

**Низкоорбитальные космические аппараты  
высокодетального наблюдения с длительным сроком  
существования на рабочих орбитах высотой  
ниже четырехсот километров**

© В.В. Волоцуев

Самарский университет, Самара, 443086, Российская Федерация

*Проанализированы массогабаритные проектные параметры оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли с высот в диапазоне 300...400 км. Проведен синтез зеркально-линзового телескопического комплекса с дополнительным поворотным зеркалом, имеющим наклон к оптической оси главного зеркала. Проектные параметры были выбраны из условия создания космических снимков сверхвысокого пространственного разрешения. Проанализированы также массогабаритные проектные параметры космического аппарата в целом, позволяющие уменьшить влияние верхней атмосферы Земли на эволюцию параметров рабочей орбиты. Для поддержания радиуса низкой рабочей орбиты космического аппарата в течение семи лет предложено использовать электрореактивную двигательную установку. Для компенсации силы аэродинамического сопротивления в исследованном диапазоне высот и при любых состояниях верхней атмосферы достаточно силы тяги не более 18 миллиньютонов. Запасы массы рабочего тела для работы электрореактивной двигательной установки зависят от проектно-баллистических параметров космического аппарата и требуемого срока существования на заданной рабочей орбите.*

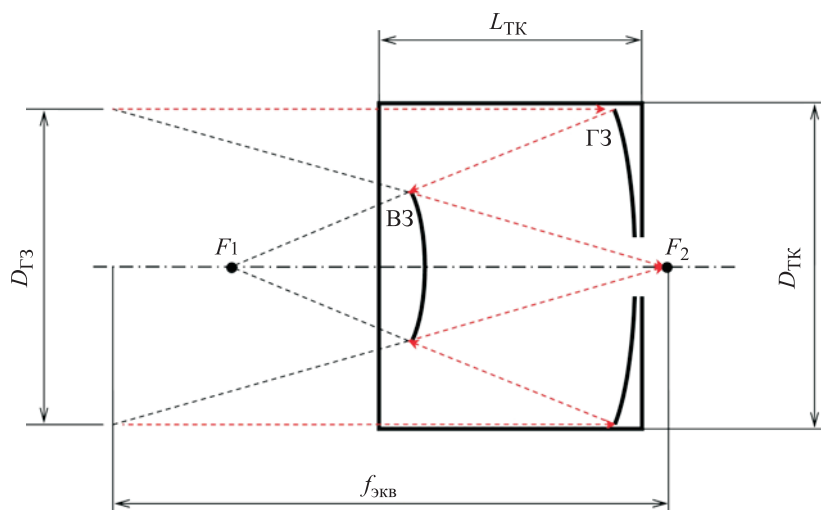
**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, низкая орбита, пространственное разрешение, оптико-электронная аппаратура, электрореактивный двигатель

**Введение.** Результатом высокодетального наблюдения из космоса является получение космических снимков со сверхвысоким пространственным разрешением в диапазоне 0,3...1,0 м [1]. Прослеживается ряд тенденций передачи космических снимков с указанным пространственным разрешением с помощью оптико-электронной аппаратуры наблюдения. Во-первых, космические аппараты (КА) размещаются на низких (со средней высотой 500...800 км) околокруговых солнечно-синхронных орбитах; во-вторых, на таких орбитах для получения космических снимков со сверхвысоким разрешением используются крупногабаритные зеркальные оптические системы с главным зеркалом диаметром более 0,5 м и длинным фокусным расстоянием (в метрах) [2].

Цель исследований, представленных в настоящей статье, — обоснование возможности создания КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), способного совершать длительный орбитальный

полет (в течение пяти–семи лет) на высотах ниже 400 км, оснащенного оптико-электронной аппаратурой наблюдения для получения снимков со сверхвысоким пространственным разрешением (0,3...1,0 м). В результате уменьшения массогабаритных характеристик телескопического комплекса и использования электрореактивного двигателя (ЭРД) можно создать перспективный КА массой около 1000 кг.

**Анализ массогабаритных проектных параметров оптико-электронной аппаратуры наблюдения.** Был проведен анализ пространства возможных величин массогабаритных параметров оптико-электронного телескопического комплекса для получения космических снимков сверхвысокого разрешения с высот от 300 км до 400 км. Была использована методика оценки массогабаритных характеристик оптико-электронного телескопического комплекса на ранних этапах проектирования из [3]. Рассматривалась двухзеркальная оптическая схема Ричи — Кретьена без учета дополнительных линзовых корректоров (рис. 1).



**Рис. 1.** Двух зеркальная оптическая схема для расчетов:

ГЗ — главное зеркало; ВЗ — второе зеркало;  $F_1$  и  $F_2$  — фокусы оптической системы;  $D_{ГЗ}$  — диаметр главного зеркала;  $D_{ТК}$  — диаметр телескопического комплекса;  $f_{экв}$  — эквивалентное фокусное расстояние оптической системы;  $L_{ТК}$  — длина телескопического комплекса

