

Куренков В.И.

**МОДЕЛИ ДЛЯ ПРОЕКТНОЙ ОЦЕНКИ МАССЫ ОПТИЧЕСКОЙ
АППАРАТУРЫ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

Актуальность

При проектировании космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) оптического наблюдения при заданном показателе линейного разрешения на местности (ЛРМ) в первую очередь необходимо выбрать оптико-электронную аппаратуру (ОЭА) из имеющихся в отрасли. При отсутствии ОЭА с нужными параметрами возникает задача заказа ОЭС в проектных организациях, специализирующихся по проектированию и изготовления таких систем. Для этого разрабатывается техническое задание, в котором наряду с целевыми характеристиками должны быть сформированы требования по таким важнейшим параметрам, как габариты и масса разрабатываемой ОЭА.

В настоящее время на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ масса ОЭА определяется в результате длительного взаимодействия между конструкторскими бюро, разрабатывающими КА ДЗЗ, и организациями, разрабатывающими оптико-электронные системы. В работах [1-4] рассматриваются вопросы оценки массогабаритных характеристик ОЭА по статистическим зависимостям, которые строятся на основе сбора и обработки данных по множеству реализованной ОЭА. Однако полученные регрессионные зависимости адекватны в ограниченных диапазонах масс и линейного разрешения на местности. Так, в работе [1] принята модель, в которой масса ОЭА пропорциональна квадрату диаметра главного зеркала (ГЗ), а в работе [4] – кубу диаметра ГЗ, причём в этих исследованиях анализировались различные типоразмеры аппаратуры наблюдения.

В настоящей работе предлагается модель для приближённой оценки массы ОЭА, построенная на основе сочетания физических и статистических моделей. Эта модель адекватна в более широком диапазоне масс и линейного разрешения на местности.

Построение модели

Масса оптической части ОЭА, имеющая в первом приближении форму цилиндра, в основном распределена вблизи поверхности корпуса и торцов аппаратуры. Площадь поверхности цилиндра, как известно, пропорциональна квадрату линейных размеров (диаметра и длины). Таким образом, следует ожидать квадратичную зависимость массы

ОЭА от показателя разрешающей способности на местности (или степенную зависимость массы ОЭА от линейного разрешения на местности с показателем степени, близким к 0,5).

Учитывая, что внутри конструкции ОЭА тоже имеются некоторые элементы (бленды, линзовый корректор и др.), то зависимость массы ОЭА от ЛРМ может иметь показатель между степенями 0,5 и 0,33.

Проверить обоснованность данных рассуждений можно на основе анализа реализованной ОЭА. На рис. 1 сплошной линией представлен график зависимости математического ожидания массы ОС от ЛРМ по результатам обработки статистических данных по ОС с фокусными расстояниями от 6 до 27 м и диаметрами главного зеркала от 0,5 до 3 м. Результаты по ЛРМ приведены к орбите высотой 730 км.

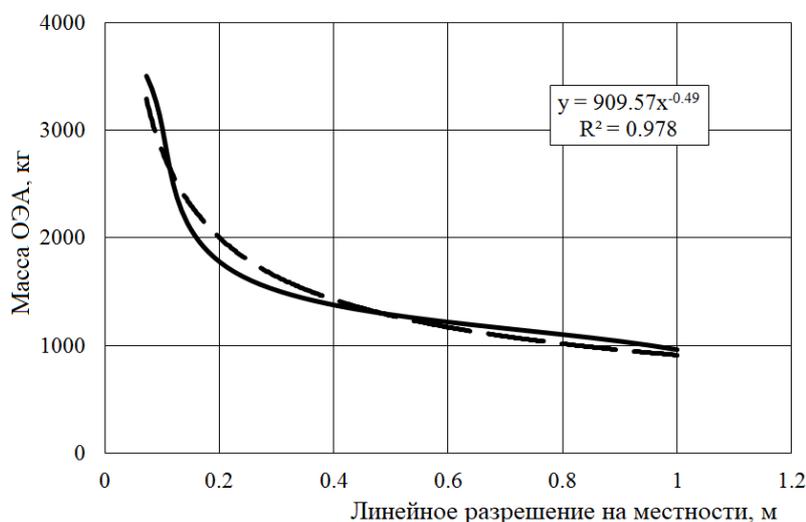


Рис. 1. Графики зависимости массы ОЭА от пространственного разрешения

Пунктирной линией показан график кривой аппроксимации. На поле рисунка приведены уравнение регрессии массы телескопа (y) от показателя ЛРМ (x) и коэффициент ковариации (R). Видно, что показатель степени равен 0,49, что близко к ожидаемому показателю (0,5). Также видно, что сплошная кривая имеет степень меньшую,

