

УДК 628.78

## **Выбор проектных параметров центробежного стенда при квазистатико-колебательном нагружении испытуемого объекта**

**Лобастов И.А.\***, **Палешкина Ю.В.\*\***, **Алексеева Н.Н.\*\*\***, **Палешкин А.В.\*\*\*\***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*e-mail: umli1996@gmail.com*

*\*\*e-mail: paleshkina.julia@yandex.ru*

*\*\*\*e-mail: nadezhda1113@gmail.ru*

*\*\*\*\*e-mail: paleshkin@mai.ru*

### **Аннотация**

Факторы нагружения определяют облик, внутреннюю структуру конструктивных элементов и конструкцию в целом, а анализ нагружения является важной, неотъемлемой частью проектирования элементов ракетно-космической техники. Отсюда возникает вопрос еще на стадии эскизного проектирования о возможности применения имеющейся экспериментальной базы разработчика ракетно-космической техники для проведения экспериментальной отработки в условиях, приближенных к натурным условиям эксплуатации изделия. В данной работе на основе математических моделей и алгоритмов расчета, используя среду Матлаб, разработан программный комплекс, позволяющий при различных исходных данных получить эксплуатационные и энергетические параметры стенда на определенных испытательных режимах.

**Ключевые слова:** спускаемые аппараты, экспериментальная отработка, центробежный стенд, ракетно-космическая техника

## Введение

Освоение Венеры началось в 1961 г. Первые три аппарата были созданы в ОКБ-1 под руководством академика С. П. Королёва. Все последующие миссии, начиная с «Венеры-4» были изготовлены в Научно-производственном объединении им. С. А. Лавочкина под руководством Г. Н. Бабакина и оказались очень успешными. Последними космическими аппаратами, направленными СССР к Венере, были станции «Вега-1 и -2», «посетившие» Венеру в 1985 г. на пути к комете Галлея. После этого в СССР и в России космических запусков к Венере не производилось. Эстафету приняла американская миссия «Магеллан», выведенная на орбиту вокруг Венеры в 1990 г. Начиная с 1992 года Венера «отдыхала» от земных посланников более 10 лет, пока в 2005 г. на орбиту вокруг планеты не был выведен европейский аппарат «Венера-Экспресс». Миссия получила впечатляющие результаты и успешно проработала на орбите до конца ноября 2014 года. [1] По состоянию на 2018 год в рамках японской космической миссии на альтернативной эллиптической венерианской орбите функционирует космический аппарат Акацуки, запущенный в мае 2010 года [2]. К сожалению, последние миссии в полной мере так и не решили фундаментальные проблемы, связанные с эволюцией планеты и её атмосферы. Так как задачи такого рода сложно решить только при наблюдениях с

орбиты, необходимы прямые измерения в атмосфере и на поверхности планеты [3]. Сейчас на разных этапах в мире планируются или находятся в разработке более 10 миссий, которые должны быть реализованы в ближайшие десятилетия. Среди них и в России создается новая миссия к Венере – АМС “Венера-Д” [4]. Она включает в себя комплексные исследования Венеры, ее атмосферы, поверхности и окружающей плазмы. Планируется производить дистанционные измерения с орбиты и прямые измерения в атмосфере. “Венера-Д” поможет выяснить причины столь непохожих эволюционных путей Земли и Венеры. Научные задачи миссии “Венера-Д” во многом пересекаются с дорожной картой исследования Венеры, разработанной аналитической группой NASA VEXAG (Venus Exploration Analysis Group), а также с задачами американской венерианской климатической миссии VCM “Venus Climate Mission”, рекомендованной к запуску в 2021 г [5]. В свою очередь, какими бы бурными темпами не шло развитие науки и ракетно-космической отрасли в целом с учетом вложения огромных средств без экспериментальной отработки изделий для реализации высоких целей не обойтись. Так как ракетно-космическая техника при эксплуатации имеет ряд особенностей. Ее конструкции невозможно дублировать, после начала летной эксплуатации практически невозможно отремонтировать. Спроектированная конструкция должна быть работоспособной на всех этапах эксплуатации. Поэтому экспериментальной отработке изделий РКТ уделяется исключительное внимание. Факторы нагружения определяют облик, внутреннюю структуру конструктивных элементов и конструкцию в целом. Анализ нагружения является важной, неотъемлемой частью проектирования элементов РКТ.

Экспериментальная отработка, подтверждение прочности и функционирования элементов РКТ требует больших затрат времени и финансовых ресурсов. Основными условиями проведения экспериментальной отработки РКТ являются наличие комплекса испытательных стендов [6].

