

УДК 531.133.3

А.М. Малышенко, С.А. Майков

Методика определения относительных энергозатрат привода раскрытия рефлектора антенны зонтичного типа при наземных его испытаниях на стенде с активной системой обезвешивания

Приведена методика оценки эффективности работы системы активного обезвешивания рефлектора антенны зонтичного типа большого диаметра (до 12 м), используемой в стенде для наземных испытаний механических устройств таких рефлекторов, позволяющей имитировать их невесомость. Она определяет долю энергозатрат их приводов раскрытия от неточности компенсации влияния веса спиц рефлектора на процесс их раскрытия.

Ключевые слова: рефлектор антенны, наземные испытания, механические устройства, стенд с активной системой обезвешивания, механизм выдвижения мачты, привод раскрытия, относительные энергозатраты.

doi: 10.21293/1818-0442-2018-21-4-123-129

Эффективным способом улучшения радиосвязи в информационных спутниковых системах является увеличение диаметров рефлекторов приемопередающих антенн, размещаемых на телекоммуникационных спутниках.

За счет увеличения диаметра размещаемой на борту КА антенны связи и соответственно ее чувствительности к принимаемым электромагнитным сигналам можно значительно улучшить мобильную (в том числе телефонную) связь и сделать ее возможной без использования ныне применяемых для этого ретрансляционных вышек, обеспечить ее в труднодоступных участках нашей планеты, что особенно актуально для Российской Федерации с её обширной (а во многих регионах и почти не заселенной) территорией. Увеличение диаметров размещаемых на спутниках связи приемопередающих антенн расширит их функциональные возможности также и в решении задач зондирования поверхностных процессов на Земле (землетрясений, извержений вулканов, цунами, техногенных катастроф и т.п.), в исследованиях излучений Вселенной.

В этой связи и в России, и за рубежом активно ведутся работы по проектированию и испытаниям крупногабаритных рефлекторов антенн диаметром 8, 12, 24, 48 м и более [1–9]. Такие рефлекторы для упрощения их вывода в космос чаще всего имеют зонтичный вариант исполнения и включают в себя, как правило, четыре, шесть, восемь или двенадцать однозвенных, двухзвенных или трехзвенных силовых спиц. Конструктивные решения, закладываемые в такие рефлекторы, отражены, в частности, в патентах [10–14]. Изготовление крупногабаритных рефлекторов антенн непосредственно в космосе, как это предлагается делать в [4], еще предстоит освоить.

Для наземных испытаний работоспособности механических устройств таких рефлекторов (перелома их из сложного транспортно-монтажного состояния в раскрытое рабочее) используются специализированные стенды, которые обеспечивают обезвешивание трансформируемых частей рефлектора (спиц, сетеполотна и его крепежных устройств на спицах) с

целью обеспечения условий при таких испытаниях, приближенных к их работе в космическом пространстве. К числу таких стендов относится и стенд, разработанный Конструкторско-технологическим институтом научного приборостроения СО РАН по заказу АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнева» [15]. В этом стенде в процессе раскрытия рефлектора антенны каждая из его спиц обезвешивается с помощью тросового подвеса на подвижной каретке, перемещающейся по расположенной над спицей горизонтальной направляющей. Сила натяжения троса обеспечивается в процессе раскрытия рефлектора с помощью системы автоматической его стабилизации на уровне, равном весу спицы, по показаниям датчика силы, встроенного в тросовый подвес. Электропривод натяжения троса должен не только поддерживать в нем требуемую силу натяжения, но и наматывать освобождающуюся его часть на связанную через редуктор с электродвигателем привода катушку. Сам трос в процессе раскрытия удерживается в вертикальном положении с помощью следящей системы, перемещающей каретку по ее направляющей по информации с датчика углового отклонения троса от вертикали.

Раскрытие спиц рефлектора производится с помощью механизма выдвижения мачты (МВМ), снабженного электроприводом постоянного тока. Все спицы рефлектора связаны с вершиной мачты МВМ с помощью гибких тяг (оттяжек) телескопического типа из углепластикового материала, вторые концы которых жестко закреплены на спицах (рис. 1). Подкос шарнирно закреплен на спице и на первой стадии процесса раскрытия рефлектора (еще до начала разворота спиц) при выдвижении мачты с помощью специального устройства зацепления, имеющегося на тяге, поворачивается вокруг своей оси вращения и занимает рабочее положение (разворачивается в зависимости от конкретного типа рефлектора на 90 или 98 дуговых градусов). Тем самым обеспечиваются вращающие моменты для поворота спиц в начальный период раскрытия рефлектора.

Скорость вращения двигателя постоянного тока МВМ в процессе раскрытия рефлектора не регулируется.

