

Стабилизация наноспутников при импульсном старте в атмосфере и космическом пространстве

© Ю.В. Герасимов, Г.К. Каретников, А.Б. Селиванов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Разработана модель универсального наноспутника, предназначенного для электродинамического импульсного старта. Предполагаемая система запуска и стабилизации наноспутника одинаково эффективно работает в космическом пространстве и в атмосферах планет. Стабилизация наноспутника достигается исключительно за счет его формы, а не за счет вращения, что позволяет успешно выполнить целевую задачу.

Ключевые слова: наноспутник, космические транспортные системы, импульсный старт, кластерные космические системы.

Введение. В настоящее время спутники массой 1...10 кг (рис. 1, а) осуществляют дистанционное зондирование Земли из космоса, связь и передачу данных, позволяют проводить испытание и отработку новых технологий и аппаратно-программных решений, научные исследования. Снижение массы бортовой аппаратуры и размеров космических аппаратов обуславливает необходимость изменения существующей технологии запуска спутников.

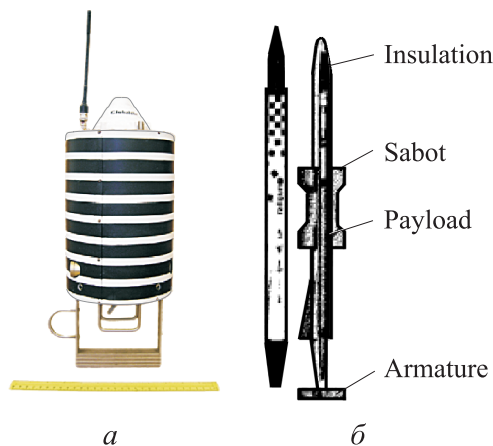


Рис. 1. Технологический наноспутник ТНС-1 (а) и общий вид наноспутника с секторным поддоном и якорем [2] (б)

В работах [1–4] рассмотрена возможность выведения наноспутников в околоземное пространство с помощью импульсных стартовых и корректирующих устройств с поверхности Земли, с самолета, аэростата и с борта МКС. На рис. 1, б приведен общий вид наноспут-

ника с секторным поддоном и якорем, предложенный в работе [2]. Подъем пусковой площадки снижает требования к пусковому устройству в отношении стартовой скорости метаемого тела, но предъявляет дополнительные требования к массогабаритным характеристикам импульсной установки. Рациональный выбор системы импульсного запуска позволит снизить удельную стоимость транспортных операций в 5–10 раз по сравнению с традиционными способами доставки спутников на орбиту [2]. В плане технологичности представляет практический интерес разработка универсального наноспутника, система стабилизации которого одинаково эффективно работает на разных высотах.

Метаемая сборка. Импульсный космический старт наноспутника представляет собой достаточно сложную техническую проблему. При выходе за срез канала ускорителя наноспутник испытывает поперечные колебания, что приводит к появлению значительных углов атаки, а также прецессионному движению [5, 6]. Неудачная аэродинамическая компоновка может вызвать вращение спутника вокруг его оси [7, 8]. Стабилизация спутника в атмосфере путем его вращения приводит к дополнительным сложностям эксплуатации.

Целью данной работы является обеспечение стабилизации спутников исключительно за счет их формы, а также формы ведущей части канала импульсной транспортной системы. При выходе за срез канала ствола спутник должен быть уже изначально стабилизирован без использования гироскопического эффекта.

При этом необходимо решить следующие технические вопросы:

- относительно свободный разгон наноспутника и его ведущих частей по всей длине канала рельсотрона;
- обеспечение жесткой фиксации наноспутника при выходе из рельсотрона;
- плавное отделение (без возмущений) элементов ведущего устройства непосредственно за выходом из канала рельсотрона;
- обеспечение высокой надежности функционирования системы вывода спутника как в атмосфере, так и в космическом пространстве.



Рис. 2. Метаемая сборка

Конструкция метаемой сборки (рис. 2) включает в себя наноспутник с удлиненным цилиндрическим корпусом, заканчивающимся небольшой кормовой аэродинамической юбкой, которая обеспечивает дополнительную стабилизацию наноспутника при старте в атмосфере, и ведущие элементы.