чем пунктирная кривая, что указывает на правильность рассуждений о показателе между степенями 0,5 и 0,33. В работе [4] принимается допущение о пропорциональности массы ОЭА кубу диаметра объектива, что соответствует показателю степенной зависимости массы ОЭА от ЛРМ 0,33.

Примем допущение, что масса ОС наблюдения пропорциональна площади поверхности цилиндра, которым заменяется реальная конструкция ОС:

$$m_{ОЭА} = k_{y\theta} S_{ОЭА}, \quad (1)$$

где k_{y0} – удельная масса единицы площади поверхности ОЭА; $S_{OЭА}$ – площадь поверхности ОА, имеющего форму цилиндра (с учётом двух торцевых поверхностей в форме круга):

$$S_{OЭА} = 2 \frac{\pi D_{OЭА}^2}{4} + \pi D_{OЭА} L_{OЭА} = \pi D_{OЭА} \left(\frac{D_{OЭА}}{2} + L_{OЭА} \right). \quad (2)$$

Отметим, что диаметр ОЭА несколько превышает ГЗ:

$$D_{OЭА} = k_D D_{ГЗ}, \quad (3)$$

где k_D – коэффициент превышения диаметра корпуса ОЭА над диаметром ГЗ, который составляет 1,10...1,20.

Подставляя (3) в (2) и, далее, в (1), имеем

$$m_{OЭА} = k_{y0} \pi k_D D_{ГЗ} \left(\frac{k_D D_{ГЗ}}{2} + L_{OЭА} \right). \quad (4)$$

Минимальное значение потребного диаметра главного зеркала для обеспечения заданного ЛРМ (L_M) согласно [5] можно рассчитать по формуле:

$$D_{ГЗ} = \frac{\lambda_p H}{2 k_0 L_M},$$

где λ_p – средняя длина волны из рассматриваемого рабочего диапазона; H – высота полёта космического аппарата; k_0 – нормированная пространственная частота оптической системы;

Тогда выражение (4) будет выглядеть так

$$m_{OЭТК} = k_{y0} \pi k_D \frac{\lambda H}{2 k_0 L_M} \left(k_D \frac{\lambda_p H}{4 k_0 L_M} + L_{OЭА} \right). \quad (5)$$

Длина корпуса ОЭА рассчитывается по формуле [6]

$$L_{OЭА} = k_f f_{экс}, \quad (6)$$

где k_f – коэффициент уменьшения длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием $f_{экс}$ за счёт установки вторичного зеркала и линзового корректора. Этот коэффициент зависит от выбранной оптической схемы [6]. Например, для оптической схемы Ричи-Кретьена с линзовым корректором $k_f = 0,20...0,25$.

В работе [6] из теории оптических систем получено соотношение

$$\frac{f_{экс}}{D_{ГЗ}} = (0,81...0,82) \frac{l_{эл}}{\lambda_p}, \quad (7)$$

где $l_{эл}$ – линейный размер фотоприёмного элемента (пикселя).

Размер пикселя выбирается в зависимости от спектральных зон наблюдения (видимого, инфракрасного) и достигнутого уровня технологии. Например, для длин волн порядка $\lambda_p = 0,45...0,76 \cdot 10^{-6}$ м размер пикселя выбирается порядка $l_{эл} = 6,0 \cdot 10^{-6}$ м, т. е. 6 мкм.

Зная диаметр главного зеркала, длину волны и размер фотоприёмного пикселя, из выражения (7) можно найти потребное фокусное расстояние $f_{экс}$.

