

## КОМПЛЕКСНОЕ ИСПЫТАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ДИСТАНЦИОННОГО ВИДЕОЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ АВСТРАЛИЙСКО-УКРАИНСКОГО МОЛОДЕЖНОГО МИКРОСПУТНИКА JAUESAT

© В. А. Безуглый<sup>1</sup>, Ю. В. Процан<sup>3</sup>, С. Г. Бондаренко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Українське молодіжне аерокосмічне об'єднання «Сузір'я», Національний центр аерокосмічної освіти молоді України

<sup>2</sup>Науково-дослідний інститут енергетики Дніпропетровського національного університету

<sup>3</sup>Дніпропетровський національний університет

В умовах повсюдного використання малих космічних апаратів для дистанційного відеозондування Землі потрібно забезпечити надійну роботу цільового обладнання на орбіті. Для ділянки виведення спутника ракетою-носієм характерна певна комбінація різних динамічних дій, що негативно впливають на обладнання, і яку неможливо повністю змоделювати під час наземних випробувань. Поряд з наземними випробуваннями, пропонується провести комплексне випробування цільового обладнання за допомогою малої некерованої авіаційної ракети «Зуні». Предполагається, що таким чином буде випробувано корисного навантаження дистанційного зондування Землі для австралійсько-українського молодіжного мікроспутника JAUESAT.

За последнее время в мировой практике стремительное развитие получило использование малых космических аппаратов (МКА) для проведения различных экспериментов в космосе. Несмотря на свои сравнительно небольшие массу и габариты современные МКА имеют большие возможности. Кроме того, на их разработку и изготовление затрачивается значительно меньше средств и времени, чем на разработку и изготовление больших космических аппаратов. Все это способствует широкому использованию МКА в различных областях науки и техники, но не только. Если раньше разработкой, изготовлением и эксплуатацией космических аппаратов занимались только специалисты в области ракетно-космической техники, то сейчас к этому процессу привлекаются школьники, студенты и молодые специалисты. Такой подход позволяет молодежи еще на стадии обучения получить возможность практического опыта работы с космической техникой, что способствует учебному процессу и профессиональному становлению специалистов.

Одним из приоритетных направлений эксплуатации МКА является применение полезной нагрузки дистанционного видеозондирования Земли, то есть ведение фото- или видеосъемки земной поверхности из космоса. Для этого на спутниках устанавливаются аппаратные средства (фото- или видеокамеры), позволяющие производить высококачественную съемку Земли с необходимым оптическим разрешением.

Несмотря на невысокую стоимость таких МКА,

все же требуется обеспечить их штатное функционирование на орбите. На участке выведения спутников РН оборудование КА подвержено определенной комбинации вибрационных, акустических, электромагнитных и других механических воздействий, которые могут привести к частичной или полной потере его работоспособности. Для оценки работоспособности оборудования после указанных воздействий перед запуском проводятся наземные испытания, которые, как правило, моделируют по отдельности каждое из воздействий, что не позволяет в полной мере оценить работоспособность оборудования, в том числе и ПН ДВЗЗ.

Для более полной оценки работоспособности ПН ДВЗЗ в составе МКА в моменты воздействий, характерных для участка выведения, предлагается провести комплексное испытание ПН ДВЗЗ, которое дополнено бы наземные испытания. Сущность его состоит в комплексной оценке работоспособности ПН ДВЗЗ в условиях полета на борту малой ракеты «Зуни». Во время испытания на ПН ДВЗЗ в определенной комбинации будут воздействовать продольные, поперечные и ударные перегрузки, вибрации, акустические шумы, перепады температур и давления. Подобная комбинация этих факторов наблюдается на участке выведения КА реальным РН. Предлагаемые испытания частично моделируют условия реального полета, поскольку ракета «Зуни» имеет характерные только для нее особенности полета. Проанализировав результаты комплексного испытания и результаты наземных испытаний,

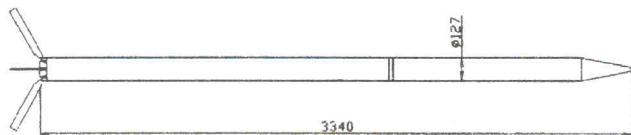


Рис. 1. Общий вид малой ракеты «Зуни»

можно более точно оценить работоспособность ПН ДВ33 после приложенных воздействий, характерных для участка выведения РН, чем располагая только результатами наземных испытаний.