Для расчета массогабаритных параметров используются следующие основные математические выражения [3, 4]:

$$D_{\min} \geq \frac{\lambda_p H}{2k_0 L_M}; \quad \frac{f_{\text{экв}}}{D_{ГЗ}} = (0,81 \pm 0,08) \frac{\Delta l_{\text{эл}}}{\lambda_p}; \quad (1)$$

$$D_{ТК} = k_D D_{ГЗ}; \quad L_{ТК} = k_f f_{\text{экв}}; \quad S_{\text{пов ТК}} = \pi D_{ТК} \left( \frac{D_{ТК}}{2} + L_{ТК} \right); \quad (2)$$

$$M_{\text{ТК}} = k_{\text{уд}} S_{\text{пов.ТК}}, \quad (3)$$

где  $D_{\text{min}}$  — минимальный потребный диаметр главного зеркала оптической системы;  $\lambda_p$  — средняя длина оптической волны из анализируемого диапазона;  $H$  — высота КА над снимаемым объектом;  $k_0$  — нормированная пространственная частота (в расчетах  $k_0 = 0,3 \pm 0,03$ );  $L_M$  — пространственное разрешение;  $f_{\text{экв}}$  — эквивалентное фокусное расстояние оптической системы;  $D_{\text{ГЗ}}$  — диаметр главного зеркала;  $\Delta l_{\text{эл}}$  — линейный размер одного ПЗС-элемента;  $D_{\text{ТК}}$  — диаметр телескопического комплекса;  $k_D$  — коэффициент превышения диаметра корпуса телескопического комплекса над диаметром главного зеркала ( $k_D = 1,1 \dots 1,2$ );  $L_{\text{ТК}}$  — длина телескопического комплекса;  $k_f$  — коэффициент, учитывающий уменьшение длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием  $f_{\text{экв}}$  ( $k_f = 0,2 \dots 0,25$ );  $S_{\text{пов.ТК}}$  — площадь поверхности телескопического комплекса;  $M_{\text{ТК}}$  — масса телескопического комплекса;  $k_{\text{уд}}$  — удельная масса единицы площади поверхности телескопического комплекса.

Пространство потребных минимальных диаметров главного зеркала в зависимости от высоты орбиты и пространственного разрешения показано в табл. 1, пространство массогабаритных параметров оптико-электронного телескопического комплекса — в табл. 2.

Таблица 1

**Пространство минимальных потребных диаметров главного зеркала**  
( $\lambda_p = 0,5$  мкм,  $k_0 = 0,33$ )

Высота орбиты, км	Пространственное разрешение, м									
	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
	Минимальный потребный диаметр главного зеркала, м									
300	2,27	1,14	0,76	0,57	0,45	0,38	0,32	0,28	0,25	0,23
310	2,35	1,17	0,78	0,59	0,47	0,39	0,34	0,29	0,26	0,23
320	2,42	1,21	0,81	0,61	0,48	0,40	0,35	0,30	0,27	0,24
330	2,50	1,25	0,83	0,63	0,50	0,42	0,36	0,31	0,28	0,25
340	2,58	1,29	0,86	0,64	0,52	0,43	0,37	0,32	0,29	0,26
350	2,65	1,33	0,88	0,66	0,53	0,44	0,38	0,33	0,29	0,27
360	2,73	1,36	0,91	0,68	0,55	0,45	0,39	0,34	0,30	0,27
370	2,80	1,40	0,93	0,70	0,56	0,47	0,40	0,35	0,31	0,28
380	2,88	1,44	0,96	0,72	0,58	0,48	0,41	0,36	0,32	0,29
390	2,95	1,48	0,98	0,74	0,59	0,49	0,42	0,37	0,33	0,30
400	3,03	1,52	1,01	0,76	0,61	0,51	0,43	0,38	0,34	0,30

Данные, приведенные в табл. 1, позволяют сделать вывод о том, что при диаметре ГЗ менее 1 м можно рассчитывать на получение космических снимков с пространственным разрешением вплоть

до 0,3 м (в панхроматическом режиме); при диаметре от 0,5 м — на снимки с пространственным разрешением не хуже 0,5 м. Согласно значениям параметров, приведенных в табл. 2, при вариации диаметра ГЗ от 0,5 м до 1 м длина телескопического комплекса будет изменяться от 1,4 м до 4,5 м, масса телескопического комплекса — от 104 кг до 640 кг. Построенное пространство массогабаритных проектных параметров оптико-электронного телескопического комплекса является ориентиром для создания оптико-электронной аппаратуры, которая должна быть размещена на КА ДЗЗ с рабочей орбитой на высоте 300...400 км.

Таблица 2

**Пространство массогабаритных параметров оптико-электронного телескопического комплекса**  
( $k_D = 1,1$ ;  $k_f = 0,25$ ;  $k_{уд} = 33 \text{ кг/м}^2$ )

Диаметр главного зеркала, м	Размер одного ПЗС-элемента, мкм									
	6	7	8	9	10	6	7	8	9	10
	Длина телескопического комплекса, м					Масса телескопического комплекса, кг				
0,5	1,4	1,6	1,8	2,0	2,3	103,6	117,7	131,8	145,9	160,0
0,6	1,6	1,9	2,2	2,4	2,7	149,2	169,5	189,8	210,1	230,4
0,7	1,9	2,2	2,5	2,8	3,2	203,0	230,7	258,3	286,0	313,6
0,8	2,2	2,5	2,9	3,2	3,6	265,2	301,3	337,4	373,5	409,6
0,9	2,4	2,8	3,2	3,6	4,1	335,6	381,4	427,1	472,8	518,5
1,0	2,7	3,2	3,6	4,1	4,5	414,4	470,8	527,2	583,6	640,1

**Влияние массогабаритных параметров КА на аэродинамическое торможение.** Оптико-электронная аппаратура сверхдетального наблюдения существенно влияет на массогабаритные характеристики КА в целом. А массогабаритные параметры КА в свою очередь влияют на интенсивность уменьшения радиуса орбиты ( $\Delta R_{орб}/\Delta t$ , км/сут) под действием аэродинамического торможения.

