

## Проектный облик сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

© И.А. Соболев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Рассмотрен возможный проектный облик космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли, предназначенного для функционирования на сверхнизких орбитах. Представлен обзор ранее разработанных и эксплуатировавшихся сверхнизкоорбитальных КА и их основных характеристик. Сформулированы требования к компоновке КА с учетом полета в зоне существенного аэродинамического воздействия. Выполнена оценка характеристик оптико-электронной аппаратуры для использования на таких КА. Проанализированы схемы функционирования двигательной установки на основе имеющих хорошую летную практику электро ракетных двигателей СПД-100В, дана оценка запасов рабочего тела и массы двигательной установки, приведены результаты расчета маневров коррекции. Предложены основные конструктивные решения, необходимые для создания КА такого класса, в частности при разработке оптико-электронной аппаратуры, системы энергоснабжения, системы ориентации и стабилизации.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, оптико-электронная аппаратура, низкая орбита, сверхнизкоорбитальные космические аппараты, стационарный плазменный двигатель

**Введение.** Проектный облик космического аппарата (КА) определяется его функциональными задачами и условиями эксплуатации. В случае размещения КА на сверхнизкой орбите высотой 200...300 км основным определяющим фактором будет ее малая высота, при полете на которой существенное влияние на КА оказывает сопротивление атмосферы. Практика показывает, что для снижения этого влияния необходимо уже на этапе выработки концепции и предварительного проектирования принять ряд проектно-конструкторских решений, которые в совокупности будут определять не только внешний облик, но и внутреннюю компоновку, характеристики систем и логику функционирования КА.

Цель представленных исследований — сформулировать проектно-конструкторские решения, провести предварительную оценку основных характеристик разрабатываемого КА и определить его проектный облик, отвечающий условиям функционирования. На основе полученных результатов будет предложен один из вариантов концепции сверхнизкоорбитального КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

**Сверхнизкоорбитальные космические аппараты.** Экспериментальный космический аппарат ДС-МО (Днепропетровский спутник-Оптический), разработанный в ОКБ-586 (КБ «Южное») [1], показан

на рис. 1. Он был предназначен для исследования физических процессов в атмосфере и решения задач метеорологии, океанологии и изучения природных ресурсов Земли. Были запущены два таких аппарата: в 1967 г. «Космос-149» (высота апогея орбиты — 297 км, перигея — 248 км, наклонение —  $48,4^\circ$ ) и в 1970 г. «Космос-320» (высота апогея орбиты — 342 км, перигея — 240 км, наклонение —  $48,5^\circ$ ).

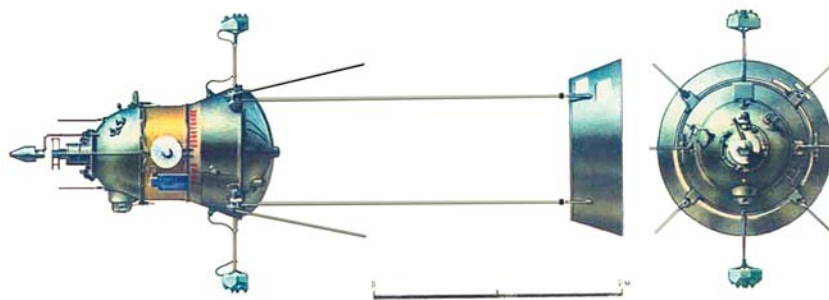


Рис. 1. Космический аппарат ДС-МО (СССР)

Для выполнения программы научных исследований предусматривалась ориентация КА на Землю и по вектору скорости. С целью решения этой задачи впервые в мировой практике был реализован принцип аэрогироскопической стабилизации, причем в состав системы ориентации были включены аэродинамический стабилизатор и гироскопические демпферы. Стабилизатор был прикреплен к корпусу КА с помощью четырех выдвижных штанг. Его роль заключалась в создании восстанавливающих моментов по тангажу и рысканию, под воздействием которых продольная ось КА стремилась совместиться с вектором скорости набегающего потока. Полет подтвердил правильность проведенных проектных расчетов — точность системы ориентации оказалась не хуже  $5^\circ$  по всем трем осям, кроме того, она позволяла сопоставлять полученные данные с географическим положением с точностью от 10 км до 15 км. Эти КА стали первыми в мире искусственными спутниками Земли с системой аэродинамической ориентации и аэрогироскопической стабилизации.

Космический аппарат Европейского космического агентства GOCE (Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer), миссия которого продолжалась с 2009 по 2013 гг. [2], представлен на рис. 2. Его главная полезная нагрузка — электростатический гравитационный градиометр, предназначавшийся для изучения гравитационного поля Земли. Для того чтобы достичь максимальной точности измерений, было принято решение размещать КА на как можно более низкой орбите (высотой около 260 км). С целью снижения атмосферного сопротивления ему была придана стреловидная форма.