Все чаще встречаются случаи, когда степень сложности стендов сопоставима со степенью сложности испытываемых систем РКТ. Отсюда возникает вопрос еще на стадии эскизного проектирования о возможности применения имеющейся экспериментальной базы разработчика РКТ для проведения экспериментальной отработки в условиях, приближенных к натурным условиям эксплуатации изделия. Так как моделирование комбинированных нагружений при входе спускаемых аппаратов (СА) в атмосферы с различными плотностями представляет сложную техническую проблему, которая состоит в необходимости одновременного нагружения изделий массой до нескольких тонн и диаметром до 3 м, меняющейся по определенному закону перегрузкой в диапазоне от 50 до 400 с резкостью 10...30 с<sup>-1</sup> и длительностью фронта 10...30 с, а также колебательной, аэродинамической и тепловой нагрузками. Поэтому при имитации в наземных условиях входа СА в атмосферу планет для реализации одновременного воздействия вышеуказанных факторов применяются специальные стенды, позволяющие моделировать эти факторы и процессы в наземных условиях.

Основной отличительной чертой квазистатико-динамического нагружения является воспроизведение динамической составляющей в общем нагружении вместо имитации ее только статической составляющей. Это позволяет экспериментально

оценить влияние колебаний на несущую способность конструкции, что нельзя сделать при раздельном испытании. При реальной эксплуатации аппарата функции внешнего нагружения изменяются по времени и соответственно меняются действительные значения функции несущей способности. Следовательно, необходимо совмещение квазистатических и динамических нагружений.

Моделирование воздействия линейных ускорений на образцах РКТ может производиться при испытаниях на прочность, устойчивость и стойкость.

Целью работы является создание программного комплекса для решения задачи выбора оптимальных параметров центробежного стенда при квазистатико-колебательном нагружении объекта испытаний. Для этого необходимо было решить несколько взаимосвязанных задач:

1. провести анализ спуска и конструктивных особенностей спускаемых аппаратов при входе в атмосферу планеты
2. провести расчет и определить основные параметры движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры при различных углах входа
3. на основе полученных данных выбрать оптимальные параметры центробежного стенда

### **Краткая характеристика планеты**

Освоение космического пространства с помощью летательных аппаратов открывает новые горизонты в изучении вселенной, предоставляет широкие возможности для улучшения жизни на Земле, для использования ресурсов космоса на благо

человечества. Ближайшее будущее следует рассматривать, исходя из необходимости полноценного развития фундаментальных исследований Солнечной системы, включая планеты, их спутники, кометы и астероиды. Они нацелены на выяснения происхождения и ранних стадий эволюции планетного вещества, динамических процессов формирования небесных тел и Солнечной системы в целом, установление критериев, предопределивших развитие сложившихся природно-климатических условий на Земле и других планетах. Для этого потребуются качественно новые технические средства, которые обеспечат создание долговременных автономных станций для исследований на поверхностях планет, - прежде всего на Марсе, Венере, Меркурии, Сатурне, Юпитере.

Давление у поверхности Венеры составляет 92 атм. В атмосфере Венеры азота в 4 раза больше, чем на Земле. Полная масса углекислоты на Земле и Венере сравнима. Но если на Венере это соединение образует плотную атмосферу, то на Земле углекислота спрятана в твердых породах: в карбонатах, в известковых отложениях, связанных с примитивными организмами. Считается, что чрезвычайно высокая температура поверхности Венеры ( $\sim 740$  К) поддерживается за счет парникового эффекта в мощной углекислотной атмосфере. Поверхность Венеры нагревается на  $\sim 510$  К за счет парникового эффекта.

### **Анализ спуска и конструктивных особенностей спускаемых аппаратов при входе в атмосферу планеты**

Ввиду сложности и новизны современных СА в настоящее время нельзя точно рассчитать динамические процессы, происходящие в аппарате, и надежность его

функционирования. Это объясняется неполнотой исходных данных о действительных режимах работы системы в натуральных условиях: о линейных, ударных и вибрационных нагрузках, о тепловых потоках, об аэродинамических нагрузках и о других факторах и нагрузках, а также о сложных случайных взаимодействиях подсистем, в особенности на переходных нестационарных режимах функционирования СА, включения и выключения орбитальных установок, функционирования парашютных систем, посадки и др. При создании аппаратов необходимо учитывать не только характеристики отдельных систем, но и особенности их взаимодействия.

Различие условий межпланетных перелетов, характеристик планеты и ее атмосферы, а также массово - инерционных характеристик спускаемых и посадочных аппаратов привело к появлению новых динамических процессов полета, связанных с организацией приближения аппарата к атмосфере планеты, надежным прохождением ее плотных слоев и обеспечением, в зависимости от программы полета, либо проведения научных экспериментов в ее атмосфере, либо мягкой посадки и функционирования на поверхности планеты, либо взлет с поверхности для доставки возвращаемого аппарата с грузом на Землю.

В связи с этим этап входа спускаемого аппарата (СА) в атмосферу, этап парашютирования и этап посадки аппарата на поверхность планеты - наиболее сложные и ответственные этапы межпланетного полета.