При проведении анализа влияния массогабаритных параметров КА на интенсивность уменьшения радиуса рабочей орбиты в диапазоне высот 300...400 км в качестве проектного параметра КА рассматривался баллистический коэффициент, который в первом приближении определяется по формуле [5, 6]

$$\sigma_{КА} = \frac{C_x(t) S_{мид}(t)}{2M_{КА}}, \quad (4)$$

где  $\sigma_{КА}$  — баллистический коэффициент КА;  $C_x$  — коэффициент аэродинамического сопротивления;  $S_{мид}$  — площадь мидаля КА;  $M_{КА}$  — масса КА;  $t$  — текущее время полета.

Пространство величин баллистического коэффициента КА при ориентированном орбитальном полете ( $S_{\text{мид}} = \text{const}$ ,  $C_x = 2,5$ ) показано в табл. 3 при вариации параметров массы и площади миделя КА.

Таблица 3

**Пространство баллистического коэффициента КА**

Масса КА, кг	Площадь миделя КА, м <sup>2</sup>								
	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
Баллистический коэффициент КА, м <sup>2</sup> /кг									
500	0,003	0,004	0,005	0,006	0,008	0,009	0,010	0,011	0,013
600	0,002	0,003	0,004	0,005	0,006	0,007	0,008	0,009	0,010
700	0,002	0,003	0,004	0,004	0,005	0,006	0,007	0,008	0,009
800	0,002	0,002	0,003	0,004	0,005	0,005	0,006	0,007	0,008
900	0,001	0,002	0,003	0,003	0,004	0,005	0,006	0,006	0,007
1000	0,001	0,002	0,003	0,003	0,004	0,004	0,005	0,006	0,006
1100	0,001	0,002	0,002	0,003	0,003	0,004	0,005	0,005	0,006
1200	0,001	0,002	0,002	0,003	0,003	0,004	0,004	0,005	0,005
1300	0,001	0,001	0,002	0,002	0,003	0,003	0,004	0,004	0,005
1400	0,001	0,001	0,002	0,002	0,003	0,003	0,004	0,004	0,004
1500	0,001	0,001	0,002	0,002	0,003	0,003	0,003	0,004	0,004

Баллистические расчеты интенсивности уменьшения радиуса рабочей орбиты КА ДЗЗ под действием аэродинамического сопротивления проводились численным моделированием возмущенного орбитального движения с учетом изменения состояния верхней атмосферы Земли в зависимости от солнечной активности. Пространство состояний солнечной активности описывается индексом уровня солнечной активности [5]:

$$F_0 = \{75, 100, 125, 150, 200, 250\} \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц}), \quad (5)$$

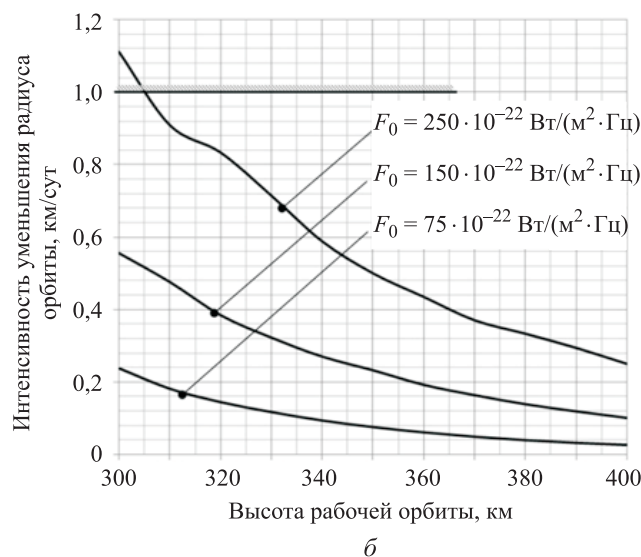
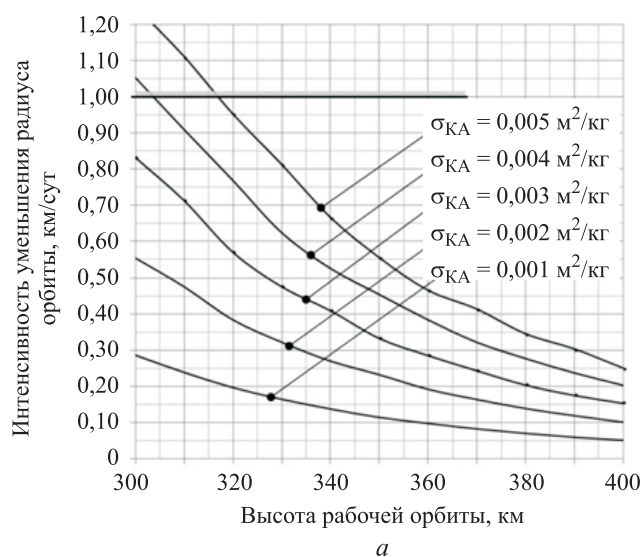
причем чем больше индекс  $F_0$ , тем сильнее аэродинамическое торможение КА.

На графиках (рис. 2) показаны зависимости интенсивности уменьшения радиуса рабочей орбиты от высоты, баллистического коэффициента КА и солнечной активности.