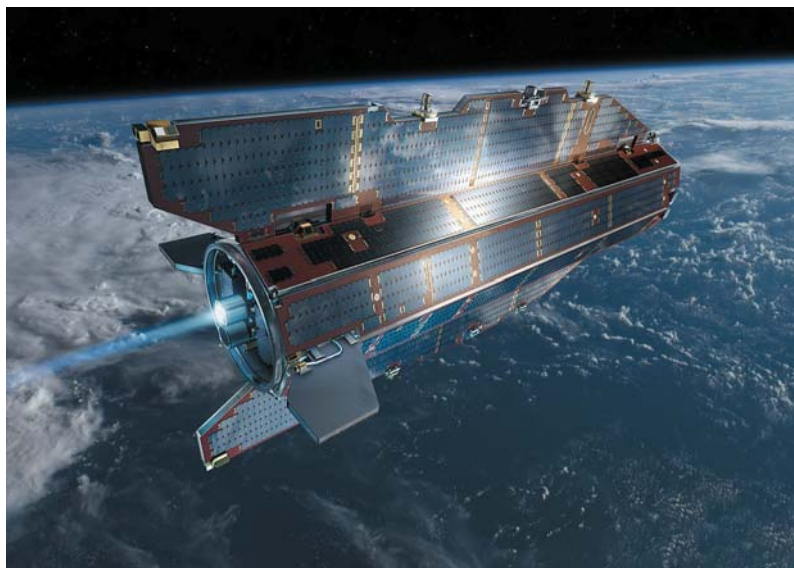


Рис. 2. Космический аппарат GOCE (ESA)

Еще одна особенность компоновки этого КА — наличие «плавников» с установленными на них солнечными батареями (СБ) и радиаторами, которые также обеспечивали аэродинамическую стабилизацию КА. При этом во время полета та сторона КА, на которой размещены СБ, была постоянно ориентирована на Солнце, а сторона с радиаторами всегда оставалась в тени.

Для парирования атмосферного сопротивления и других негравитационных воздействий на КА был установлен ионный двигатель тягой в диапазоне 1...20 мН, для обеспечения функционирования которого на борту КА находилось 40 кг ксенона.

Космический аппарат JAXA Tsubame, или SLATS (Super Low Altitude Test Satellite) [3], показан на рис. 3. Спутник создавали для исследования воздействия атомарного кислорода на конструкционные материалы, применяемые при создании космических аппаратов, а также как демонстратор использования сверхнизких орбит для решения задач ДЗЗ.

Изначально спутник был выведен на орбиту высотой 457×629 км, а затем началось планомерное снижение высоты орбиты до 271,5 км. На этой орбите спутник выполнял исследования в течение месяца, после чего, в соответствии с программой полета, функционировал по неделе на высотах 250, 240 и 230 км. Потом начался месячный полет по орбите высотой 216,8 км, которая затем была понижена до 181,1 км, а после этого еще раз — до рекордно низкой величины 167,4 км [4].

Для осуществления орбитального маневрирования и поддержания орбиты в условиях повышенной интенсивности аэродинамического

сопротивления, Tsubame был оснащен двумя двигательными установками (ДУ). В состав одной из них был включен ионный двигатель тягой в диапазоне 10...28 мН с удельным импульсом 2000 с. При минимальной тяге его потребляемая мощность составляла 370 Вт. В качестве рабочего тела на борту находилось 10 кг ксенона.

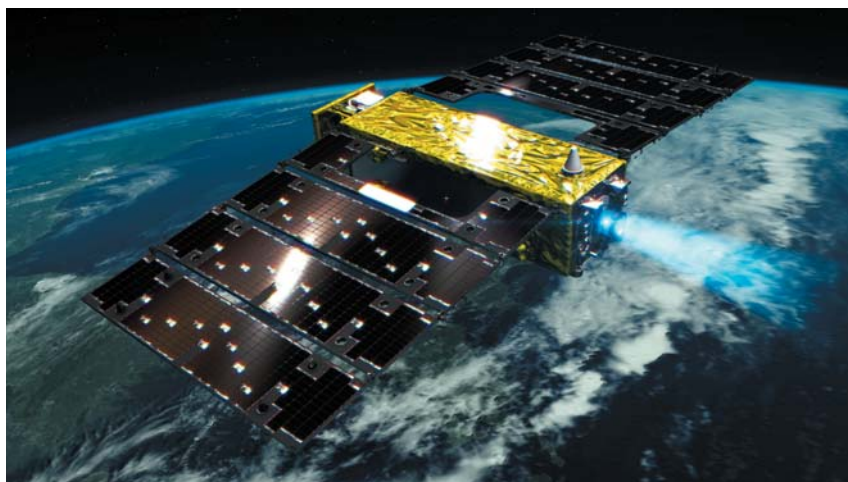


Рис. 3. Космический аппарат Tsubame (Япония)