В состав ведущих элементов входят: подпятник, зафиксированный на хвостовой части, и ведущее устройство с продольными надрезами для его разделения и последу-

ющего высвобождения подпятника, плотно облегающего наноспутник при выходе из канала рельсотрона. В головной части ведущего устройства выполнены аэродинамические скосы для его раскрытия. Помимо этого, в задней части ведущего устройства имеется поверхность, плотно контактирующая с аэродинамической силовой юбкой наноспутника, которая за счет динамики разгона осуществляет разделение предварительно надрезанного ведущего устройства на элементы в условиях космического пространства (рис. 3, б). При старте наноспутника в атмосфере разделение ведущего устройства происходит за счет передних аэродинамических скосов при воздействии на них набегающего потока (рис. 3, а). Ведущее устройство выполнено деформируемым; необходимая степень осевой деформации достигает максимума с выходом устройства за срез канала, что обеспечивает дополнительную фиксацию и стабилизацию метаемой сборки при ее выходе [5, 9].

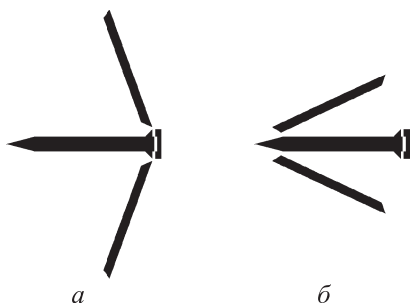


Рис. 3. Разделение ведущего устройства на элементы:

а – в атмосфере; б – в вакууме

Параметры статической устойчивости наноспутника. Аэродинамическая схема наноспутника приведена на рис. 4. Приняты следующие основные параметры наноспутника: диаметр миделева сечения $d_{\text{мид}}$ = 60 мм; диаметр юбки $d_{\text{ю}}$ = 120 мм; длина спутника l = 600 мм; длина головного конуса $X_{\text{Г}}$ = 120 мм; длина цилиндра $X_{\text{Ц}}$ = 450 мм.

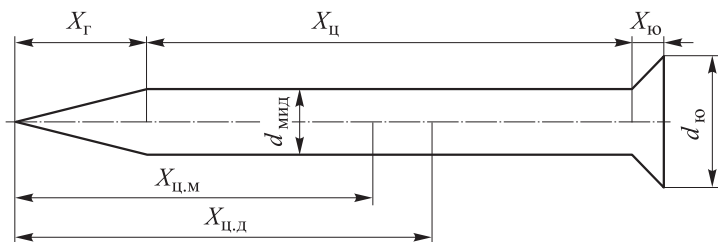


Рис. 4. Аэродинамическая схема наноспутника

При массе спутника $m = 10$ кг его средняя плотность составляет $6,3 \text{ г/см}^3$.

Аэродинамические коэффициенты рассчитаны в соответствии с линеаризованной теорией тонких тел вращения; α – угол атаки (в радианах). Согласно работам [9–11], коэффициент момента сил относительно носка тела

$$c_m = \frac{2}{d_{\text{мид}}^2} \left(d_{\text{ю}}^2 - \frac{4}{l} \int_0^l r^2 dx \right) \alpha + \frac{2c}{\pi d_{\text{мид}} l} (l^2 - X_{\Gamma}^2) \alpha^2,$$

где c – эмпирический коэффициент, определяющий характер обтекания, принят равным 1, 2 [9].

Коэффициент нормальной силы

$$c_N = \frac{2d_{\text{ю}}^2}{d_{\text{мид}}^2} \alpha + \frac{4c}{\pi d_{\text{мид}}} (l - X_{\Gamma}) \alpha^2.$$

В этих выражениях первое слагаемое учитывает влияние волнового сопротивления, второе – сопротивление трения.

Коэффициент давления

$$c_d = \frac{X_{\text{ц.д.}}}{l} = \frac{c_m}{c_N}.$$

Запас устойчивости определяет взаимное положение центра давления $X_{\text{ц.д.}}$ и центра масс $X_{\text{ц.м.}}$ летательного аппарата:

$$Y = \frac{X_{\text{ц.д.}} - X_{\text{ц.м.}}}{l}.$$

Зависимость запаса устойчивости Y от угла атаки α приведена на рис. 5.