Если принять, что допустимая величина интенсивности уменьшения радиуса рабочей орбиты равна 1 км/сут ( $\Delta R_{\text{орб}}/\Delta t \leq 1 \text{ км/сут}$ ), можно сформировать ограничение на величину баллистического коэффициента КА. При  $\sigma_{\text{КА}} \leq 0,003 \text{ м}^2/\text{кг}$  (рис. 2, а) соблюдается ограничение по интенсивности уменьшения радиуса орбиты во всем диапазоне рассматриваемых высот при среднем уровне солнечной

активности  $F_0 = 150 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup> · Гц). Однако если учесть изменение солнечной активности, то при  $\sigma_{КА} = 0,002$  м<sup>2</sup>/кг и максимальной солнечной активности ( $F_0 = 250 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup> · Гц)) ограничение по интенсивности уменьшения радиуса не выполняется по нижней границе высот (рис. 2, б). Соответственно, в настоящих исследованиях зададим ограничение на баллистический коэффициент КА:

$$\sigma_{КА} \leq 0,002 \text{ м}^2/\text{кг}. \quad (6)$$



**Рис. 2.** Зависимость интенсивности уменьшения радиуса рабочей орбиты от высоты: а — при среднем уровне солнечной активности ( $F_0 = 150 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup> · Гц)) для разных величин  $\sigma_{КА}$ ; б — при разных уровнях солнечной активности для  $\sigma_{КА} = 0,002$  м<sup>2</sup>/кг

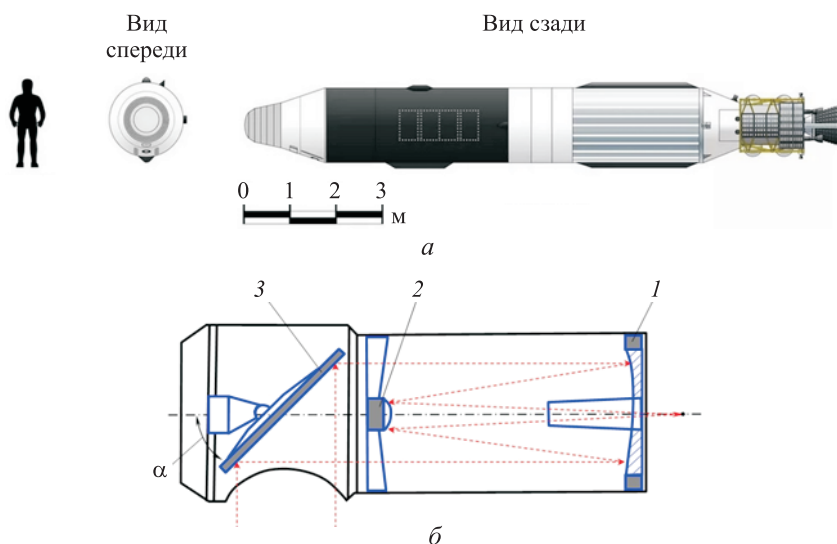
С учетом ограничения (6) в табл. 3 приведены допустимые соотношения массы и площади миделя КА (эти параметры соответствуют светлым ячейкам, где  $\sigma_{КА} \leq 0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$ ). Используя данные из табл. 3, можно провести оценку допустимых массогабаритных параметров и оптико-электронного телескопического комплекса. Допустим, например, что основную долю площади миделя КА будет составлять оптико-электронный телескопический комплекс. Если использовать ранее описанную оптическую схему (см. рис. 1) с главным зеркалом диаметром 0,7 м и ПЗС-элементом размером 9 мкм, то длина телескопа будет приблизительно 2,8 м, а его масса — около 290 кг (см. табл. 2). Массогабаритные параметры телескопического комплекса повлияют на площадь миделя КА, которая составит не менее 2 м<sup>2</sup>. Тогда по данным табл. 3 понятно, что рекомендуемая масса КА не должна быть менее 1100 кг.

**Оптико-электронная аппаратура с поворотным зеркалом для низкоорбитального КА ДЗЗ.** При снижении высоты орбиты (с учетом воздействия верхней атмосферы Земли) возникает потребность в снижении баллистического коэффициента КА. В частности, требуется решение задачи размещения оптико-электронного телескопического комплекса в корпусе КА таким образом, чтобы величина баллистического коэффициента стремилась к минимуму. При такой постановке задачи более подходящим является вариант использования оптических схем с поворотным зеркалом: в зеркально-линзовой системе присутствует плоское зеркало, наклоненное к оптической оси главного зеркала. Эта схема позволяет уменьшить площадь сечения миделя КА в режимах ориентации при проведении съемки. Таким примером являются американские КА ДЗЗ серии «КН» (КН-7, КН-8, КН-9), которые эксплуатировались в 1960–1980-х годах; облик внешней геометрии подобного КА и облик используемой в нем оптической аппаратуры показаны на рис. 3, а [9]. Следует отметить, что вместо оптико-электронных преобразователей на этих КА ДЗЗ использовалась фотопленка. Срок существования на низкой орбите с высотами не более 300 км был коротким (месяцы). Для коррекции орбиты использовался химический ракетный двигатель.

На основе оптических схем, показанных на рис. 1 и рис. 3, б, был проведен синтез оптической схемы для оптико-электронного телескопического комплекса, имеющего в своем составе поворотное зеркало (рис. 4).

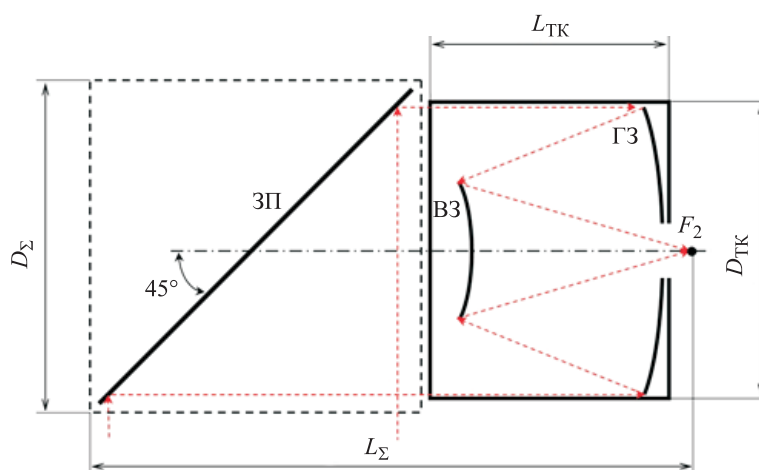
В приведенной на рис. 4 схеме двузеркальная система дополнена плоским зеркалом, наклоненным под углом 45<sup>0</sup> к оптической оси главного зеркала. Следует отметить, что при дополнении оптической системы зеркалами или линзами происходит ухудшение простран-

ственного разрешения ввиду снижения контрастности. Для последующих расчетов были использованы выражения (1)–(3), но с учетом ухудшения пространственного разрешения на 10 %.