Для осуществления комплексного испытания используется малая ракета «Зуни», изначально разработанная как боевая неуправляемая авиационная ракета, которую предложил Австралийский институт космических исследований с возможностью запусков с космодрома Вумера в научно-образовательных целях.

Ракета «Зуни», переоборудованная под запуски с космодрома Вумера, состоит (рис. 1) из двух частей: двигательной установки (ДУ) и полезной нагрузки (ПН). Параметры ракеты варьируются в зависимости от параметров ПН. ДУ является ракетный двигатель на твердом топливе, который имеет массу в заправленном состоянии — 26.7 кг, длину по корпусу — 1.95 м, диаметр миделя — 0.127 м, продолжительность работы — 1.5 с. [2]. В нижней части к ДУ крепятся 4 стабилизатора. Параметры ПН будут определяться параметрами испытываемой системы при условии, что масса системы составляет не более 30 кг, а также будут выполнены некоторые конструктивные требования. Разделение ДУ и ПН производится с помощью пиротехнической системы. Ракета размещается на наземной пусковой установке (ПУ), откуда может запускаться под различными углами к горизонту.

Параметры полета ракеты «Зуни» зависят от многих факторов. В среднем по результатам предыдущих запусков во время полета ракеты продольные ускорения достигают 55g, и она разгоняется до скорости около 500 м/с. Стартуя в вертикальном положении, ракета поднимается на высоту около 6 км. За счет разности высот температура резко изменяется в пределах 40 °C, а давление — 50 кПа. Остальные параметры полета ракеты во время предыдущих стартов не измерялись, поэтому сейчас о них можно говорить только приблизительно.

Комплексное испытание осуществляется следующим образом. ПН ДВ33 размещается в качестве ПН под обтекателем ракеты «Зуни». В процессе полета, с ПН на наземную приемную установку передается информация о состоянии ПН ДВ33 и об условиях полета самой ракеты. После достижения

ракетой максимальной высоты происходит отделение ДУ и раскрытие парашюта ПН. ДУ при этом падает на землю. Парашиотирование ПН позволит более точно определить последствия от воздействий во время полета на ПН ДВ33, а также оценить возможность ее многократного использования для испытаний. Техническая сторона испытания будет зависеть от параметров ПН ДВ33 конкретного МКА.

В настоящее время предполагается провести описанное испытание ПН ДВ33 для разрабатываемого микроспутника JAUESAT. Что собой представляет микроспутник JAUESAT и его ПН ДВ33?

Австралийско-украинский молодежный микроспутник JAUESAT (Joint Australian Ukrainian Engineering SATellite) преследует следующие цели: испытание полезной нагрузки дистанционного видеозондирования Земли для получения научных данных; испытание нового оборудования для хранения и отсылки фото/видео данных; проведение навигационных испытаний с использованием систем ГЛОНАСС/GPS; приобретение молодыми специалистами реального опыта в создании космической техники; привлечение молодежи к техническому творчеству. JAUESAT разрабатывается под руководством Австралийского института космических исследований на технологической базе Квинслендского университета технологий при финансировании Исследовательским центром спутниковых систем. С украинской стороны в проекте принимают участие: Украинское молодежное аэрокосмическое объединение «Сузір'я», физико-технический институт Днепропетровского национального университета (ДНУ), научно-исследовательский институт энергетики ДНУ и Национальный центр аэрокосмического образования молодежи Украины. Определенную поддержку проекту оказывает Государственное конструкторское бюро «Южнос» имени М. К. Янгеля. Начало разработке JAUESAT положили студенты Квинслендского университета технологий в 1998 году, а в мае 2000 года к разработке присоединилась украинская сторона. Вывести JAUESAT на орбиту запланировано конверсионным украинско-российским РН «Днепр» в середине 2003 года.