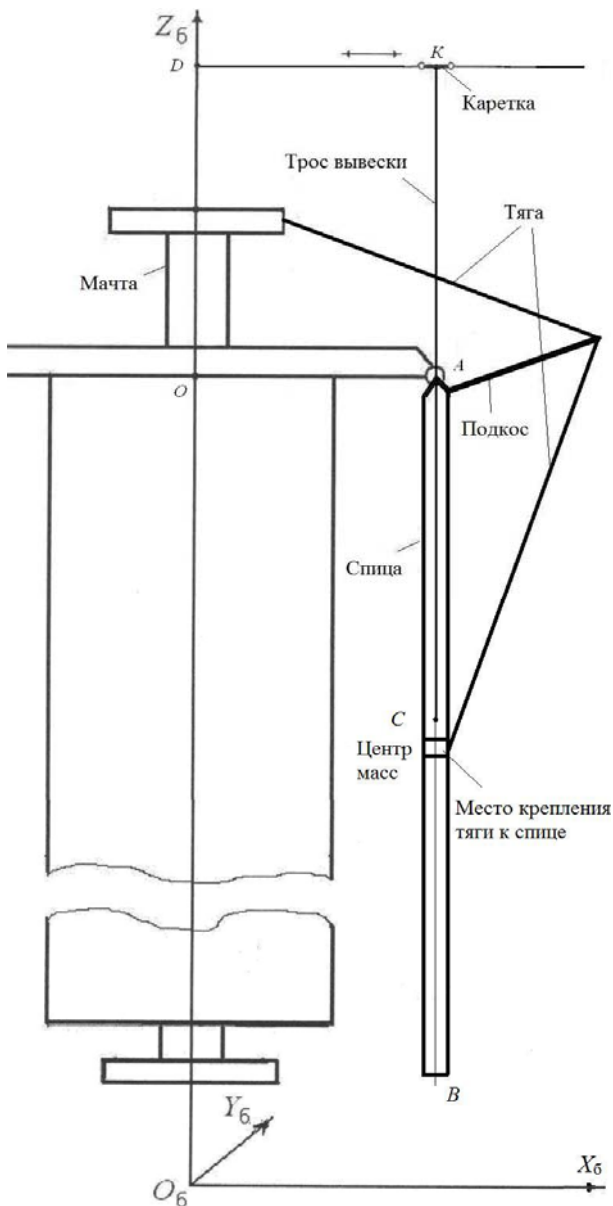


Рис. 1. Кинематическая схема механизма раскрытия спиц зонтичного рефлектора на стенде его обезвешивания

Из-за неизбежной неточности в моделировании невесомости крупногабаритных трансформируемых рефлекторов антенн (КТРА) при их наземных испытаниях приводы их раскрытия будут работать в условиях, отличающихся от тех, что будут при раскрытии рефлекторов в космосе. Часть их энергозатрат будет расходоваться на преодоление веса «недообезвешенных» частей раскрываемых рефлекторов. Знание этих энергозатрат необходимо для решения компромиссной по сути задачи выбора мощности электродвигателя привода раскрытия такого КТРА, которая бы с одной стороны гарантировала надежное раскрытие рефлектора в космосе и, а с другой – не приводила к завышению массогабаритных характеристик всех частей этого привода.

Из-за уникальности спроектированного и описанного выше стенда для наземных испытаний КТРА, до сих пор нет методики определения с достаточной для практики точностью той доли энергозатрат привода раскрытия КТРА зонтичного типа, которая связана с неидеальностью обезвешивания испытываемого на таком стенде рефлектора. На решение этой задачи и направлена данная статья.

Формулировка основной задачи стенда с системой обезвешивания активной при раскрытии рефлектора антенны

Реализованная в описанном выше стенде система обезвешивания по своему принципу действия относится к числу активных, так как силы обезвешивания рефлектора создаются приводным электродвигателем механизма выдвижения мачты. Она должна исключить из момента нагрузки на валу этого двигателя дополнительные моменты, обусловленные весом раскрываемых спиц, сетеполотна и его крепежных частей на спицах в течение всего времени перевода рефлектора из транспортировочного состояния в рабочее, при котором сетеполотно принимает заданную (обычно параболическую) форму. Тем самым механические устройства рефлектора при его стендовых испытаниях приводятся в состояние, соответствующее их работе при раскрытии рефлектора в космическом пространстве, где практически отсутствует гравитация и силы тяжести.

Это означает, что стендовая система активного обезвешивания (САО) должна обеспечивать в процессе испытаний механических устройств рефлектора на стенде инвариантность системы управления приводом механизма выдвижения мачты от веса раскрываемых частей рефлектора.

В тех случаях, когда на стенде проводятся испытания механических устройств рефлектора с одновзвешенными спицами, расчетная схема для решения задачи обезвешивания каждой его спицы при ее раскрытии приведена на рис. 2.

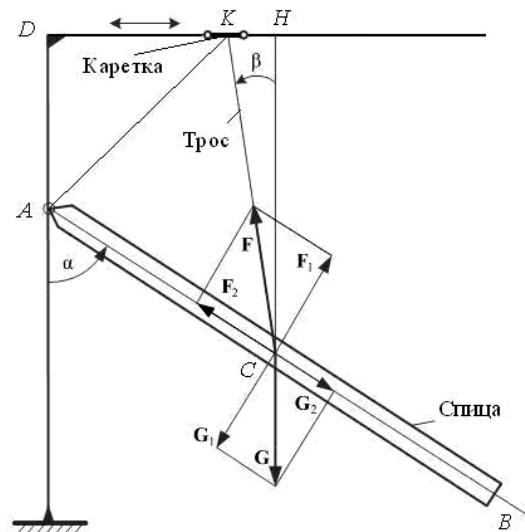


Рис. 2. Расчетная схема обезвешивания одновзвешенной спицы рефлектора при закреплении троса вывески в центре ее масс