**Рис. 3.** КА Д33 «КН-7»:

$a$  — внешний облик (геометрия) КА;  $b$  — упрощенная оптическая схема телескопа КА «КН-7» ( $1$  — главное зеркало,  $2$  — второе зеркало,  $3$  — плоское поворотное зеркало,  $\alpha$  — угол наклона плоского зеркала к оптической оси главного зеркала)

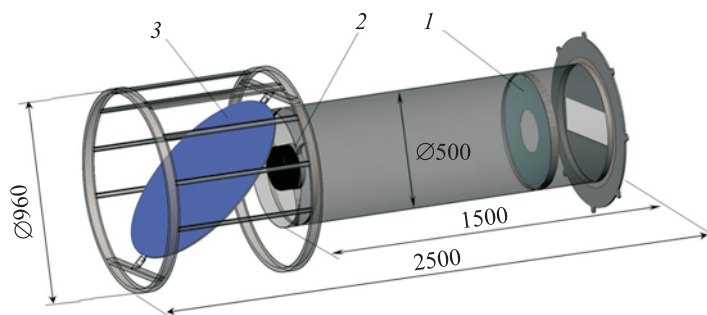


**Рис. 4.** Оптическая схема с поворотным зеркалом

Были выбраны следующие проектные параметры оптико-электронного телескопического комплекса: диаметр главного зеркала 0,5 м; эквивалентное фокусное расстояние 6 м; размер ПЗС-элемента 6 мкм. На основе расчетов и твердотельного моделирования были



получены массогабаритные параметры оптико-электронного телескопического комплекса. Примерная твердотельная модель и ориентировочные габаритные размеры показаны на рис. 5.



**Рис. 5.** Габаритные размеры телескопического комплекса:  
1 — главное зеркало; 2 — второе зеркало; 3 — плоское поворотное зеркало

С учетом данных, приведенных в табл. 2, масса части телескопа с главным и вторым зеркалами составляет примерно 100 кг. С помощью твердотельного моделирования была проведена оценка массы части телескопа с дополнительным поворотным зеркалом. На основе исследований сделан вывод о том, что общая масса оптико-электронного телескопического комплекса (в зависимости от конструкторских решений) может ориентировочно составлять от 200 до 250 кг. Пространственное разрешение космических снимков в зависимости от высоты съемки приведено ниже:

Высота съемки, км .....	300	320	340	350	360	370	380	390	400
Пространственное разрешение, м .....	0,50	0,53	0,57	0,58	0,60	0,62	0,63	0,65	0,67

Согласно представленным выше параметрам, разработанная модель оптико-электронного телескопического комплекса должна обеспечивать получение космических изображений с пространственным разрешением примерно 0,5...0,7 м при размещении КА на рабочей орбите в диапазоне высот 300...400 км.

**Поддержание низкой орбиты КА ДЗЗ в течение длительного срока существования.** Мероприятия по снижению баллистического коэффициента КА замедлят интенсивность уменьшения радиуса рабочей орбиты. Тем не менее будет происходить ее эволюция под воздействием остаточной атмосферы Земли. Для сохранения радиуса рабочей орбиты в течение длительного срока (5–7 лет) необходима реактивная система коррекции. В проведенных исследованиях предлагается для поддержания рабочей орбиты КА использовать электро-реактивную двигательную установку (ЭРДУ), преимуществом кото-

рой является более низкий удельный расход массы рабочего тела, чем у химической двигательной установки. Однако следует учитывать, что система энергопитания низкоорбитального КА ДЗЗ позволяет использовать маломощные ЭРД с малой силой тяги (примерно несколько десятков миллиньютонов). Поэтому при выборе характеристик ЭРДУ приходится учитывать соотношение силы тяги и аэродинамической силы сопротивления — тяга должна превосходить действующую на КА силу аэродинамического сопротивления.

Был проведен анализ уровня аэродинамической силы, действующей на КА ДЗЗ с баллистическим коэффициентом не более  $0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$  и соответствующими площадями мидела (см. табл. 3). Для вычислений использовалась математическая модель [10, 11]

$$F_A = \frac{1}{2} C_x(t) S_{\text{мид}}(t) \rho(t, H_{\text{орб}}) V_{\text{КА}}^2, \quad (7)$$

где  $\rho(t, H_{\text{орб}})$  — плотность верхней атмосферы Земли;  $V_{\text{КА}}$  — орбитальная скорость КА.

Результаты расчета уровня силы аэродинамического сопротивления на разных высотах при различной солнечной активности приведены в табл. 4.

Таблица 4

**Уровень силы аэродинамического сопротивления**  
( $S_{\text{мид}} = 2,5 \text{ м}^2$ ,  $C_x = 2,5$ )

Высота орбиты, км	Индекс солнечной активности $F_0 \cdot 10^{-22}$ , Вт/(м <sup>2</sup> · Гц)						
	75	100	125	150	175	200	250
Сила аэродинамического сопротивления, мН							
300	4,0	4,5	4,9	6,0	8,3	11,7	17,1
310	3,1	3,6	3,9	4,9	6,9	9,9	14,5
320	2,5	2,9	3,2	3,9	5,7	8,3	12,4
330	2,0	2,4	2,6	3,2	4,7	7,0	10,6
340	1,6	1,9	2,1	2,6	4,0	6,0	9,1
350	1,3	1,6	1,7	2,2	3,3	5,1	7,8
360	1,1	1,3	1,4	1,8	2,8	4,3	6,7
370	0,9	1,1	1,1	1,5	2,4	3,7	5,8
380	0,7	0,9	0,9	1,2	2,0	3,2	5,1
390	0,6	0,7	0,8	1,0	1,7	2,8	4,5
400	0,5	0,6	0,7	0,9	1,5	2,4	3,9

Для исследуемого КА ДЗЗ максимальная сила аэродинамического сопротивления будет составлять примерно 17 мН (на орбите высотой 300 км в период максимальной солнечной активности). При средней солнечной активности аэродинамическая сила не превысит 6 мН.