Микроспутник JAUESAT (рис. 2) имеет массу до 20 кг и представляет собой куб с габаритами 0.23×0.23×0.23 м или параллелепипед с габаритами 0.23×0.23×0.35 м. Стабилизация микроспутника пассивная, с использованием постоянных и гистерезисных магнитов. Микроспутник должен будет функционировать на солнечно-синхронной орбите высотой 650—700 км в течение 1.5 лет.

В состав полезного оборудования входят:

- Система дистанционного видеозондирования Земли;

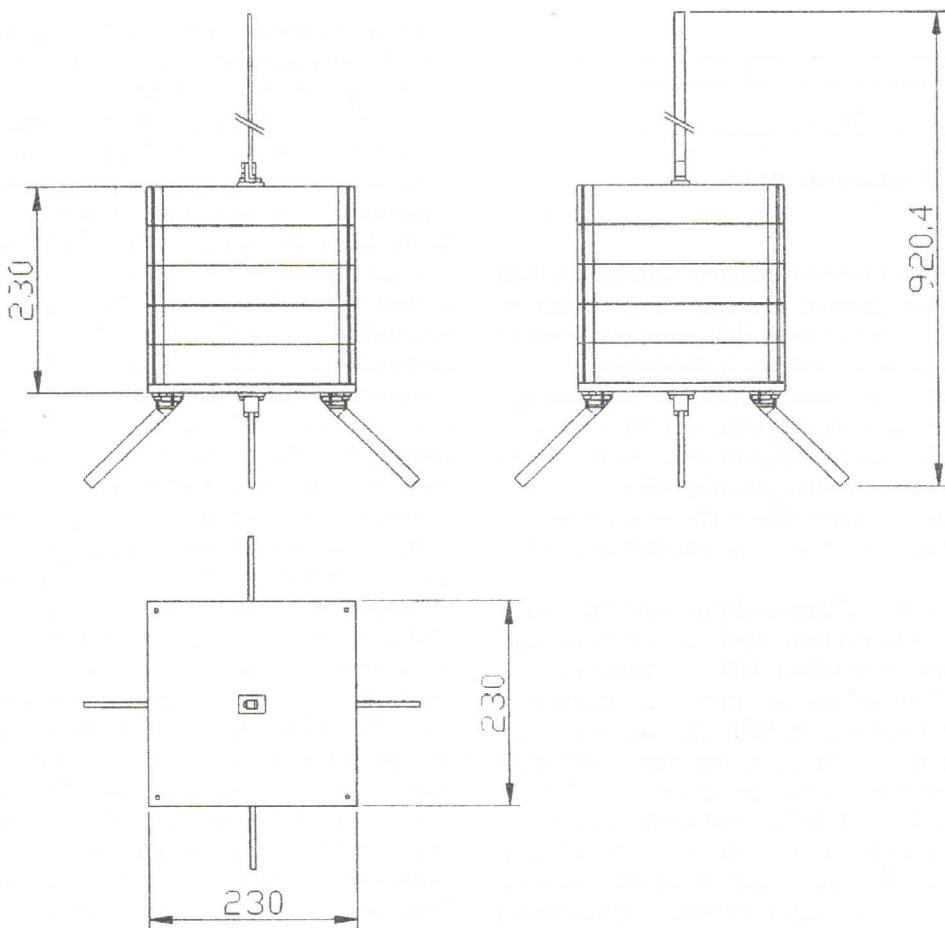


Рис. 2. Общий вид JAUESAT (без солнечных батарей)

— Система сбора, хранения и передачи информации от ПН ДВ33 на Землю;

— Система глобального позиционирования ГЛОНАСС/GPS.