При этом рассматривается вариант вывески спицы на перемещающейся по горизонтальной направляющей опоре каретке на тросе. Нижний конец троса закреплен в центре масс спицы C , а верхний конец намотан на установленной на каретке катушке, снабженной электроприводом, входящим в систему автоматической стабилизации в процессе разворота спицы силы натяжения в тросе F , равной ее весу G . Каретка в процессе раскрытия спицы автоматически перемещается на горизонтальной направляющей опоре стенда с помощью следящей системы, поддерживающей с допустимой точностью вертикальное положение троса.

Будем полагать, что текущее положение спицы в процессе раскрытия от ее исходного вертикального характеризуется углом α , а угол отклонения троса от вертикали равен β .

В таком случае в процессе раскрытия спицы ее вес, как и в космосе, не будет влиять на работу ее привода при условии, что сумма моментов вращения, обусловленных векторами веса \mathbf{G} и силы натяжения в тросе \mathbf{F} (рис. 2), вокруг оси вращения спицы A будет оставаться равной нулю, т.е.

$$M_A(\mathbf{G}) + M_A(\mathbf{F}) = 0. \quad (1)$$

Кроме того, будет равна нулю также суммарная сила воздействия на опорную стойку стенда со стороны спицы в центре A ее шарнирной вывески на ней

$$\mathbf{F}_A(\mathbf{G}) + \mathbf{F}_A(\mathbf{F}) = 0. \quad (2)$$

В этой связи правомерно утверждать, что выполнение условий (1) и (2) для всех спиц рефлектора зонтичного типа с однозвенными спицами является условием абсолютной инвариантности работы привода его раскрытия от веса всех его силовых формообразующих спиц. Условия (1) и (2), с учетом принятых на рис. 2 обозначений, могут быть записаны также в виде

$$\mathbf{G}_1 + \mathbf{F}_1 = \mathbf{G} \cdot \sin \alpha + \mathbf{F} \cdot \cos(\alpha - \beta) = 0; \quad (3)$$

$$\mathbf{G}_2 + \mathbf{F}_2 = \mathbf{G} \cdot \cos \alpha + \mathbf{F} \cdot \sin(\alpha - \beta) = 0. \quad (4)$$

Следует иметь в виду, что выполнение условий (1) и (2) абсолютной инвариантности работы привода раскрытия спиц рефлектора от их веса одновременно можно реализовать только при одновременном выполнении следующих условий:

- 1) центры тросовых вывесок спиц рефлектора точно совпадают с центрами масс этих спиц;
- 2) тросы вывески в процессе раскрытия рефлектора остаются в строго вертикальном положении (для всех вывесок спиц $\beta = 0$);
- 3) силы натяжения во всех тросах вывески спиц точно равны весам последних.

В ситуациях, когда хотя бы одно из этих трех условий не выполняется, энергозатраты привода раскрытия рефлектора будут отличаться от тех, которые были бы у него при раскрытии рефлектора в космосе.

Определение доли энергозатрат привода раскрытия рефлектора, обусловленной неточностью его обезвешивания

Предлагаемая методика предназначена для определения относительных потерь энергии приводов раскрытия рефлекторов антенн в процессе наземных испытаний их механических устройств, обусловленных неточностью обезвешивания спиц рефлектора входящей в состав стенда системой их активного обезвешивания.

Механизм выдвижения мачты в таких рефлекторах включает в свой состав электропривод с двигателем постоянного тока с нерегулируемой скоростью вращения, который через зубчатую и шнековую передачи обеспечивает линейные перемещения мачты МВМ, а через закрепленные на ней оттяжки – и спицы рефлектора.

Энергозатраты этого электропривода при раскрытии рефлектора антенны из транспортировочного положения в рабочее могут быть определены по формуле

$$E = E_{\text{рп}} + E_{\text{рс}} = \int_0^{T_{\text{рп}}} M_{\text{рп}}(t) \cdot \omega_{\text{рп}}(t) \cdot dt + \int_{T_{\text{рп}}}^{T_{\text{рр}}} M_{\text{рс}}(t) \cdot \omega_{\text{рс}}(t) \cdot dt, \quad (5)$$

где $E_{\text{рп}}$ – энергозатраты электропривода МВМ на интервале времени $[0, T_{\text{рп}}]$ раскрытия подкосов на спицах рефлектора; $E_{\text{рс}}$ – энергозатраты электропривода МВМ на интервале времени $[T_{\text{рп}}, T_{\text{рр}}]$ раскрытия самих спиц рефлектора; $M_{\text{рп}}, M_{\text{рс}}$ – электромеханические моменты, развиваемые электродвигателем МВМ на его валу на этапах раскрытия подкосов на спицах и самих спиц соответственно; $\omega_{\text{рп}}, \omega_{\text{рс}}$ – соответственно угловые скорости вращения вала электродвигателя МВМ на этапах раскрытия подкосов на спицах и самих спиц.