СА должен воспринимать действующие на него в процессе эксплуатации нагрузки без повреждений и изменений формы, то есть быть прочным и жестким.

Конструкция СА должна удовлетворять этому требованию и иметь минимальную массу.

### Расчетная часть

Для реализации поставленной цели расчетная часть работы будет разбита на три этапа. Так как результаты предыдущего расчета будут служить исходными данными для последующего.

#### Моделирование движения СА в атмосфере планеты.

В начале рассмотрим атмосферное движение спускаемого аппарата до момента включения парашюта увода. До этого момента времени СА представляет собой сферу, состоящую из двух полусфер. Используем известную систему уравнений, записанную при некоторых допущениях [10]:

В данном расчете рассматривается случай баллистического спуска:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{C_x S \rho V^2}{2m} - g \sin \theta \\ V \frac{d\theta}{dt} = \frac{V^2}{r} \cos \theta - g \cos \theta \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dL}{dt} = V \frac{R_e}{r} \cos \theta \end{cases} \quad (1)$$

Где  $V$  – скорость;  $\theta$  – угол наклона траектории (угол входа,  $\theta < 0$ );  $R_e$  – радиус

Венеры (6052 км);  $H$  – высота;  $L$  – дальность по поверхности до выброса парашюта;

$m$  – масса;  $g$  – гравитационная постоянная.



Начальные условия для расчета:

$H_0=135$  км;  $m=700$  кг; СА – сфера с  $d=2,5$  м;  $V_0=11,2$  км/с;  $\rho_0=67$  кг/м<sup>3</sup>;  $t=45$  с;

$\theta \in (-5^\circ; -50^\circ)$ .

Моделирование проводится в среде MATLAB с использованием численного метода Рунге-Кутты 4 порядка. Результаты расчетов представлены на рис.4-5.

На рис.1 отражено снижение СА в атмосфере Венеры с течением времени при разных углах входа в верхних слоях.