ПН ДВ33 микроспутника JAUESAT предназначена для ведения съемки земной поверхности в видимом спектре. В состав ПН ДВ33 (рис. 3) входит: монохромная цифровая видеокамера Pulnix TM-6702, захватчик кадров (Frame Grabber), компьютер для обработки видеоизображения на базе DSP-процессора, датчик Земли. Масса ПН ДВ33 составляет порядка 1 кг. ПН ДВ33 функционирует следующим образом: ПЗС-матрица видеокамеры воспринимает сигнал и конвертирует его в аналоговый выходной видеосигнал, который поступает на Frame Grabber и оцифровывается в нем к виду, приемлемому для обработки бортовым компьютером. Далее оцифрованный видеосигнал поступает на компьютер обработки видеоизображения, где на отснятое изображение накладывается сигнал с дат-

чика системы глобального позиционирования ГЛОНАСС/GPS с простановкой координат и времени, а также происходит сжатие изображения. Затем обработанное изображение передается в систему хранения и передачи данных, которая является отдельной полезной нагрузкой, выполненной на основе микросхем флэш-памяти. Команда на включение видеокамеры поступает от датчика горизонта Земли.

РН «Днепр», которая должна вывести микроспутник на орбиту, имеет следующие эксплуатационные нагрузки: осевая продольная перегрузка — до  $8g$ , поперечная перегрузка — до  $1g$ , интегральная акустическая нагрузка — до 140 дБ.

Особенностью комплексного испытания ПН ДВ33 JAUESATа является то, что помимо самого испытания будут также выполняться второстепенные задачи: видеосъемка поверхности Земли в районе старта и во время полета, а также контроль работы служебных систем ракеты «Зуни» во время полета.

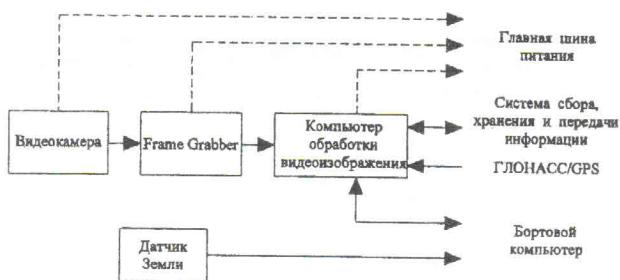


Рис. 3. Функциональная схема ПН ДВ33 JAUESAT

Полет ракеты «Зуни» для проведения комплексного испытания ПН ДВ33 JAUESATA проходит следующим образом (рис. 4). Ракета стартует с наземной ПУ в вертикальном положении при средней скорости ветра не более 10 м/с. Через 1.5 с после старта при скорости около 500 м/с и на высоте порядка 400м происходит выключение ДУ из-за выработки топлива. Примерно на 40-й секунде полета ракета достигает максимальной высоты 6000 м. За счет продольной устойчивости ракета разворачивается носовой частью вниз. На 50-й с при скорости снижения 80 м/с на высоте 5600 м происходит отделение ДУ от остальной части ракеты. Через 55 с после старта при скорости снижения 130 м/с и высоте 5000 м вводится в действие система парашютирования. Она уменьшает скорость снижения до 9 м/с. Примерно на 600-й с полета при скорости снижения 8 м/с и на удалении от ПУ до 6000 м происходит приземление ПН. Затем производится эвакуация ПН автомобильным транспортом.