Полагаем, что развиваемый электродвигателем электромеханический момент пропорционален текущему значению его тока, т.е.

$$M(t) = c_M \cdot I(t),$$

где c_M – электромеханическая постоянная двигателя, определяемая по его паспортным данным.

Таким образом, общие энергозатраты электропривода МВМ при переводе рефлектора антенны из транспортировочного состояния в рабочее могут быть вычислены путем измерения его тока и скорости в процессе раскрытия рефлектора.

В механизмах выдвижения мачты, используемых в рефлекторах антенн диаметрами 8,6 и 12 м нет датчика скорости какого-либо из его подвижных элементов (приводного электродвигателя, шнека или выдвижной мачты). Известно лишь, что номинальная скорость используемого в нем двигателя составляет 6000 об/мин и что он имеет существенный за-

пас по моменту при раскрытии рефлекторов указанных антенн. Поэтому в расчетной формуле (5), которая определяет энергозатраты привода рефлектора при его раскрытии, можно принимать $\omega_{pp} = \omega_{pc} = \omega_{ном} = 6000$ об/мин.

Неточность обезвешивания спиц рефлектора при его раскрытии во время испытаний на стенде с системой обезвешивания активной характеризуется неравенствами в условиях абсолютной инвариантности работы привода МВМ (1), (2) от веса раскрываемых с его помощью спиц рефлектора, т.е. когда

$$\Delta M_A \triangleq M_A(\mathbf{G}) + M_A(\mathbf{F}) \neq 0$$

и/или

$$\Delta \mathbf{F}_A \triangleq \mathbf{F}_A(\mathbf{G}) + \mathbf{F}_A(\mathbf{F}) \neq 0.$$

Определим аналитические выражения для ошибок обезвешивания одной из спиц рефлектора по моменту ΔM_A и по усилию $\Delta \mathbf{F}_A$ для варианта подвеса этой спицы на стенде с СОА в ее центре масс, используя при этом обозначения, приведенные на рис. 2, и полагая, что центр масс спицы находится в точке C на расстоянии $L_{AC} \triangleq AC$ от оси ее вращения.

Исходя из использованных на рис. 2 условных обозначений, получаем

$$\mathbf{M}_A = L_{AC}(\mathbf{F}_1 - \mathbf{G}_1) = L_{AC}(\mathbf{F} \cdot \sin(\alpha - \beta) - \mathbf{G} \cdot \sin \alpha),$$

$$\mathbf{F}_A = \mathbf{G}_2 - \mathbf{F}_2 = \mathbf{G} \cdot \cos \alpha - \mathbf{F} \cdot \cos(\alpha - \beta).$$

Для обеспечения нулевых значений вращающего момента \mathbf{M}_A относительно оси шарнира A и силы \mathbf{F}_A давления в шарнире A вдоль оси спицы в алгоритме работы системы активного обезвешивания при варианте вывески спиц в центрах их масс предусматриваются следующие задающие воздействия на ее системы автоматического управления:

– для следящей системы каретки: $\beta_{зад} = 0$,

– для системы автоматического натяжения троса вывески: $F_{зад} = G$.

Неидеальной работе следящей системы каретки соответствует ошибка в позиционировании каретки $\beta \neq 0$. Неидеальная работа системы автоматического управления натяжением троса приводит к нарушению требуемого от нее поддержания силы натяжения в тросе, равной весу обезвешиваемой спицы. Эта сила может быть представлена в виде

$$F = G \pm \Delta F,$$

где ΔF – ошибка системы автоматического управления натяжением троса.

Таким образом, при ошибках в работе следящей системы каретки и в системе автоматического управления натяжением троса вращающий момент относительно оси шарнира A будет определяться величиной

$$\begin{aligned} M_A &= L_{AC}(F \cdot \sin(\alpha - \beta) - G \cdot \sin \alpha) = \\ &= L_{AC}[(G \pm \Delta F) \cdot \sin(\alpha - \beta) - G \cdot \sin \alpha], \end{aligned}$$

а действующая на опору в точке A сила

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_A &= \mathbf{G} \cdot \cos \alpha - \mathbf{F} \cdot \cos(\alpha - \beta) = \\ &= \mathbf{G} \cdot \cos \alpha - [(G \pm \Delta F) \cdot \cos(\alpha - \beta)]. \end{aligned}$$

Здесь и далее $F \triangleq |\mathbf{F}|$; $G \triangleq |\mathbf{G}|$.

При малом уровне ошибки β в работе следящей системы каретки, например, не превышающем 1–2 дуговых градусов, что будет реально обеспечено этой следящей системой:

$$\sin(\alpha - \beta) = \sin \alpha \cdot \cos \beta - \cos \alpha \cdot \sin \beta \approx \sin \alpha; \quad (6)$$

$$\cos(\alpha - \beta) = \cos \alpha \cdot \cos \beta + \sin \alpha \cdot \sin \beta \approx \cos \alpha. \quad (7)$$

С учетом (6) и (7) можно принять при расчете энергозатрат привода раскрытия рефлектора следующие значения для M_A и \mathbf{F}_A

$$M_A = \pm \Delta F \cdot L_{AC} \cdot \sin \alpha; \quad \mathbf{F}_A = \pm \Delta \mathbf{F} \cdot \cos \alpha.$$

При этом вектор $\Delta \mathbf{F}$ будет направлен по оси спицы.