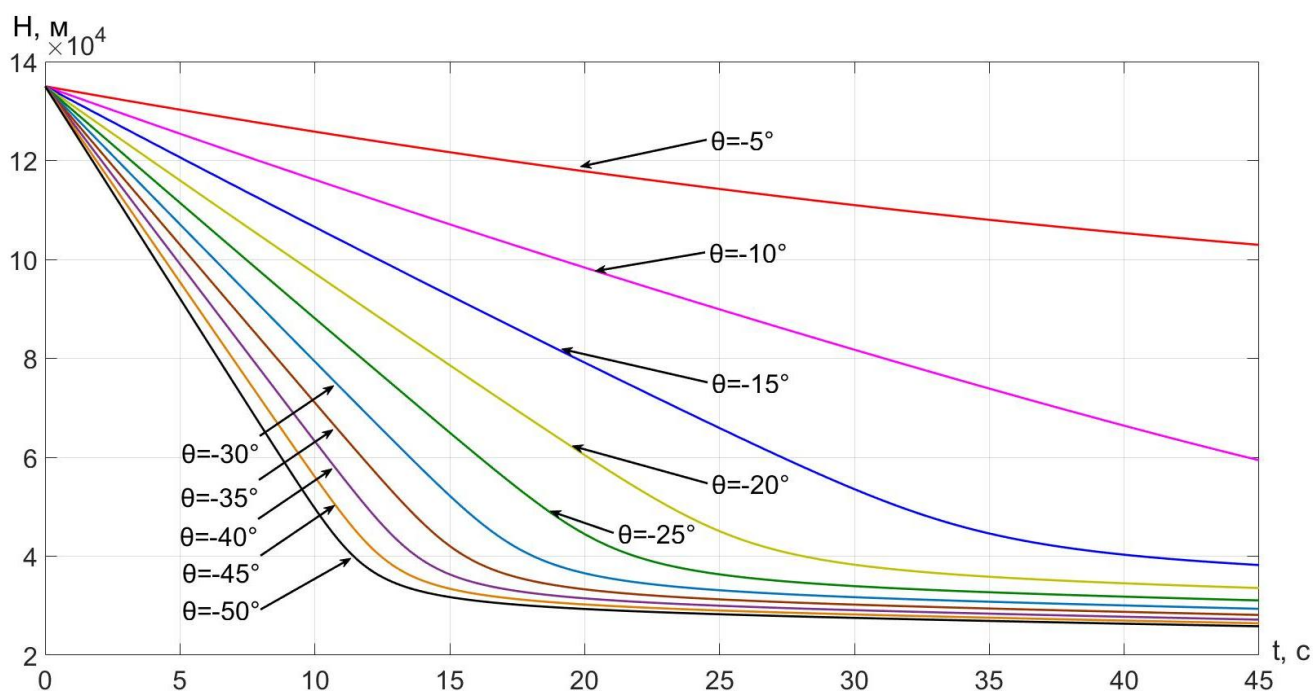
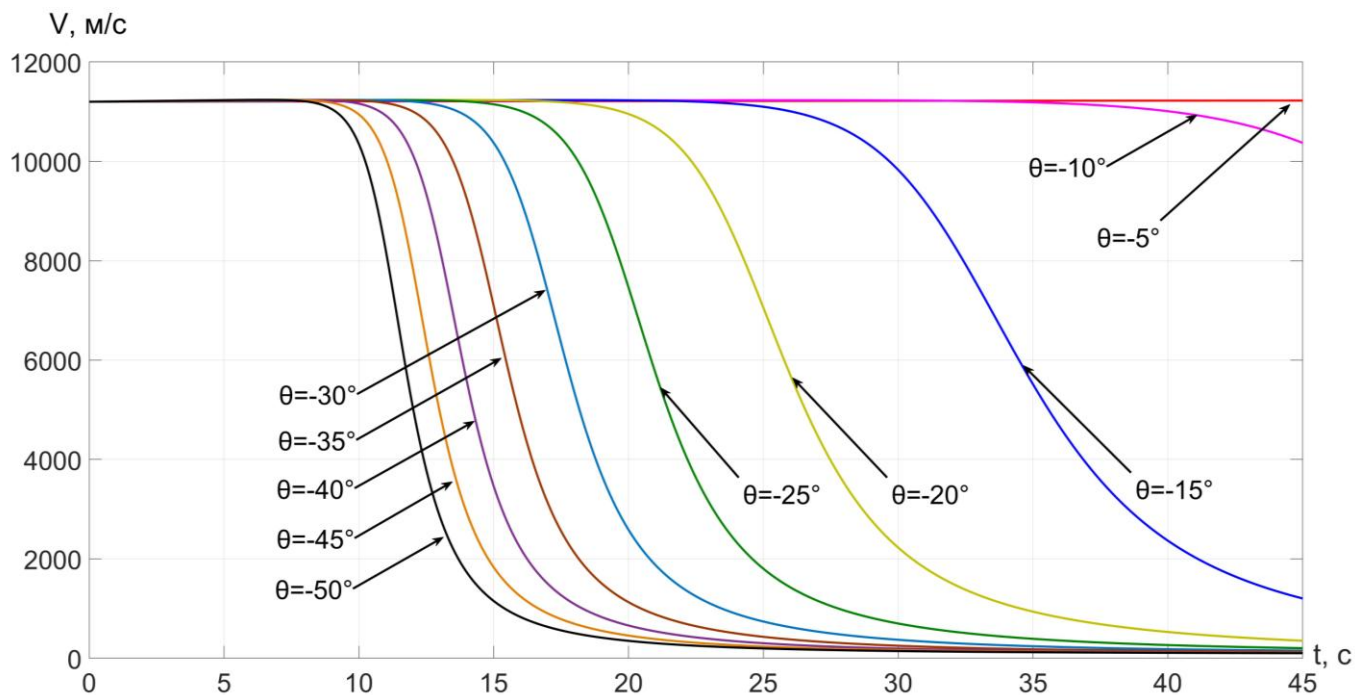


Рис.1. Высота  $H$  СА от времени полета  $t$

На рис. 2 показано изменение скорости полета в зависимости от угла входа СА в интервале времени от 0 до 45 секунд.

Рис.2. Скорость полета  $V$  от времени  $t$ 

На рис. 3 графики зависимости перегрузки  $n$  от времени  $t$ , отражающие изменение перегрузки в процессе спуска с учетом разных углов входа в атмосферу планеты на отслеживаемом интервале времени.