Как уже говорилось, полет ракеты «Зуни» сопровождается воздействием на ПН комбинации различных факторов: продольных, поперечных и ударных перегрузок, вибраций, акустических шумов, а также перепада температур и давления. Рассмотрим каждый из факторов на различных этапах полета. Продольные и поперечные перегрузки будут действовать во время работы ДУ, то есть в течение 1.5 с после старта. Продольная перегрузка достигнет 55g и будет иметь направление от ДУ к носовой части. О поперечной перегрузке можно говорить, что она приблизительно равна 5—7g. Ударные перегрузки будут действовать на ПН несколько раз в течении полета. Сразу после выключения ДУ за счет аэродинамического сопротивления ударная перегрузка достигнет около 50g в течении 0.1 с и будет направлена от носовой части к ДУ. Во время раскрытия парашюта ударная перегрузка направлена от носовой части к месту крепления ДУ и достигает 15g при длительности

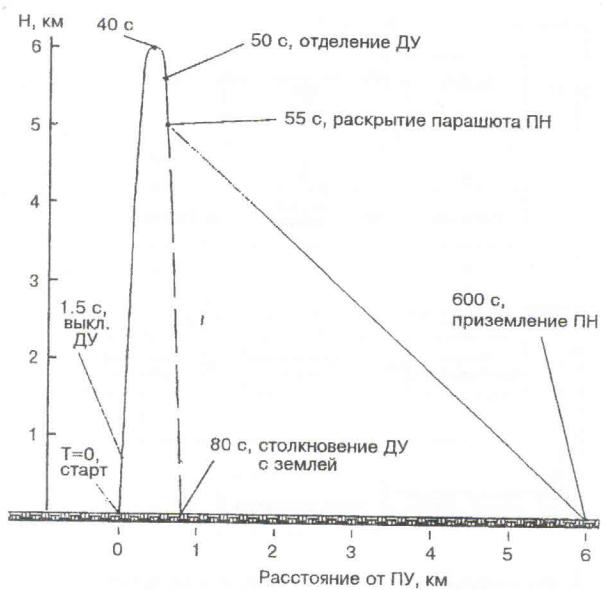


Рис. 4. Схема полета ракеты «Зуни»

0.8 с. Ударная перегрузка около 130g, длительностью 0.06 с также возникает во время приземления ПН на парашюте и имеет направление от носовой части к месту крепления ДУ. Основные вибрации возникают во время работы ДУ. Они имеют широкий, до нескольких тысяч Гц, частотный диапазон и ускорения несколько десятков g. Акустический шум также возникает во время работы ДУ и имеет широкий частотный диапазон и уровень звукового давления 140—150 дБ [1]. Температура ПН будет в основном зависеть от температуры окружающей среды во время полета. Поскольку старты проводятся в пустыне, то температура воздуха у земли будет составлять 303—323 К. Тогда на высоте 6000 м она будет равна 263—273 К. От 0 до 6000 м температура будет уменьшаться определенным образом. Также на температуру ПН будет влиять аэродинамический нагрев корпуса, характерный для первых секунд полета. Давление в отсеке ПН будет зависеть от атмосферного давления при условии негерметичности конструкции. На уровне земли давление имеет значение 100 кПа, а на высоте 6000 м — около 50 кПа. С увеличением высоты атмосферное давление уменьшается определенным образом.

Рассмотрим подробно, каким образом технически должно осуществляться комплексное испытание.

Комплексное испытание осуществляется с помощью испытательного комплекса. Он состоит из двух частей: полетного комплекса и наземного комплекса. Полетный комплекс предназначен для