Определение энергозатрат приводов раскрытия рефлекторов, обусловленных неточностью обезвешивания их спиц

Энергозатраты привода МВМ на компенсацию момента M_A , обусловленного неточностью обезвешивания спицы, могут быть определены по следующей формуле:

$$E(M_A) = \int_{T_{pp}}^{T_{pp}} M_A(t) \cdot \omega_c(t) \cdot dt, \quad (8)$$

где ω_c – угловая скорость вращения спицы во время ее раскрытия.

В (8) интегрирование следует начинать с момента начала раскрытия спиц, а не с момента начала работы механизма выдвижения мачты, так как на интервале времени $[0, T_{pp}]$ перемещения мачты МВМ обуславливают лишь раскрытие подкосов, расположенных на спицах с целью увеличения прикладываемых в последующем через оттяжки моментов вращения на первой стадии раскрытия спиц.

Суммарные энергозатраты привода раскрытия рефлектора, связанные с компенсацией моментов M_A от всех спиц рефлектора, могут быть определены как

$$E_{\Sigma}(M_A) = \sum_{i=1}^{N_c} \int_{T_{pp}}^{T_{pp}} M_{A_i}(t) \cdot \omega_{c_i}(t) \cdot dt. \quad (9)$$

В расчетной формуле (9) величина M_{A_i} определяет момент вращения i -й спицы ($i \in \overline{1, N_c}$, где N_c – число спиц в рефлекторе) вокруг ее оси вращения A , обусловленный неточностью выполнения условия инвариантности (1). В ней же ω_{c_i} – угловая скорость i -й спицы.

Так как все спицы рефлектора раскрываются одним и тем же электродвигателем и их угловые

скорости при раскрытии не измеряются, то при расчете суммарных энергозатрат привода раскрытия рефлектора, связанных с компенсацией моментов M_A от всех спиц рефлектора, все $\omega_{c_i}(t)$ в (9) могут быть приняты одинаковыми и постоянными, равными средней расчетной величине, определяемой фактическим временем раскрытия спиц (перевода их из транспортировочного положения в рабочее). Эта средняя угловая скорость раскрытия спиц

$$\omega_{\text{ср}} = \frac{\alpha_{\text{max}}}{T_{\text{pp}} - T_{\text{рп}}}.$$

Определим дополнительные энергозатраты привода раскрытия одной из спиц рефлектора, обусловленные неточностью реализации системой активного обезвешивания этой спицы приведенного выше условия (2) и связанные с накладываемой при этом на шарнир спицы вдоль ее оси силой:

$$F_A = \pm \Delta F \cdot \cos \alpha. \quad (10)$$

Эта сила изменяет момент сухого трения в шарнире крепления спицы. Если принять широко используемую в инженерной практике зависимость момента сухого трения от угловой скорости относительного перемещения вращающихся при этом механических элементов в виде

$$M_{\text{ст}} = M_{\text{стм}} \cdot \text{sign } \dot{\alpha}(t),$$

то влияние силы давления F_A на шарнир будет характеризоваться зависимостью

$$M_{\text{стм}} = M_{\text{ст0}} + M_{\text{стF}}(F_A), \quad (11)$$

в которой $M_{\text{ст0}}$ – уровень момента сухого трения в шарнире подвеса спицы при идеальном ее обезвешивании; $M_{\text{стF}}(F_A)$ – дополнительная составляющая уровня момента сухого трения в шарнире подвеса спицы при неидеальном ее обезвешивании и наличии давления на шарнир силой F_A , изменяющейся в зависимости от угла раскрытия спицы согласно рис. 2.

Порождаемый действием в шарнире спицы момент сухого трения требует для его нейтрализации в процессе раскрытия рефлектора с целью приближения этого процесса к аналогичному, протекающему в условиях невесомости, от привода раскрытия рефлектора дополнительных затрат энергии, равных

$$E(F_A) = \int_{T_{\text{рп}}}^{T_{\text{pp}}} M_{\text{стF}}(F_A) \cdot \omega_{c_i}(t) \cdot dt,$$

а для нейтрализации влияния его суммарного уровня у всех спиц рефлектора необходимы энергозатраты

$$E_{\Sigma}(F_A) = \sum_{i=1}^{N_c} \int_{T_{\text{рп}}}^{T_{\text{pp}}} M_{\text{стF}}(F_A) \cdot \omega_{c_i}(t) \cdot dt.$$

Уровень момента сухого трения $M_{\text{ст0}}$ в шарнире и зависимость $M_{\text{стF}}(F_A)$, входящие в (11), крайне затруднительно определить аналитически, и потому ее следует для каждого типа спиц рефлекто-

ра определять экспериментально. Для этого можно использовать, в частности, тот же стенд, на котором планируется проводить наземные испытания механических устройств рефлекторов антенн большого диаметра.

Для этого на стенде нужно выставить вертикально в транспортировочном, но расчехленном положении рефлектор антенны, установить на спицах хомуты для намотанных на шпулях кареток тросов вывески, закрепив их нижние концы в центрах масс спиц, предварительно определенных расчетным путем или (что лучше) экспериментально.