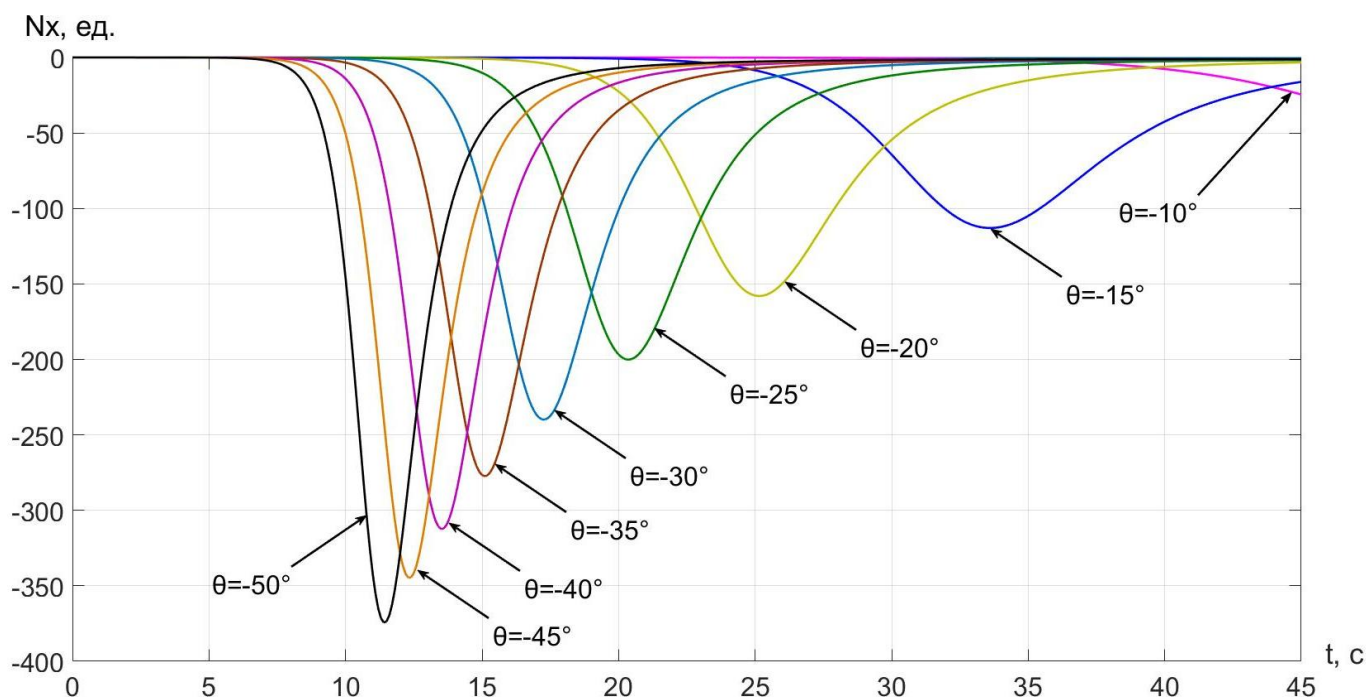


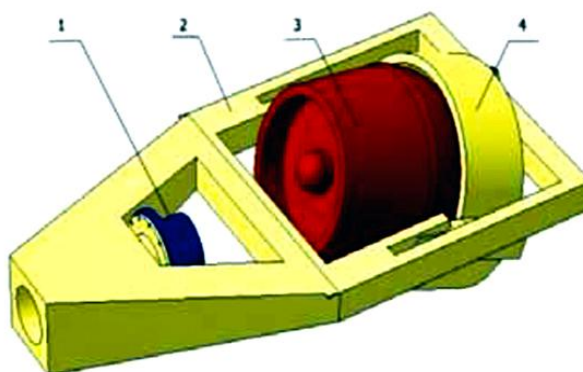
Рис.3. Осева перегрузка  $N_x$  от времени  $t$

В результате проведенного моделирования были получены важные параметры необходимые для проведения дальнейших расчетов.

### Расчет и выбор параметров центробежного стенда для проведения испытаний

При воспроизведении линейных ускорений на центробежном стенде определяющее значение имеют величина перегрузки  $n_{\max}$ , время действия, закон изменения  $n(t)$ , резкость перегрузки  $C$ , предельный импульс перегрузки  $I_{\text{пр}}$  и мера интегрального воздействия  $M_n$ . Поэтому на основе полученных данных проведем расчет моделирования движения аппарата, используя метод моделирования входа СА на квазистатико-колебательном стенде со свободными колебаниями системы, разработанный на АО "НПО Лавочкина". Этот метод применялся при наземной отработке входа в атмосферу планеты спускаемых аппаратов «Венера - 5, ... ,8».

Кратко опишем его. Объект размещался на подвижной каретке рис. 4, отклоненной на некоторый угол  $\varphi$ . Несущая рама, вращающаяся относительно оси главного вала центрифуги с переменной угловой скоростью  $\omega_{var}$ , на свободном конце имеет колебательную систему. Колебательная система массой  $M$  шарнирно соединена с несущей рамой. Подвижная каретка с агрегатом после открытия пирозамка колеблется на шарнире с переменной частотой  $f$  и амплитудой колебаний  $A$ , убывающей по экспоненциальному закону, асимптотически приближаясь к нулю. В результате колебательная система участвует в 2-х движениях - переносном вместе с рамой и относительном вокруг шарнира.



**Рис.4. Модель динамической платформы [16]**

1 - муфта стенда; 2- несущая рама; 3 - объект испытаний; 4 - подвижная каретка

$$\text{Тогда } L = \frac{R + l \cos \varphi}{\cos \varphi_1}.$$

$L$  - расстояние от оси до центра масс системы,  $l$  - длина маятника,  $\varphi_1$  - угол между продольной осью рамы и линией, проходящей через центр масс системы и осью центрифуги в плоскости колебания,  $R$  – расстояние от оси вращения до шарнира.

$$\text{Сила инерции равна: } F = M\omega^2 L = M\omega^2 \frac{R + l \cos \varphi}{\cos \varphi_1}. \quad (2)$$

Дифференциальное уравнение относительного движения системы (аппарат-рама) имеет вид:  $-FR \sin \varphi_1 - k_1 l \dot{\varphi} = (I_1 + Ml^2) \ddot{\varphi}$ , (3)

где  $I_1$  – собственный момент инерции;  $k_1$  – коэффициент пропорциональности между силой и скоростью.