С другой стороны, из геометрического подобия нетрудно найти, что фокусное расстояние связано с размером пикселя, высотой полёта КА и линейным разрешением на местности следующим соотношением

$$f_{экс} = \frac{l_{эл}}{L_M} H. \quad (8)$$

Подставляя это выражение в (6) и, далее, в (5), получаем

$$m_{ОЭА} = k_{y0} \pi k_D \frac{\lambda_p H}{2k_0 L_M} \left(k_D \frac{\lambda_p H}{4k_0 L_M} + k_f \frac{l_{эл}}{L_M} H \right) = k_{y0} \pi k_D \frac{\lambda_p H^2}{2k_0 L_M^2} \left(k_D \frac{\lambda_p}{4k_0} + k_f l_{эл} \right). \quad (9)$$

Из этого соотношения следует, что масса ОЭА пропорциональна квадрату высоты полёта КА и обратно пропорциональна квадрату ЛРМ (при фиксированных значениях размера элементарного фотоприёмника – пикселя).

Проверка адекватности модели.

Проверка осуществлялась путём сопоставления расчётных значения массы ОЭА, полученных по формуле (9), и данных по массе конкретных экземпляров ОЭА. Исходные данные и результаты расчёта массы ОЭС $m_{ОЭА}$ приведены в таблице 1. Там же приведены реальные известные массы ОЭС $m_{ОЭА}^P$. В первом столбце таблицы приведены названия ОЭА или названия КА ДЗЗ, в которых используется аппаратура с заданными характеристиками.

Таблица 1 – Результаты расчёта массы ОЭА

Аппаратура (или КА)	k_{y0} , кг/м ²	λ_p , мкм	H , км	k_0	L_M , м	k_D	k_f	$l_{эл}$, мкм	$m_{ОЭА}$, кг	$m_{ОЭА}^P$, кг
Лазурит	33	0,5	730	0,3	0,3	1,2	0,25	9	1687	1568
Аврора	33	0,64	490	0,27	1,46	1,38	0,50	6	72,9	72
Аврора-М [4]	33	0,69	510	0,27	0,73	1,2	0,50	6	292	-
Pleiades	33	0,5	700	0,33	0,8	1,1	0,20	13	199,4	195
ОЭТК-ВР [6]	33	0,62	700	0,45	0,34	1,1	0,20	8	503	-
WorldView-4	33	0,62	612	0,45	0,34	1,1	0,20	8	503	500

Анализ результатов показывает, что расчётные массы в целом соответствуют реальным массам ОЭА с погрешностью, приемлемой для предварительных расчётов, что позволяет сделать заключение об адекватности модели (9).

Выводы

Получена модель для расчёта массы оптико-электронной аппаратуры наблюдения в зависимости от длины волны спектра наблюдения, высоты полёта КА, требуемого линейного разрешения на местности и размера фотоприёмного элемента. Подтверждена адекватность данной модели.

Данная модель может быть использована на ранних этапах проектирования КА ДЗЗ, когда ещё не определена конкретная аппаратура наблюдения и требуется провести анализ массогабаритных параметров создаваемого аппарата.

Библиографический список

1. Куренков, В.И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей [Текст]: учеб. пособие / В.И. Куренков, Л.П. Юмашев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 239 с.

2. Kucherov A., Kurenkov V. Use of Cluster Analysis for Development of Star Tracker Mass Statistical Model // Procedia Engineering. — 2017. — Vol. 185. — P. 227-230. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.03.304>

3. Куренков, В.И. Методика построения регрессионных моделей для оценки масс элементов космических аппаратов с использованием кластерного анализа [Текст] / В.И. Куренков, А.С. Кучеров, А.А. Якишик. Известия СНЦ РАН. 2018, №1. – С.45-53.

4. Бакланов, А.И. Возможности модернизации космического комплекса на базе КА «АИСТ-2» [Текст] / А.И. Бакланов, М.В. Ключников // Сб. материалов IV Всеросс. НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сен. 2015 г. Самара, АО «РКЦ «Прогресс»),. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН. 2015. Т. 1. С. 303-310.

5. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: Учеб. пособие. – СПб.: СПбГИТМО(ТУ), 2002. -291 с.

6. Бакланов, А.И. Аппаратура высокого разрешения перспективного КА «РЕСУРС-ПМ» [Текст] / А.И. Бакланов, И.А. Горбунов, А.С. Забиякин [и др.] // Сб. материалов IV Всероссийской НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сен. 2015 г. Самара, АО «РКЦ «Прогресс»),. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН. 2015. Т. 1. С. 170-175.