Был проведен анализ параметров цикла коррекции околокруговых рабочих орбит с высотами 300...400 км. Цикл коррекции представляет собой график изменения среднего радиуса орбиты во времени: сначала он уменьшается под действием аэродинамической силы до допустимого отклонения  $\Delta R_{орб}$ ; затем восстанавливается первоначальный радиус орбиты с помощью силы тяги ЭРДУ. Было использовано следующее пространство проектных параметров:

$$M_{КА} \in [800 \text{ кг}; 1100 \text{ кг}]; S_{мид} = 1,5 \text{ м}^2; \quad (7)$$

$$F_T = 14 \text{ мН}; I_{ЭРД} = 8600 \text{ м/с}, \quad (8)$$

где  $F_T$  — сила тяги ЭРДУ (соответствует силе тяги российского стационарного плазменного двигателя СПД-50);  $I_{ЭРД}$  — удельный импульс ЭРД (СПД-50).

Примеры циклов коррекции (изменения радиуса орбиты во времени) для исследуемого КА при допустимом отклонении радиуса не более 2 км и при разной солнечной активности представлены на рис. 6.

Результаты моделирования показывают, что даже на нижней границе исследуемого диапазона высот орбит (300 км) коррекция при заданных проектных параметрах КА и ЭРДУ возможна при любой солнечной активности. При средней солнечной активности ( $F_0 = 150 \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$ ) и выбранном допустимом отклонении радиуса орбиты ( $\Delta R_{орб} = 2 \text{ км}$ ) время целевой работы в цикле составляет

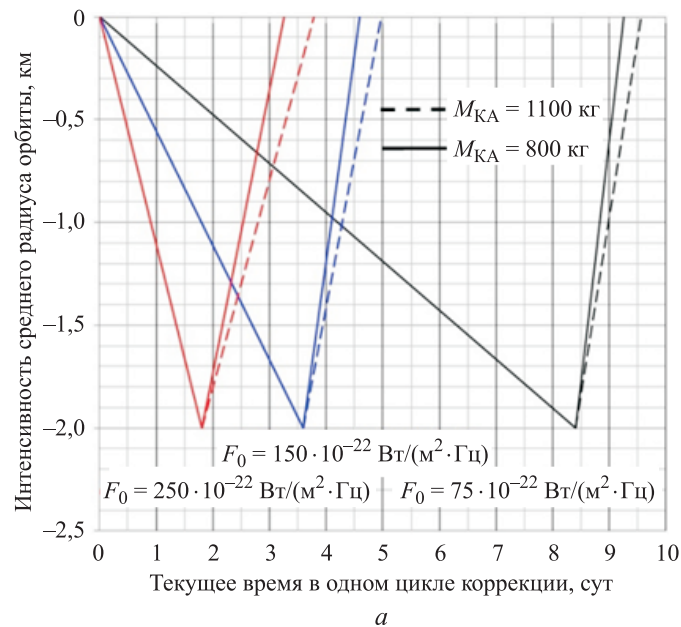
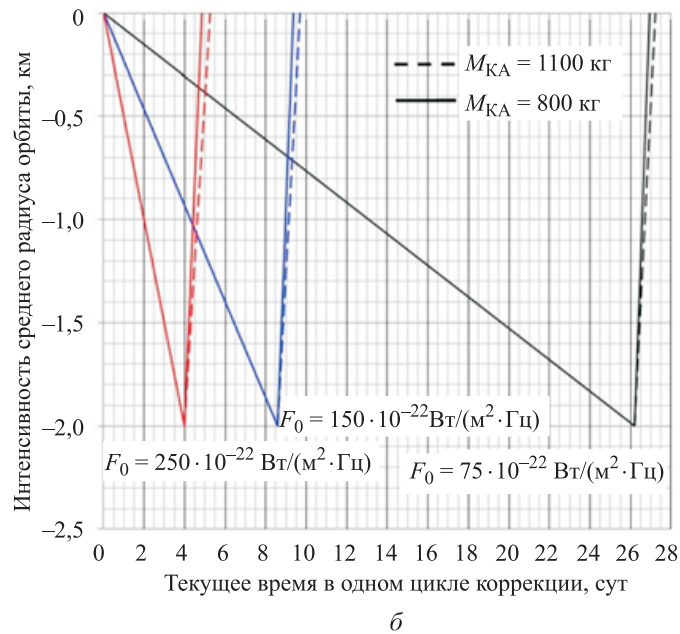
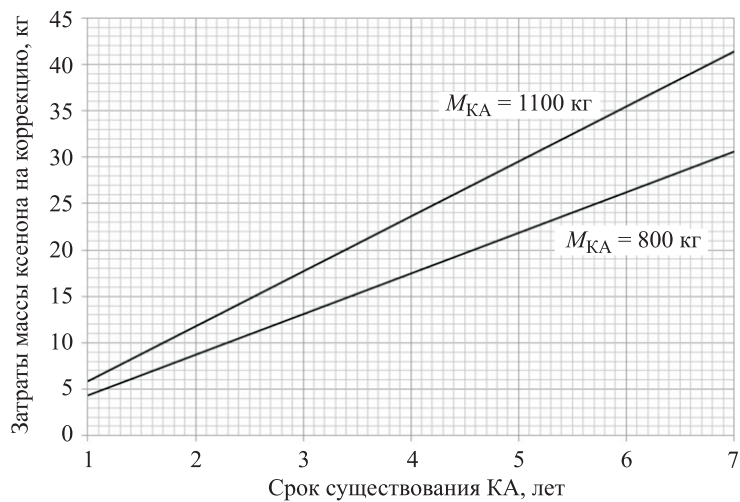