Подставляя выражение (2) получим:

$$M\omega^2 R(R + l \cos \varphi) \operatorname{tg} \varphi_1 + k_1 l \dot{\varphi} + (I_1 + Ml^2) \ddot{\varphi} = 0. \quad (4)$$

Так как  $\operatorname{tg} \varphi_1 = \frac{l \sin \varphi}{R + l \cos \varphi}$ , то уравнение (4) можно представить в виде:

$$\ddot{\varphi} + \frac{k_1 l}{I_1 + Ml^2} \dot{\varphi} + \frac{M\omega^2 Rl}{I_1 + Ml^2} \sin \varphi = 0. \quad (5)$$

В результате некоторых преобразований и учитывая, что углы колебаний малы, уравнение (5) можно записать в виде:

$$\ddot{\varphi} + 2k \dot{\varphi} + \omega_0^2 \varphi = 0. \quad (6)$$

Для реальной системы, представляющей случай малого сопротивления, при котором совершаются затухающие колебания, решение уравнения имеет вид:

$$\varphi = Ae^{-kt} \sin(\sqrt{\omega_0^2 - k^2} t + \varphi_0). \quad (7)$$

Таким образом, система уравнений, определяющих движение аппарата на стенде имеет вид:

$$\begin{cases} n_x = \frac{\omega^2(R+x)}{g} + \frac{y}{g} \frac{d^2\varphi}{dt^2} + \frac{x}{g} \left( \frac{d\varphi}{dt} \right)^2; \\ n_y = \frac{\omega^2(R+x)}{g} \varphi + \frac{x}{g} \frac{d^2\varphi}{dt^2} - \frac{y}{g} \left( \frac{d\varphi}{dt} \right)^2; \\ \varphi = Ae^{-kt} \sin(\sqrt{\omega_0^2 - k^2}t + \varphi_0); \\ n_\Sigma = \sqrt{n_x^2 + n_y^2}. \end{cases} \quad (8)$$

В результате выбора параметров ( $l$ ,  $\varphi$ ,  $\varphi_1$ ,  $R$ ) на основании сделанных предварительных расчетов и проведенного моделирования колебательная система совершает экспоненциально затухающие колебания, график которых представлен на рис.5.

На основании полученных данных была сформирована программа испытательного режима для воспроизведения осевой и перпендикулярных знакопеременных перегрузок на этапе входа СА в плотные слои атмосферы планеты рис. 6.

