКАНИЯ АТТРАКТОРОВ В РЕЛЕЙНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ

В.Н. Булавкин, студент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Аэрокосмический факультет

bulavkin_98@mail.ru

Научный руководитель: Р.П. Симоньянц, к.т.н., доцент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Специальное машиностроение»

akf_dekan@mail.ru

Исследуется динамика стабилизации космического аппарата при релейном управлении с линейной коррекцией по скорости. Подобная система рассматривалась, например, в работе [1, с. 149-177] для частного случая сильных (ударных) управляющих воздействий, что позволило существенно упростить задачу, используя модель разрывных колебаний, но для слабых управляющих воздействий такая модель может дать значительные ошибки.

В настоящей работе выполняется построение отображений Пуанкаре в общем случае силового взаимодействия. Движение задается уравнениями:

$$\frac{dx}{dt} = y, \quad \frac{dy}{dt} = g - a \cdot F(\sigma, \alpha, h), \quad \sigma = x + k \cdot y, \quad (1)$$

где x, y – фазовые координаты; σ – управляющий сигнал; k – коэффициент усиления по скорости; $F(\sigma, \alpha, h)$ – релейная функция управления $F = \{+1, -1, 0\}$ с зоной нечувствительности α и гистерезисом h ; a, g – эффективности управления и возмущения, разбивающая фазовую плоскость на три листа F^+, F^-, F^0 с границами (линиями) переключений: $L_i: x + ky = c_i, i = \overline{1, 4}$. Листы заполнены семействами траекторий $\Gamma^+, \Gamma^-, \Gamma^0$.

Ставится задача: построить отображения Пуанкаре линии без контакта $L_1(x, y)$ в себя фазовыми траекториями 2-импульсного и 1-импульсного незамкнутых циклов динамической системы (1). Найти неподвижные точки отображений, соответствующие возможным в системе простым и сложным аттракторам. Определить области существования отображений.

В системе могут существовать два вида простых предельных циклов (аттракторов) Γ_1^* и Γ_2^* , а также множество сложных аттракторов $\Gamma_n^*, n = 1, 2, 3, 5, 7, 9, \dots, \infty$:

$$\Gamma_n^* = \bigcup_m (\Gamma_2) \bigcup \Gamma_1, \quad m = \frac{n-1}{2} \quad \forall n \geq 3.$$

Простым аттракторам отвечают неподвижные точки отображений:

$$T_1: L_1 \xrightarrow{\Gamma_1} L_1, \quad \Gamma_1 = \Gamma^+ \cup \Gamma^0; \quad T_2: L_1 \xrightarrow{\Gamma_2} L_1, \quad \Gamma_2 = \Gamma^+ \cup \Gamma^0 \cup \Gamma^- \cup \Gamma^0 \cup \Gamma^+.$$

Для построения отображения T_2 используем промежуточные отображения:

$$T_{i,i+1}: L_i \xrightarrow{\Gamma_{i,i+1}} L_{i+1}, \quad \text{где } i = 1, 2, 3. \quad \text{Для } T_1 \text{ используем } T_{12} \text{ и } T_{21}: L_2 \xrightarrow{\Gamma_{21}} L_1.$$

Каждой точке (x_i, y_i) на линии L_i отображение $T_{i,i+1}$ ставит в соответствие такую точку

(x_{i+1}, y_{i+1}) на линии L_{i+1} , в которую (x_i, y_i) перейдет по траектории $\Gamma_{i,i+1}(x, y)$. Аналитические выражения (функции соответствия) $y_{i+1} = f_{i,i+1}(y_i)$ промежуточных отображений $T_{i,i+1}$ находятся из совместного решения уравнений линий $L_i(x, y)$, $L_{i+1}(x, y)$ и фазовых траекторий $\Gamma_{i,i+1}(x, y)$.

$$\begin{aligned} & \text{Отображения } T_1, T_2 \text{ имеют вид } T_1 = T_{12} \cdot T_{21}, \quad T_2 = T_{12} \cdot T_{23} \cdot T_{34} \cdot T_{41}: \\ T_1: \bar{y}_1 = f_1(y_1) = f_{21}(f_{12}(y_1)); \quad T_2: \bar{y}_1 = f_2(y_1) = f_{41}(f_{34}(f_{23}(f_{12}(y_1)))) \end{aligned} \quad (2)$$

Координату y_1^* неподвижной точки находим из уравнений:

$$T_1: \begin{cases} \bar{y}_1 = f_1(y_1), \\ \bar{y}_1 = y_1. \end{cases} \quad T_2: \begin{cases} \bar{y}_1 = f_2(y_1), \\ \bar{y}_1 = y_1. \end{cases} \quad (3)$$

Иррациональные уравнения (3) можно решать численно методом итераций. Геометрическую интерпретацию такого решения дает диаграмма Ламерея. Аналитически полученные уравнения (3) содержат лишние корни, которые легко выявляются геометрическим анализом.