Рис. 6 (начало). Параметры одного цикла коррекции рабочей орбиты КА высотой 300 км (a)



**Рис. 6 (окончание).** Параметры одного цикла коррекции рабочей орбиты КА высотой 350 км (б)

около 3,5 суток, а время коррекции — от 1 сут до 1,5 сут в зависимости от массы КА (рис. 6, а). При подъеме орбит до 350 км время на коррекцию радиуса орбиты уже не превышает одних суток, а время целевой работы может быть от 4 до 26 сут в зависимости от текущей солнечной активности (рис. 6, б).



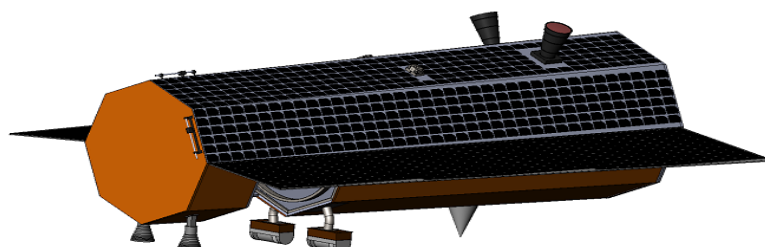
**Рис. 7.** Зависимость затрат массы рабочего тела (ксенона) для ЭРДУ от срока существования КА (при средней солнечной активности)

С использованием параметров циклов коррекции рабочей орбиты высотой 350 км при разной солнечной активности (см. рис. 6, б) была проведена оценка затрат массы рабочего тела ЭРДУ (ксенона) в зависимости от требуемого срока существования КА (рис. 7).

Так, при средней солнечной активности для поддержания низкой орбиты (высотой 350 км) потребуется масса рабочего тела от 30 до 40 кг в зависимости от массы КА. Следует отметить, что в эпоху высокой солнечной активности срок существования может сократиться, а в эпоху низкой, наоборот, — возрасти.

**Проектный облик КА для сверхдетального наблюдения с высот ниже 400 км.** В бортовой состав КА с исследуемой оптико-электронной аппаратурой наблюдения также входит набор обеспечивающих бортовых систем. Среди них бортовой комплекс управления, система управления движением, система электропитания и система обеспечения теплового режима и др. При использовании оптико-электронной системы, построенной по приведенной на рис. 4 схеме, бортовое оборудование располагается таким образом, чтобы не увеличивать площадь сечения миделя КА. Система управления движением (ориентацией) должна обеспечивать устойчивую постоянную ориентацию КА относительно вектора аэродинамической силы сопротивления и компенсировать возмущения, возникающие при поворотах плоского зеркала оптико-электронного телескопического комплекса. ЭРДУ должна быть расположена таким образом, чтобы без изменения ориентации КА создавать силу тяги на участках коррекции радиуса орбиты.

С учетом перечисленных требований по бортовому составу для массогабаритной модели, представленной на рис. 5, были проведены исследования и сформирован проектный облик КА ДЗЗ в первом приближении. Бортовой состав выбирался по существующим аналогам. Массогабаритные характеристики КА оценивались из построенной твердотельной модели с использованием САД/САЕ-средств. Параметры ЭРДУ выбиралась на основе результатов исследований, представленных в настоящей статье. Проектный облик КА ДЗЗ показан на рис. 8.



**Рис. 8.** Проектный облик КА ДЗЗ (с оптико-электронной аппаратурой сверхдетального наблюдения)

В рамках приведенного исследования были определены проектные параметры КА ДЗЗ для высокодетального наблюдения земной поверхности с орбит высотой ниже 400 км, их ориентировочные значения приведены ниже:

Масса КА, кг	800–1100
Габариты (с раскрытыми панелями солнечных батарей), м	4,25 × 3,1 × 1,35
Рекомендуемая высота околокруговой рабочей орбиты, км	300–350
Срок существования	7 лет
Вид целевой аппаратуры	Оптико-электронная (оптическая система с плоским поворотным зеркалом)
Диаметр главного зеркала, м	0,5
Фокусное расстояние, м	6
Габариты телескопического комплекса, м	0,96 × 0,96 × 2,5
Пространственное разрешение (в панхроматическом режиме), м	0,5–0,6
Масса ЭРДУ, кг,	100
из них масса рабочего тела, кг	30–40

**Заключение.** Проведено исследование возможности создания КА ДЗЗ, функционирующего на рабочих орбитах высотой ниже 400 км, с целью получения космических снимков сверхвысокого разрешения. Предложено использовать оптико-электронную аппаратуру с оптической схемой, в составе которой имеется плоское поворотное зеркало. Указанная оптическая аппаратура позволяет существенно сократить баллистический коэффициент КА и тем самым снизить интенсивность уменьшения радиуса орбиты, вызванного воздействием верхней атмосферы Земли. Для длительного поддержания радиуса орбиты подходит ЭРДУ, которая способна создать силу тяги от 10 мН до 20 мН. Для такого КА на орбите с высотой ниже 400 км важно удерживать постоянную ориентацию относительно орбитальной системы координат с целью сохранения минимального баллистического коэффициента.

