Влияние деформированного состояния заряда твердого топлива на движение РС РСЗО на активном участке траектории

Андреев А.И., Андреева Н.В
ЧОО ВО – Ассоциация «Тульский Университет (ТИЭИ)»,
Тула, Россия (300026 Россия, г.Тула, ул.Рязанская, 1),
Тульский Государственный Университет,
Тула, Россия (300012 Россия, г. Тула, ул. проспект Ленина, 92)
e-mail: andreevpr2013@yandex.ru

Andreev AI, Andreeva NV
ORR IN - Association "Tula University (TIER)",
Tula, Russia (Russia 300026, Tula, ul.Ryazanskaya 1)
Tula State University, Tula, Russia
(300012 Tula, Russia, ul. Lenina 92)

Аннотация. В работе рассмотрена актуальность изучения данной проблемы, приведены формулы, необходимые для проведения анализа. Приведены предварительные расчеты и технические мероприятия направлены на то, чтобы обеспечить заданные режимы функционирования РДТТ во время полета и обеспечить выполнение намеченной задачи. Сделаны соответствующие выводы.

Ключевые слова: РДТТ, полет, ракета, факторный анализ, расчет траектории ракеты.

Effect of deformed solid fuel state of charge on the movement of the PC MRL at the boost phase

Abstract: The paper considers the relevance of studying the problem, the formulas needed for analysis. Presents preliminary estimates and technical measures are intended to ensure that the specified operation modes SRM while in summer and ensure that the intended objectives. To draw the appropriate conclusions-ing.

Завершающей и наиболее ответственной стадией работы ЗТТ в составе РДТТ РС РСЗО является полет. Все предварительные расчеты и технические мероприятия направлены на то, чтобы обеспечить заданные режимы функционирования РДТТ во время полета и обеспечить выполнение намеченной задачи. Полет ракеты начинается запуском и завершается подходом к цели и от того, насколько правильно были вычислены параметры траектории и рассчитаны режимы работы двигателей, а также учтено взаимодействие с набегающим воздушным потоком, зависит попадание ракеты в цель.

Для построения модели полета необходимо учитывать множество факторов, от которых зависят параметры движения: скорость ракеты , тяга двигателя , давление в камере сгорания , плотность , температура и давление окружающей ракету атмосферы, геометрические параметры ракеты, движения органов управления и другие. Развитие ракетной техники привело к необходимости моделирования условий полета в трех основных направлениях: расчет траектории ракеты, расчеты ракеты на прочность, определение надежности. Необходимость сложных расчетов при определении параметров траектории продиктована, прежде всего, задачей поражения цели при возможно меньших затратах ресурсов. Однако оказалось, что выбора расчетных характеристик траектории недостаточно для поражения цели – ракетные двигатели взрывались, ломались,

деформировалась их обшивка.

В связи с различными аспектами этих проблем выделим одну, которая тесно связана с деформированным состоянием ЗТТ перед началом горения. Как показали исследования, в зависимости от условий хранения и транспортировки форма ЗТТ может приобретать сложный пространственный характер, что существенно для работы РДТТ РСЗО РС:

- отклонение начальной формы ЗТТ приводит к несимметричному движению поверхностей горения и увеличению длины периода последействия за счет увеличения доли остатков топлива, догорающих при значениях площади поверхности горения, значительно меньших, чем номинальная (дегрессивные остатки);

- распределение массы по длине и сечению РДТТ будет отличаться от номинального, что обусловливает наличие поперечных инерционных сил, связанных с поворотом ракеты при старте относительно продольной оси. Это, в свою очередь, приводит к деформациям корпуса и формированию возмущений внешнебаллистических параметров на активном участке траектории, что особенно важно для неуправляемых ракет РСЗО;

- к тому же эффекту приводит и изменение положения центра масс – интегральной массовой характеристики, влияющей на коэффициенты аэродинамических моментов;

Система уравнений, описывающая пространственное движение деформируемой ракеты, включает в себя шесть уравнений ее движения как абсолютно твердого тела, что определяет положение центра масс в пространстве и уравнения деформирования корпуса. Такая формулировка может быть интерпретирована как разложение движения на переносное (движение центра масс) и относительное, связанное с деформациями корпуса и других элементов ракеты. Поэтому оба движения взаимосвязаны, так как нагрузки, действующие на ракету в полете, зависят как от параметров движения центра масс, так и от текущих формы и размеров корпуса и составляющих его элементов. К числу основных элементов РДТТ РС РСЗО следует отнести ЗТТ, так как его масса составляет значительную долю стартовой массы ракеты (относительная масса топлива имеет порядок 0.2…0.5), поэтому изменение формы заряда по отношению к проектной может привести к значительной не симметрии распределения массы по поперечным сечениям и к смещению положения центра масс по длине. Оба этих фактора являются следствием условий хранения и транспортировки ЗТТ.