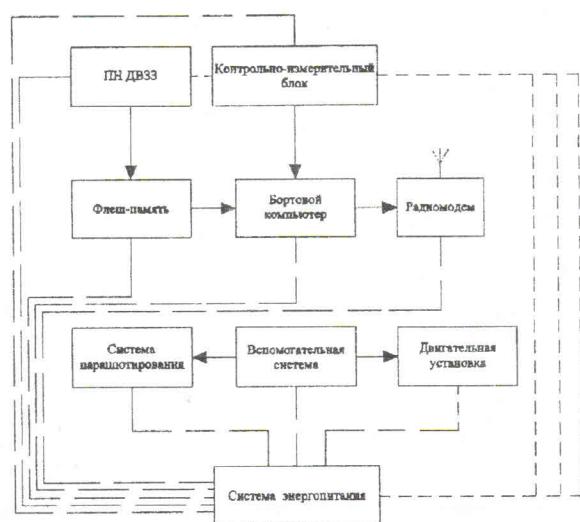


Рис. 5. Функциональная схема полетного комплекса

непосредственного осуществления испытания, в то время как наземный комплекс должен обеспечивать испытание.

Полетный комплекс функционально (рис. 5) состоит из ПН ДВЗЗ для МКА JAUESAT, флэш-памяти объемом до 1 Гб, бортового компьютера, радиомодема с передающей антенной, контрольно-измерительного блока, системы энергопитания, системы парашютирования, вспомогательной системы и ДУ. Видеосигнал с ПН ДВЗЗ, размещенной под обтекателем ракеты «Зуни», поступает на флэш-память, где формируется пакет. Затем данные поступают на бортовой компьютер, который распределяет их на радиомодем. Оттуда они посылаются на наземный комплекс. Контрольно-измерительный блок предназначен для измерения параметров полета и контроля работы оборудования. Он состоит из блока датчиков различных параметров и блока обработки сигнала. От контрольно-измерительного блока телеметрический сигнал идет на бортовой компьютер, который обрабатывает его и отсылает на радиомодем. Радиомодем пересыпает телеметрические данные на наземный комплекс. Система энергопитания предназначена для обеспечения всего оборудования электроэнергией за счет использования химических источников тока. Система парашютирования предназначена для безаварийного приземления ПН и спасения оборудования на последнем этапе полета и состоит из парашюта и автоматики обеспечения работы. Вспомогательная система предназначена для обеспечения срабатывания пиротехнической системы разделения и системы парашютирования. Она состоит из таймера и



Рис. 6. Функциональная схема наземного комплекса

блока выдачи команд. ДУ — стандартный двигатель ракеты «Зуни», с пиротехнической системой разделения.

Наземный комплекс функционально (рис. 6) состоит из приемной антенны, приемного усилителя, радиомодема, компьютера обработки данных, а также космодромной инфраструктуры. Видеосигнал и телеметрический сигнал, поступившие на приемную антенну и усиленные приемным усилителем, поступают на радиомодем, который преобразует их до нужного для обработки уровня. Далее они поступают на компьютер обработки данных, который производит их обработку и запись. Общее обеспечение предстартовой подготовки, полета и послеполетное обслуживание производится с помощью космодромной инфраструктуры, которая включает в себя все средства обеспечения обычного запуска ракеты «Зуни».

1. Александров В. А., Владимиров В. В., Дмитриев Р. Д., Осипов С. О. Ракеты-носители / Под ред. С. О. Осипова. — М.: Воениздат, 1981.—315 с.
2. Володин В. А., Ткаченко Ю. Н. Конструкция и проектирование ракетных двигателей / Под ред. В. П. Советского. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1984.—272 с.

#### REMOTE SENSING PAYLOAD COMPLEX TESTING FOR YOUTH AUSTRALIAN-UKRAINIAN MICROSATELLITE JAUESAT

V. A. Bezuglyi, Y. V. Protsan, S. G. Bondarenko

The general of small/micro spacecrafts for space remote sensing researches requires of reliable operation for target board equipment in-orbit. A district of the launch of a satellite by space launch vehicle is characterized by definite combinations of various dynamic inputs/loads adversely affecting the board satellite equipment. This combinations can not be fully modelled on the ground. In this case the efficiency can not be estimated in full measure. For more sharp estimation we propose to carry out the complex testing procedures with the use of the small non-controlled air rocket Zuni. By similar way the testing of Remote Sensing payload for JAUESAT will be conducted.