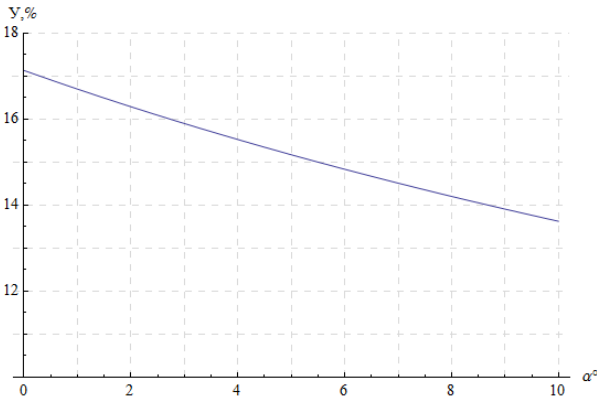


Рис. 5. Зависимость запаса устойчивости Y от угла атаки α

Видно, что запас устойчивости при малых углах атаки изменяется в пределах 15...17 %.

Заключение. Разработана модель универсального наноспутника для электродинамического импульсного старта в условиях стабили-

зации его как в атмосфере планеты, так и в космическом пространстве. Оценка запаса устойчивости разработанной модели наноспутника находится в пределах 15...17 %.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Герасимов Ю.В., Каретников Г.К., Селиванов А.Б., Фионов А.С. Оценка относительной конечной массы наноспутника, доставляемой в околоземное пространство с помощью импульсных стартового и корректирующего устройств. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2013, № 2, с. 67–74.
- [2] McNab J. Launch to space with an electromagnetic railgun. *IEEE transactions on magnetics*, 2003, vol. 39, № 1, pp. 295–303.
- [3] Behrens J., Lehmann P., Longo J., Bozic O., Rapp M., Reis A. *Hipersonic and electromagnetic railgun technology as a future alternative for the launch of sub-orbital payloads*, Proceedings of the 16-th ESA Symposium on European Rocket and balloon Programs and related research – Switzerland, 2003, pp. 185–190.
- [4] Герасимов Ю.В., Каретников Г.К., Селиванов А.Б., Фионов А.С. Физико-математическая модель электромагнитного ускорения наноспутников с помощью пушки Гаусса. *Необратимые процессы в природе и технике: Труды V Всероссийской конференции*, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ФИАН, 2009.
- [5] Махутов Н.А., Герасимов Н.В., Герасимов Ю.В., Ловля В.С. *Математическое моделирование волновых процессов в сложных технических системах*. Москва, ИМАШ РАН, 1999, 54 с.
- [6] Герасимов Ю.В., Герасимов Н.В., Ловля В.С. Моделирование высокоскоростного процесса метания сложных тел рельсотроном. Пятое междунар. совещание-семинар: Инженерно-физические проблемы новой техники. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.
- [7] Герасимов Ю.В. Системы нелинейных волн в неоднородной многосвязной среде. Всесоюзный семинар: Инженерно-физические проблемы новой техники. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1990.
- [8] Краснов Н.Ф. *Аэродинамика тел вращения*. Москва, Оборонгиз, 1958, 560 с.
- [9] Герасимов Ю.В., Герасимов Н.В., Ловля В.С. Метод решения нестационарных задач механики сплошной среды. *Доклады АН СССР*. Москва, Наука, 1989, т. 305, № 5.
- [10] Краснов Н.Ф. *Аэродинамика. Ч. I*. Москва, Высш. шк., 1976, 496 с.
- [11] Краснов Н.Ф. *Аэродинамика. Ч. II*. Москва, Высш. шк., 1976, 416 с.

Статья поступила в редакцию 05.06.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Герасимов Ю.В., Каретников Г.К., Селиванов А.Б. Стабилизация наноспутников при импульсном старте в атмосфере и космическом пространстве *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 8. URL: <http://engjournal.ru/catalog/fundamentals/physics/1110.html>

Герасимов Юрий Викторович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана. Канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры «Физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области физики взрыва, волновой динамики, прочности, неразрушающего контроля, численно-аналитических методов решения задач взаимодействия тел и физических полей, исследований в области высокоскоростного метания макротел.

Каретников Георгий Константинович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области аэродинамики.

Селиванов Алексей Борисович окончил МФТИ. Канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры «Физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области теоретической физики, гравитации и космологии, аэродинамики. e-mail: a_selivanov@list.ru