Для нахождения деформационного состояния ЗТТ в процессе горения запишем уравнения пространственного движения деформируемого твердого тела в связанной системе координат:

$$
\begin{aligned}
& m_{PC}\left[\dot{\boldsymbol{v}}_O^{*} + \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{v}_0 + \dot{\boldsymbol{\omega}}\times\boldsymbol{\rho}_O + \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\rho})\right] = \boldsymbol{A} + \boldsymbol{G} + \boldsymbol{R} - \\
& -\sum_{n=1}^{2N}\{q_n[\dot{\boldsymbol{\omega}}\times\boldsymbol{a}_n + \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{a}_n)] + 2\dot{q}_n\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{a}_n + \ddot{q}_n\boldsymbol{a}_n\}; \\
& \mathbf{J}_{PC}\cdot\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{J}_{PC}\cdot\boldsymbol{\omega} + m_{PC}\,\boldsymbol{\rho}_O\times\left(\dot{\boldsymbol{v}}_O^{*} + \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{v}_0\right) = \\
& = \boldsymbol{M}_A + \boldsymbol{G}\times\boldsymbol{\rho}_O + \boldsymbol{M}_R - \sum_{n=1}^{2N} q_n\left[2(\mathbf{J}_{1n}\cdot\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{J}_{1n}\cdot\boldsymbol{\omega}) + \boldsymbol{a}_n\times\left(\dot{\boldsymbol{v}}_O^{*} + \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{v}_0\right)\right] - \\
& -\sum_{n=1}^{2N}\dot{q}_n(2\boldsymbol{\omega}\cdot\mathbf{J}_{1n} + \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{G}_n) - \sum_{n=1}^{2N}\ddot{q}_n\boldsymbol{G}_n; \\
& \ddot{q}_m = \sum_{n=1}^{2N} r_{mn}q_n - \Omega_m^2 q_m - \left(\boldsymbol{a}_m + \sum_{n=1}^{2N}\boldsymbol{a}_{mn}q_n\right)\cdot\left(\dot{\boldsymbol{v}}_O^{*} + \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{v}_0\right) + \boldsymbol{\omega}\cdot\left(\mathbf{J}_{1m} + \sum_{n=1}^{2N}\mathbf{Q}_{mn}q_n\right) \\
& -\dot{\boldsymbol{\omega}}\cdot\left(\boldsymbol{G}_m + \sum_{n=1}^{2N}\boldsymbol{G}_{mn}q_n\right),\ m = 1\ldots 2N
\end{aligned}
\qquad ,(1)
$$

где , **J** – масса и тензор моментов инерции недеформированной ракеты, определяемые по конструкторским чертежам; - положение центра масс в связанной системе координат с учетом деформаций и выгорания заряда, - скорость центра масс, – угловая скорость вращения связанной системы координат, – векторы аэродинамических сил, веса, силы тяги; –формы свободных колебаний тела, - коэффициенты разложения относительного движения по формам свободных колебаний.

Решения задачу об НДС ЗТТ на активном участке траектории с использованием МКЭ-формулировки можно определить положение центра масс по формуле (2):

$$
x_{цм} = \frac{\sum_{i=1}^{N} x_i V_i}{\sum_{i=1}^{N} V_i};\ y_{цм} = \frac{\sum_{i=1}^{N} y_i V_i}{\sum_{i=1}^{N} V_i};\ z_{цм} = \frac{\sum_{i=1}^{N} z_i V_i}{\sum_{i=1}^{N} V_i}, \qquad (2)
$$

где - число элементарных объемов (конечных элементов) в несгоревшей части заряда, - координаты центров масс.

Список литературы

1. Андреев А.И., Желтков В.И. Динамика конечных деформаций вязкоупругих тел / Известия ТулГУ. Сер. Математика. Механика. Информатика. Вып. 4. - Механика, 1998.

2. Желтков В.И., Комолов Д.В., Хромова Н.Г. Некоторые вопросы автоматизации расчетов динамики вязкоупругих систем / Известия ТулГУ. Сер. Математика. Механика. Информатика. Вып. 1. - Механика, 1996.

3. Ильюшин А.А., Победря Б.Е. Основы математической теории термовязкоупругости. - М.: Наука, 1970. - 270с.

4. Андреев А.И., Горячев Л.В., Редько А.А., Сатаров А.В. Математическая модель формоизменения твердого топлива при транспортировке. // Оборонная техника, №, 2001. – Москва:2001.

5. Андреев А.И., Горячев Л.В., Желтков В.И., Редько А.А. Деформация зарядов твердого топлива во время полета. // Оборонная техника, №, 2001. – Москва:2001.

6. Андреев А.И. Дискретное разбиение заряда твердого топлива методом отбражения //Сб. ст.”Механика деформированного твердого тела и обработка металла давлением”, ч. № 1, 2001. – Тула, 2001., с. 30-33.