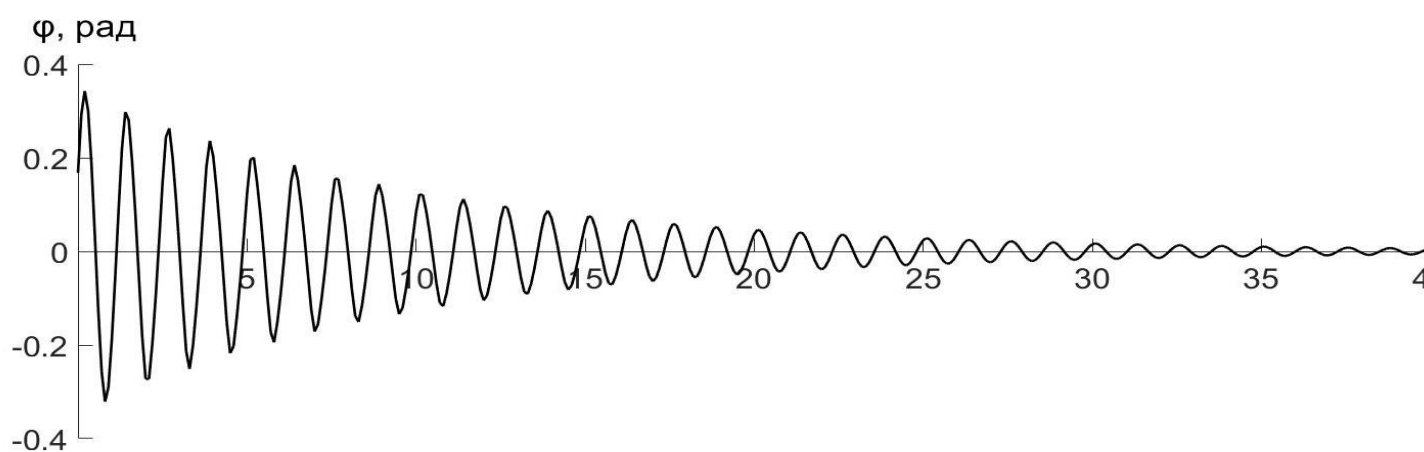


Рис.5.График полученных экспоненциально затухающих колебаний

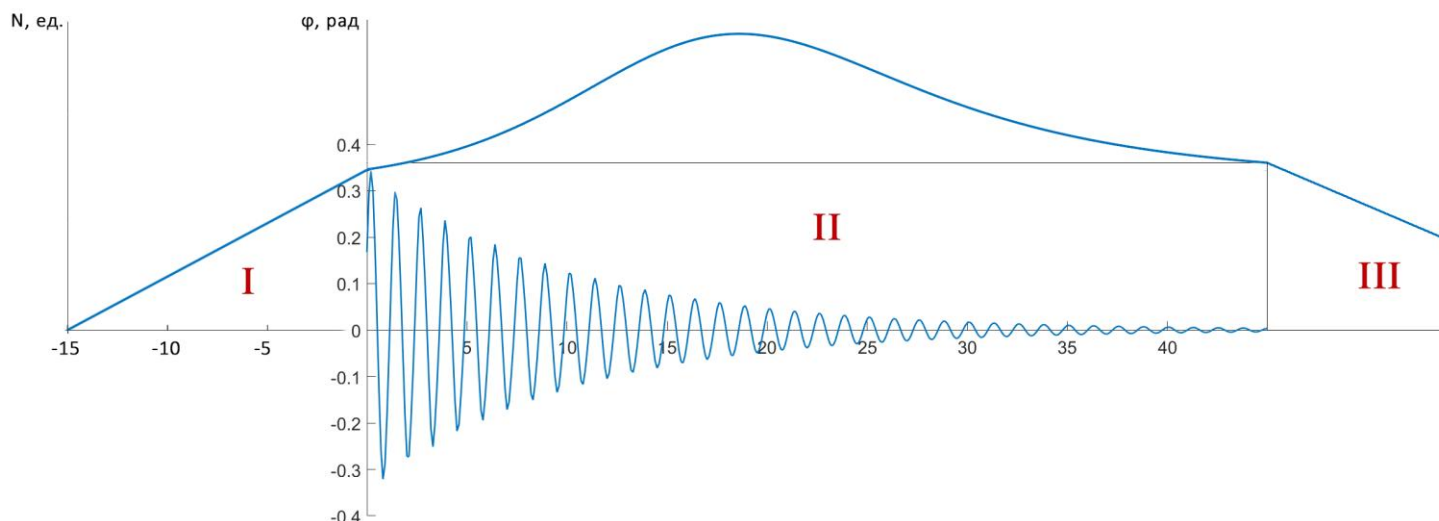


Рис.6. Условная схема испытательного режима ц.б. при расчетных параметрах эксплуатации

I – зона разгона; II – рабочая зона; III – зона торможения.

Основным эксплуатационным параметрами центробежного стенда является максимальная величина линейного ускорения и максимальная грузоподъемность. Поэтому необходимо произвести расчет потребной мощности центробежного стенда для воспроизведения испытательного режима.

### Расчет потребной мощности центробежного стенда

Мощность привода центрифуги необходима для преодоления действия аэродинамического сопротивления, сил инерции, сил трения.

$$N_{\Sigma} = f(N_a, N_i, N_{тр}),$$

$N_a = F_x V$  – мощность необходимая для преодоления сил аэродинамического сопротивления,

где  $V$  – линейная скорость движения

$$F_x = f(C_x, \rho, V, S) \text{ – сила лобового сопротивления}$$

*Максимальная мощность развивается центрифугой на участке разгона:*

$N_{и} = M_{и}\omega$  - мощность необходимая для преодоления инерционных нагрузок,

где  $M_{и} = J_{\Sigma} \varepsilon$  – момент сил инерции центрифуги,

$\omega$  – угловая скорость вращения

Для преодоления сил трения в расчетах положим  $N_{тр} = 0,15 N_a$

На основании вышеизложенного с начальными условиями:

$N_{max}=60$ ;  $m_{CA}=700$  кг;  $d_{CA}=2,5$  м;  $A=0,35$  рад;  $\beta=0,1$ ;  $R=4,5$  м;  $f \approx 4$  Гц.

Потребная мощность центрифуги составит  $\approx 1$  МВт.

### **Заключение**

Таким образом, в результате проделанной работы, на основе математических моделей и алгоритмов расчета, используя среду MATLAB, разработан программный комплекс, позволяющий при различных исходных данных, как аппарата, так и его параметров движения в атмосфере планеты, сделать расчеты и выбор целевых параметров центробежного стенда для моделирования режимов испытаний при заданных условиях функционирования и эксплуатации изделия. Это дает возможность на ранней стадии проектирования в первом приближении оценить, как основные значения параметров, действующих на изделие, так и потребные энергетические возможности центробежной установки с учетом эксплуатационных ограничений.