Следует также на концевой части включаемый в эксперимент спицы (на известном расстоянии от оси ее шарнирного соединения A с корпусом рефлектора) закрепить мягкий (например, кевларовый) трос, пропустить его через специально установленный блок и на другом его конце прикрепить чашу весов для гирь и добиться горизонтального положения этого троса на участке между спицей и блоком.

После этого следует привести в стенде систему активного обезвешивания в рабочий режим и полностью обезвесить спицу рефлектора, для которой планируется экспериментально определить $M_{\text{ст0}}$ и зависимость $M_{\text{стF}}(F_A)$. Затем нагружать чашу весов мерными гирьками до тех пор, пока спица не начнет поворачиваться. После этого, умножив вес чаши весов с гирьками на расстояние от центра сочленения спицы с корпусом аппарата до точки крепления на ней троса для весов, получим значение момента сухого трения $M_{\text{ст0}}$ при полностью обезвешенной спице.

В дальнейшем проделываем подобные действия для различных сил натяжения троса в пределах от G до нуля. В итоге получаем зависимость $M_{\text{стF}}(F_A)$ для этого интервала изменения F_A . Значение $M_{\text{стF}}(0)$ будет равно значению момента сухого трения в шарнире спицы при ее необезвешенном состоянии.

Необходимое для вычисления силы F_A по формуле (10) значение угла из-за отсутствия в составе рефлектора датчика этого угла можно оценить косвенно, если в приводе системы автоматического натяжения троса установить датчик угла поворота на валу ее приводного двигателя или на шпуле, на которую наматывается трос в процессе раскрытия спицы. По выходному сигналу этого датчика можно вычислять в процессе раскрытия спицы длину наматываемого на шпулю с момента начала раскрытия троса и, следовательно, текущее значение длины троса вывески L_{CK} (длины отрезка CK на рис. 2).

Если иметь и на выходном валу привода каретки датчик угла, то по его текущему показанию можно определять пройденное кареткой расстояние, а следовательно, L_{DK} , т.е. длину отрезка DK . Тогда в прямоугольном треугольнике $\triangle ADK$ можно определить длину гипотенузы, т.е. L_{AK} . В таком случае

становятся известными все стороны треугольника $\triangle ACK$, а значит, может быть вычислен угол $\angle ACK$, который лишь незначительно (на малый при работе COA угол β) отличается от искомого текущего угла раскрытия спицы α . Поэтому в формуле (10) можно использовать расчетное значение угла $\angle ACK$.

Заключение

В данной статье приведена методика оценки энергопотерь привода раскрытия рефлектора для случая, когда он раскрывается на стенде без оснастки его сетеполотном отражателя антенны и крепящих его на спицах средств. Если же стендовые испытания рефлектора будут проводиться при его полной оснастке, то центр масс каждой спицы и закрепленной на ней части сетеполотна в процессе раскрытия рефлектора будет менять свое положение. Добиться абсолютной инвариантности в работе приводов раскрытия рефлектора от общего веса спиц, сетеполотна и крепящих его на спицах средств при описанном варианте системы активного обезвешивания вряд ли возможно. Учет этого фактора в определении энергопотерь привода MBM требует дополнительной проработки.

Имитация невесомости при наземных раскрытиях рефлекторов антенн необходима фактически лишь для исключения (точнее, минимизации) влияния веса спиц и закрепленных на них других элементов рефлектора на работу его привода раскрытия. В этой связи входящая в состав стенда система активного обезвешивания должна обеспечивать имитацию невесомости в наземных условиях при раскрытии рефлекторов антенн из транспортировочного положения в рабочее с потерей энергии механизмов раскрытия этих элементов в пределах не более 10 процентов. Такой уровень допустимых энергопотерь при наземных испытаниях механических устройств рефлекторов антенн на описанном в [15] стенде представляется достижимым.