Границы области существования функций последования находим из условия касания фазовой траектории $\Gamma_{21}(x, y) \subset \Gamma^0$ с линией включения $L_3(x, y)$ в точке касания K_3 , применяя операцию обратного отображения $T_{31} = T_{32} \cdot T_{21}$ к точке K_3 , находим значение координаты граничной точки прообраза на линии $L_1(x, y)$.

В соответствии с изложенным алгоритмом построения отображений Пуанкаре была составлена компьютерная программа расчетов в Matcad.

Список и литературы

1. Гаушус Э.В. Исследование динамических систем методом точечных преобразований. М.: Главн. ред. физ.-мат. лит., изд-во «Наука», 1976. 368 с.

УДК 004

**СОЦИОКУЛЬТУРНЫЕ ПОСЛЕДСТВИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НОВЫХ
ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

Б.Р. Худайбергенов, студент

МГТУ им. Н.Э. Баумана, факультет «Аэрокосмический»

borislav.98@mail.ru

Индустрия современных информационных технологий с каждым днём всё глубже внедряется в нашу повседневную жизнь, распространяясь на все её области. Увеличение информации с использованием новых информационных технологий даёт толчок для развития совершенно нового этапа техногенной цивилизации.

Информационное общество – это концепция постиндустриального общества, абсолютно новая среда развития общества, в котором главными продуктами производства являются информация и знания.

Информационные технологии – это процесс, использующий комплекс средств сбора, обработки и передачи данных для получения информации о состоянии объекта, явления и т.д.

В последнее время термин «информационные технологии» выступает синонимом термина «компьютерные технологии», так как все информационные технологии на сегодняшний день связаны с применением компьютера.

Процесс информатизации общества представляет собой совокупность технико-технологических, экономических и других факторов. Эти факторы обеспечивают получение, обмен и применение информации, в современном, обществе. Данный процесс сказался на творческой и культурной деятельности социума. Цифровые технологии обеспечили возможность синтеза практически всех традиционных видов информации. Это открыло новые возможности для её хранения. В свою очередь, Интернет обеспечивает доступ к этой информации с любого места земного шара и ближнего космоса.

На этой основе возникают новые формы потребления услуг в сфере культуры, а также способы их оказания. Появляются новые виды творчества. С помощью Интернета и мультимедиа человек получает возможность инновативно реализовать свой творческий

потенциал, стать иным, создать и творить свой образ, вступать в новые социокультурные отношения.

Многие музеи, галереи, библиотеки, театры и другие учреждения культуры создают свои сайты в Интернете. Основной целью этих сайтов часто является информирование об их деятельности, экспозициях, мероприятиях и т. п. Некоторые музеи создают на своих страницах виртуальные экспозиции, позволяющие людям насладиться прекрасным, не покидая своего дома. Подобные экспозиции создают и крупные Интернет-порталы. В частности, можно отметить проект «Art Project» [1]. Данный проект позволяет совершить виртуальные туры по таким местам как Музей Ван Гога (Амстердам), Галерея Уффици (Флоренция), Лондонская Национальная галерея и т.д.

Безусловно, процесс информатизации имеет ряд серьезных проблем.

Во-первых, это проблема авторского права, интеллектуальной собственности - обеспечить их в современных условиях гораздо труднее.

Во-вторых, проблема хакерства, электронных вирусов, способных разрушить годами накапливаемые базы данных, а также важные проекты.

В-третьих, преобразование человеческого типа мышления.

Процессы технизации приводят к формированию нового образа человека. Но человек есть образ Бога и не может стать подобием машины, не перестав существовать. Однако мы не можем отказаться от современных технологии так как информатизация является глобальным процессом. [2] Сегодня, принимая во внимание все преимущества и недостатки новых технологии, следует поставить задачу - осмыслить все негативные воздействия, вытекающие из взаимодействия социума, личности и информации, и на основании этого анализа найти наиболее правильное и эффективное решение данной проблемы.

Проблемы, порожденные процессами информатизации, носят практический характер и чрезвычайно актуальны. От их решения зависит судьба каждого из нас, нашей цивилизации и культуры в целом.

Список литературы

1. Google Arts and Culture. Режим доступа: <http://www.googleartproject.com> (дата обращения 12.04.2018).
2. Бердяев Н. Человек и машина // Вопросы философии. 1989. Т.1. № 2. С. 150.

ВСЕРОССИЙСКАЯ СТУДЕНЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«СТУДЕНЧЕСКАЯ НАУЧНАЯ ВЕСНА»,
ПОСВЯЩЕННАЯ 165-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ В.Г. ШУХОВА

СБОРНИК ТЕЗИСОВ ДОКЛАДОВ

Редактор: В.Н. Шевчун
Компьютерная верстка: А.И. Долгих
Художник: В.В. Строков
Корректор: Н.А. Гежа

Подписано в печать 20.06.2018. Формат 60x90 1/8
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Объем 63,25 п.л. Тираж 1000 экз. Заказ 3441.

Издательский дом
«Научная библиотека»
Телефон: 8(495)59229-98
Адрес сайта: www.sciencelib.ru
E-mail: idnb11@yandex.ru, info@sciencelib.ru