Разработанная математическая модель представила собой комбинацию моделей [10, 11, 16], охватывающая вопросы спуска СА и проектирования



испытательной базы, с некоторыми доработками. Последние дают возможность применять программный комплекс в первую очередь в учебном процессе для подготовки будущих специалистов. Это и выделяет модель из ряда существующих, являясь ее характерными особенностями.

### Библиографический список

1. Засова Л.В. Исследование Венеры космическими миссиями: от «Венеры-4» к «Венере-Д». К 80-летию со дня рождения академика М.Я. Марова // Механика, управление и информатика. 2015. Т. 7. № 3 (56). С. 102 - 116.
2. Takahashi Yukihiro, Sato Mitsuteru, Imai Masataka Hunt for optical lightning flash in Venus using LAC onboard Akatsuki spacecraft // 19<sup>th</sup> EGU General Assembly, EGU2017, proceedings from the conference held, 23-28 April 2017, Vienna, Austria, pp.11381.
3. Засова Л.В. Венера: научные проблемы, перспективы исследований // Земля и Вселенная. 2015. № 1. С. 12 - 33.
4. Буслаев С.П., Воронцов В.А., Графодатский О.А. Проблемы моделирования посадок венерианских космических аппаратов для различных грунтов – аналогов // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85909>
5. Venus Climate Mission Study, final report, presented to the Planetary decadal survey steering committee and the Inner Planets Panel, Nasa, 2010, available at: [https://www.nap.edu/resource/13117/App%20G%2004\\_Venus\\_Climate\\_Mission.pdf](https://www.nap.edu/resource/13117/App%20G%2004_Venus_Climate_Mission.pdf)

6. Галеев А.Г., Захаров Ю.В., Макаров В.П., Родченко В.В. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно - космической техники. - М.: Изд-во МАИ, 2014. - 283 с.
7. Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. – М.: Машиностроение, 1978. - 159 с.
8. Баженов В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В. Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов – М.: Машиностроение, 1985. - 239 с.
9. Захаров Ю.В., Гришко Н.К., Мукеев Т.Т. Моделирование в наземных условиях активного этапа полета летательных аппаратов // Конструирование и технология изготовления космических приборов. Сборник статей. – М.: Наука, 1988. С. 8 – 13.
10. Захаров Ю.В. Моделирование динамических нагрузок космических аппаратов при спуске в атмосфере планеты // Материалы Международной космической конференции (Москва, 11 -14 апреля 2001). – М.: Изд-во МАИ, 2001, С. 145 – 146.
11. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космического ЛА. - М.: Наука, 1988. - 336 с.
12. Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. Основы теории полёта и проектирования космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
13. Попов Е.И. Спускаемые аппараты. - М.: Знание, 1985. - 64 с.
14. Топорков А.Г. Расчет движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры // Молодежный научно-технический вестник. 2012. № 5. С. 9.
15. Захаров Ю.В, Петросян Л.В. Моделирование температурных режимов ЛА на этапе посадки при наземных испытаниях // Межвузовский научно-технический

семинар по проектированию систем. Тезисы докладов. - М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1982. С. 151 - 158.

16. Маркачев Н.А, Захаров Ю.В., Гришин С.А. Опыт использования центробежных установок для наземной отработки автоматических космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 44 – 51.

17. Воронцов В.А. Проектирование средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников / Под ред. К.М. Пичхадзе. – М.: МАИ, 2011. – 71 с.

18. Тирский Г.А. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых аппаратов и планетных зондов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. - 545 с.

19. Лобастов И.А., Алексеева Н.Н., Палешкина Ю.В. Выбор проектных параметров центробежного стенда при квазистатико-колебательном нагружении испытуемого объекта со свободными колебаниями системы // 17-я международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы докладов. (Москва, 19-23 ноября 2018). - М.: Изд-во МАИ, 2018. С. 315 – 316.

20. Лобастов И.А., Алексеева Н.Н., Палешкина Ю.В. Выбор проектных параметров центробежного стенда при квазистатико-колебательном нагружении испытуемого объекта // 10-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики. Аннотации конкурсных работ. - М.: МАИ, 2018. С. 183 – 185.

21. Торрес С.К.Х., Воронцов В.А. Оценка проектных параметров малого спускаемого аппарата с учётом неопределенности исходных данных // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=97035>

22. Воронцов В.А., Крайнов А.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Хартов В.В. Предложения по расширению программы исследований Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина // Труды МАИ. 2012. № 52. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29449>
23. Воронцов В.А., Карчаев Х.Ж., Мартынов М.Б., Примаков П.В. Программа исследования венеры и международное сотрудничество. // Труды МАИ. 2016. № 86. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=65702>

*Статья поступила в редакцию 18.01.2019*