Литература

1. Гряник М.В. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа / М.В. Гряник, В.И. Ломан. – М.: Радио и связь, 1987. – 72 с.
2. Tibert G.A. Deployable Tensegrity Structures for Space Applications: PhD thesis. – Stockholm, 2002. – 220 p.
3. Томские ученые создают спутниковую «тарелку» размером с футбольное поле [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://obzor.westsib.ru/news/468175>, свободный (дата обращения: 02.10.2018).
4. Роботов-пауков научат ткать космические конструкции на орбите [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.nanonewsnet.ru/news/2015/robotov-paukov-nauchat-tkat-kosmicheskie-konstruktsii-na-orbite>, свободный (дата обращения: 03.10.2018).
5. Natori M.C. Design and Development of a Deployable Mesh Antenna for MUSES-B Spacecraft / M.C. Natori, Tadahiko Takano, Toshio Inoue, Takahiko Noda / 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 93-1460. – 1993.
6. Im E. Prospects of Large Deployable Reflector Antennas for a New Generation of Geostationary Doppler Weather Radar Satellites / Eastwood Im, Mark Thomson, Houfei Fang and other. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2007-9917. – 2007.
7. Fang H. Mechanical Technology Development on a 35-m Deployable Radar Antenna for Monitoring Hurricanes / H. Fang, E. Im. NASA ESTO B6P2, Earth Science Technology Conference 2006. – Adelphi, Maryland, June 27–29, 2006. – 6 p.
8. Hedgepeth J.M. Design concepts for large reflector antenna structures / J.M. Hedgepeth, L.R Adams // Proc. SPIE 0383, Deployable Optical Systems, (1 December 1983); NASA Contractor Report 3663. – Washington, USA: NASA, 1983. – 82 p.
9. Chodimella S. Design Evaluation of a Large Aperture Deployable Antenna / S. Chodimella, J. Moore, J. Otto, H. Fang. AIAA-2006-1603 47th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, May 1–4, 2006.
10. Пат. 2350519 РФ. МПК В64G 1/22, H01Q 15/16. Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического рефлектора / Н.А. Тестоедов (РФ), В.И. Халиманович (РФ), Г.В. Шипилов (РФ), А.В. Романенко (РФ), В.В. Шальков (РФ), А.И. Величко (РФ), В.П. Акчурин (РФ). Заявл. 03.06.2007, опубл. 27.03.2009. – Бюл. № 9. – 9 с.
11. Пат. 2382452 РФ. МПК H01Q 15/16, В64G 1/22. Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата / В.П. Акчурин (РФ), А.И. Величко (РФ), Н.А. Тестоедов (РФ), В.И. Халиманович (РФ), Г.В. Шипилов (РФ). – Заявл. 08.12.2008, опубл. 20.02.2010.
12. Пат. 2659761 РФ. МПК H01Q 15/16. Зонтичная антенна космического аппарата / Ю.Н. Пономарев (РФ), В.В. Шальков (РФ), Г.В. Шипилов (РФ), В.И. Халиманович (РФ), В.П. Акчурин (РФ), М.Н. Леонтьев (РФ), А.Н. Тимофеев (РФ), А.В. Романенко (РФ). – Заявл. 03.07.2018.
13. Пат. 2427949 РФ. ИПК H01Q 15/16. Трансформируемая антенна зонтичного типа космического аппарата / Н.А. Тестоедов (РФ), В.В. Двирный (РФ), В.Е. Косенко (РФ), В.А. Бартев (РФ), В.И. Лавров (РФ), Р.Ф. Туркенич (РФ), С.М. Роскин (РФ), А.В. Анкудинов (РФ), Г.И. Овечкин (РФ), Г.В. Двирный (РФ), Л.В. Долгов (РФ), В.В. Голованова (РФ), Д.Е. Курбатов (РФ), А.И. Величко (РФ). – Заявл. 12.10.2009, опубл. 27.08.2011.
14. Пат. 2503102 РФ. МПК H01Q 15/16. Зонтичная антенна космического аппарата / Н.А. Тестоедов (РФ), В.И. Лавров (РФ), В.И. Халиманович (РФ), А.И. Величко (РФ), Г.В. Шипилов (РФ), А.В. Романенко (РФ), В.В. Шальков (РФ), М.Н. Леонтьев (РФ), Ю.Н. Пономарев (РФ), А.Н. Тимофеев (РФ), В.П. Акчурин (РФ). – № 2011139695/07; заявл. 29.09.2011, опубл. 27.12.2013. Бюл. № 36. – 15 с.
15. Автоматическая система обезвешивания крупногабаритных трансформируемых конструкций при раскрытии / А.Г. Верхогляд, С.Н. Макаров, В.М. Михалкин, М.Ф. Ступак, А.В. Шевляков // Известия вузов. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 2. – С. 134–142.

Малышенко Александр Максимович

Д-р техн. наук, профессор отд. автоматизации и робототехники Инженерной школы информационных технологий и робототехники (ИШИТР) Национального исследовательского Томского политехнического университета (НИ ТПУ) Ленина пр-т, д. 30, г. Томск, Россия, 634050
Тел.: 8 (382-2)-70-18-37
Эл. почта: mam@tpu.ru

Майков Степан Александрович

Аспирант отд. автоматизации и робототехники ИШИТР НИ ТПУ, инженер АО «Информационные спутниковые системы им. акад. М.Ф. Решетнёва»
Ленина пр-т, д. 30, г. Томск, Россия, 634050
Тел.: +7-965-917-04-80.
Эл. почта: sam10@tpu.ru

Malysenko A.M., Majkov S.A.

Methodology of relative energy usage evaluation for an opening drive of umbrella-type reflector antenna at ground tests on active gravity compensation system

This paper describes methodology of active gravity compensation system effectiveness evaluation during deployment process of large-sized umbrella-type reflector antenna (up to 12 meters in diameter) at ground tests of mechanical devices, which allows to simulate their weightlessness. Basic principle of this method is to evaluate the amount of energy usage for an opening drive relative to deployment process uncertainties in gravity compensation of reflector antenna spokes.