Исследования показывают, что при определенных проектных характеристиках оптико-электронного телескопического комплекса возможно создание КА ДЗЗ свехдетального наблюдения, имеющего массу не более 1000 кг, т. е. принадлежащего к классу малых КА.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Космические снимки сверхвысокого разрешения*. URL: <https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya> (дата обращения 17.02.2021).

- [2] Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2018, т. 5, вып. 3, с. 17–28.
- [3] Куренков В.И. *Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчет основных характеристик и формирование проектного облика*. Самара, Изд-во Самарского университета, 2020, 461 с. ISBN 978-5-7883-1572-0
- [4] Бетенски Э., Хопкинс Р., Шенон З. *Проектирование оптических систем*. Москва, Мир, 1983, 430 с.
- [5] Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты космического аппарата класса «АИСТ-2» с помощью электрореактивного двигателя. *Космические аппараты и технологии*, 2020, т. 4, № 2 (32) с. 61–71. DOI: 10.26732/j.st.2020.2.01
- [6] Дубошин Г.Н. *Справочное руководство по небесной механике и астродинамике*. Москва, Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976, 864 с.
- [7] *ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 2004.
- [8] *ГОСТ 25645.101–83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 1984.
- [9] *КН-7 «Гамбит»*. URL: [https://ru.abcdef.wiki/wiki/КН-7\\_Gambit](https://ru.abcdef.wiki/wiki/КН-7_Gambit) (дата обращения 04.08.2021).
- [10] Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ эффективности использования электрореактивных двигателей для поддержания низкой орбиты малого космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 10, с. 65–74.  
DOI: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74
- [11] Volotsuev V.V., Salmin V.V. Analysis of the efficiency of electric-jet engines for keeping a low orbit of a small spacecraft. *AIP Conference Proceeding*, 2021, vol. 2318, art ID 110004.

Статья поступила в редакцию 22.05.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Королёвские чтения–2021), Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 30 марта — 2 апреля 2021 г.*

**Волоцуев Владимир Валериевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова Самарского университета. e-mail: [volotsuev@mail.ru](mailto:volotsuev@mail.ru)

## Low-orbit spacecraft for highly detailed observation with a long lifetime in working orbits with an altitude below four hundred kilometers

© V.V. Volotsuev

Samara University, Samara, 443086, Russia

*The paper analyzes mass-dimensional design parameters of the optical-electronic equipment for Earth's remote sensing from heights in the range of 300...400 km. Within the research, we carried out the synthesis of a mirror-lens telescopic complex with an additional rotary mirror tilted to the optical axis of the main mirror and selected the design parameters from the conditions for ultra-high spatial resolution satellite images. Furthermore, we analyzed the mass-dimensional parameters of the spacecraft as a whole, the parameters allowing for the smaller effect of the Earth's upper atmosphere on the evolution of the parameters of the working orbit. To maintain the radius of the low working orbit of the spacecraft for seven years, an electric propulsion system is proposed. To compensate for the aerodynamic drag force in the investigated range of heights and in any conditions of the upper atmosphere, a thrust force of no more than 18 milliNewtons is sufficient. The reserves of the mass of the working body for the operation of the electric propulsion system depend on the design-ballistic parameters of the spacecraft and the required lifetime in a given working orbit.*

**Keywords:** remote sensing of the Earth, low orbit, spatial resolution, optoelectronic equipment, electric propulsion engine

### REFERENCES

- [1] *Kosmicheskie snimki sverkhvysokogo razresheniya* [Ultra-high resolution space imagery]. Available at: <https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya> (accessed February 17, 2021).
- [2] Baklanov A.I. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy — Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*, 2018, vol. 5, no. 3, pp. 17–28.
- [3] Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika* [Fundamentals of designing spacecraft for optical-electronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and the formation of the design appearance]. Samara, Samara Universitu Publ., 2020, 461 p. ISBN 978-5-7883-1572-0.
- [4] Betensky E., Khopkins R., Shenon Z. *Proektirovanie opticheskikh sistem* [Design of optical systems]. Moscow, Mir Publ., 1983, 430 p. (In Russ.).
- [5] Volotsuev V.V., Salmin V.V. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts & Technologies*, 2020, vol. 4, no. 2 (32) pp. 61–71. DOI: 10.26732/j.st.2020.2.01
- [6] Duboshin G.N. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoy mekhanike i astrodinamike* [A reference guide to celestial mechanics and astrodynamics]. Moscow, Nauka, Glav. red. fiz.-mat. lit. Publ., 1976, 864 p.
- [7] *GOST R 25645.166–2004. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [State Standard R 25645.166–2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballis-



- tic support of flights of artificial earth satellites]. Moscow, StandartGOST.ru Publ., 2004, 93 p.
- [8] *GOST 25645.101–83. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model plotnosti dlya proektnykh ballisticheskikh raschetov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [State Standard 25645.101–83. Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites]. Moscow, StandartGOST.ru Publ., 1984.
- [9] *KH-7 «Gambit»* [GAMBIT, KH-7]. Available at: [https://ru.abcdef.wiki/wiki/KH-7\\_Gambit](https://ru.abcdef.wiki/wiki/KH-7_Gambit) (accessed August 4, 2021).
- [10] Volotsuev V.V., Salmin V.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 10, pp. 65–74. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74
- [11] Volotsuev V.V., Salmin V.V. Analysis of the efficiency of electric-jet engines for keeping a low orbit of a small spacecraft. *AIP Conference Proceeding*, 2021, 2318, art ID 110004.

**Volotsuev V.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Space Engineering named after General Designer D.I. Kozlov, Samara University.  
e-mail: volotsuev@mail.ru