Keywords: reflector antennas, ground testing, mechanical devices, stand with active weightlessness system, mechanism for nominating mast drive disclosure, relative energy consumption.

doi: 10.21293/1818-0442-2018-21-4-123-129

References

1. Grianik M.V., Loman V.I. *Razvertivaemye zerkal'nye anteny zontichnogo tipa* [Deployable umbrella-type mirror antennas]. Moscow, Radio and Communication, 1987. 72 p.
2. Tibert G.A. *Deployable Tensegrity Structures for Space Applications*: PhD thesis. Stockholm, 2002. 220 p.
3. *Tomskie uchenye sozdajyt sputnikovuju «tareлку» raz-merom s futbol'noe pole* [Scientists from Tomsk create a football field size umbrella-type antenna]. [Electronic resource]. URL: <http://obzor.westsib.ru/news/468175>, free (accessed: September 16, 2018).
4. *Robotov-paukov nauchat tkat' kosmicheskie konstrukcii na orbite* [Spider robots would learn how to weave space structures in orbit]. [Electronic resource]. URL: <http://texnomaniya.ru/robotov-paukov-nauchat-tkat-kosmicheskie-konstrukcii-na-orbite>, free (accessed: September 28, 2018).
5. Natori M.C., T. Tadashi, I. Toshio, N. Takahiko. Design and Development of a Deployable Mesh Antenna for MUSES-B Spacecraft. 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 93-1460, 1993.
6. Im E., Thomson M., Fang H. and other. Prospects of Large Deployable Reflector Antennas for a New Generation of Geostationary Doppler Weather Radar Satellites. American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2007-9917. 2007.
7. Fang H., Im E. Mechanical Technology Development on A 35-m Deployable Radar Antenna for Monitoring Hurricanes. NASA ESTO B6P2, Earth Science Technology Conference, Adelphi, Maryland, June 27–29, 2006. 6 p.
8. Hedgepeth J.M., Adams L.R. Design concepts for large reflector antenna structures. Proc. SPIE 0383, Deployable Optical Systems, (December 01, 1983); NASA Contractor Report 3663. Washington, United States, NASA, 1983. 82 p.

9. Chodimella S., Moore J., Otto J., Fang H. Design Evaluation of a Large Aperture Deployable Antenna. AIAA-2006-1603 47th AIAA/ ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Newport, Rhode Island, May 1–4, 2006.

10. Testoedov N.A., Khalimanovich V.I., Shipilov G.V., Romanenko A.V., Velichko A.I., Shal'kov V.V., Akchurin V.P. *Razvertivaemyi krupnogabaritnyi refleksor kosmicheskogo apparata*. [Large-size deployable reflector antenna of the spacecraft]. Patent RF, no. 2350519, 2007.

11. Akchurin V.P., Testoedov N.A., Velichko A.I., Khalimanovich V.I., Shipilov G.V. *Razvertivaemyi krupnogabaritnyi refleksor kosmicheskogo apparata* [Large-size deployable reflector antenna of the spacecraft]. Patent RF, no. 2382452, 2008.

12. Khalimanovich V.I., Shipilov G.V., Romanenko A.V., Shal'kov V.V., Leont'ev M.N., Ponomarev Ju. N., Timofeev A.N., Akchurin V.P. *Zontichnaja antena kosmicheskogo apparata* [An umbrella antenna the spacecraft]. Patent RF, no. 2659761, 2018.

13. Testoedov N.A., Dwirnyi V.V., Kosenko V.E., Bartenev V.A., Lawrow V.I., Turkenich R.P., Roskin S.M., Ovechkin G.I., Ankudinov A.V., Dwirnyi G.V., Dolgow L.V., Golowanowa V.V., Kurbatov D.E., Velichko A.I. *Transvorniruemaja antena zontichnogo tipa kosmicheskogo apparata* [Transformable umbrella-type antenna of the spacecraft]. Patent RF, no. 2427949, 2009.

14. Testoedov N.A., Lawrov V.I., Khalimanovich V.I., Velichko A.I., Shipilov G.V., Shal'kov V.V., Leont'ev M.N., Romanenko A.V., Ponomarev Ju. N., Timofeev A.N., Akchurin V.P. *Zontichnaja antena kosmicheskogo apparata* [An umbrella-type antenna of the spacecraft]. Patent RF, no. 2503102, 2011.

15. Verhogljad A.G., Makarov S.N., Mihalkin V.M., Stupak M.F., Shevlyakov A.V. *Avtomaticheskaja sistema obezweshiwaniya krupnogabaritnykh transvorniruemykh konstruktsiy pri raskrytii* [Automatic gravity compensation system for large-size transformable constructions during deployment] / News universities. Instrumentation, 2016, vol. 59, no. 2, pp. 134–142.

Aleksandr M. Malysenko

Doctor of Engineering, Professor
Department of Automation and Robotics,
Engineering School of Information Technology and Robotics,
National Research Tomsk Polytechnic University,
30, Lenin pr., Tomsk, Russia, 634050
Phone: +7 (382-2)-70-18-37
Email: mam@tpu.ru

Stepan A. Majkov

Postgraduate Student,
Department of Automation and Robotics,
Engineering School of Information Technology and Robotics,
National Research Tomsk Polytechnic University,
Engineer of JS company «Information Satellite Systems
named after Academician M.F. Reshetnev».
30, Lenin pr., Tomsk, Russia, 634050
Phone: +7-965-917-04-80
Email: sam10@tpu.ru