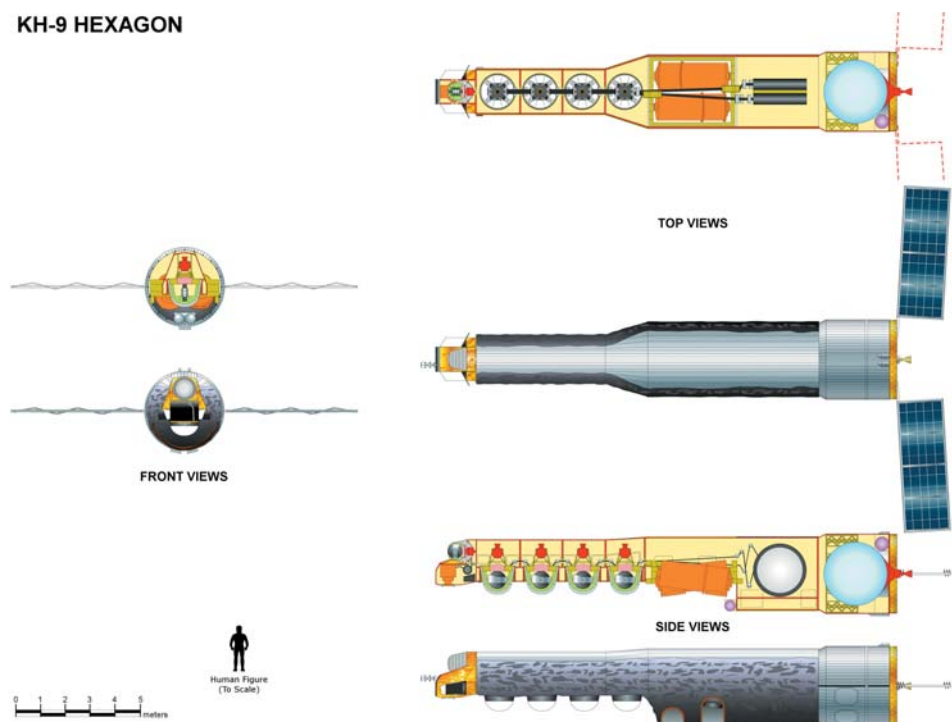
Другая двигательная установка основывалась на четырех микро-ЖРД, каждый из которых развивал тягу в 1 Н при удельном импульсе 200 с. Для обеспечения ее работы на борту хранилось 34 кг гидразина. Двигательная установка на основе ЖРД использовалась при полете на высоте 167,4 км, где тяги ионных двигателей было уже недостаточно.

На сверхнизких орбитах осуществлялось функционирование американских КА ДЗЗ серии КН (Key Hole), которые эксплуатировались в 1960–1980-х годах (КН-7, КН-8, КН-9) [5–7]. В качестве примера на рис. 4 приведен КА КН-9 в разных проекциях.

Аппараты серии КН выводились на эллиптические орбиты, высоты перигея которых, как правило, находились в диапазоне 125...150 км, апогея — 300...400 км. Спутники этой серии были оснащены оптико-электронной аппаратурой с поворотным зеркалом, что позволило существенно сократить площадь мишеней. Доставка полученных снимков на Землю проводилась с помощью возвращаемых капсул, для поддержания орбиты использовался ЖРД.

Основные характеристики упомянутых выше космических аппаратов приведены в табл. 1.

**КН-9 HEXAGON**



**Рис. 4.** Космический аппарат КН-9 (США) в разных проекциях

Таблица 1

**Основные характеристики ранее разработанных сверхнизкоорбитальных КА**

Параметр	Космос-149	Космос-320	GOCE	Tsubame	КН-7 Gambit	КН-8 Gambit 3	КН-9 Hexagon
Масса, кг	321	321	1077	383	523	4100	11 400–13 300
Длина, м	6,5	6,5	5,3	5,24	4,5	14,75	16,2
Площадь миделя, м <sup>2</sup>	1,13	1,13	1,1	1,14	1,76	1,8	7,0
Наклонение орбиты, град	48,4	48,5	96,7	~98,0	95,4–116,9	94,1–111	94,5–97
Высота, км:							
	апоцентра	297,0	342,0	268	164–380	235–424	224–331
перигея	248,0	240,0	254,9	268	122–150	124–140	157–184
Разрешение, м	–	–	–	До 1	0,61–0,91	0,28–0,56	0,6
Дата запуска	21.03.1967	16.01.1970	17.03.2009	23.12.2017	1963–1967	1966–1984	1971–1986
Дата схода с орбиты	08.04.1967	10.02.1970	11.11.2013	1.10.2019	–	–	–

Таким образом, сверхнизкие орбиты уже находили применение в космонавтике, в том числе для решения прикладных и оборонных задач. В настоящее время использование сверхнизких орбит также представляется актуальным для решения целого ряда задач прикладной космонавтики. Помимо этого, сверхнизкие орбиты обладают рядом преимуществ, к которым относятся:

- более высокое пространственное разрешение оптико-электронной аппаратуры для КА ДЗЗ;
- большая компактность и меньшая масса КА при сохранении того же значения разрешения;
- более высокий энергетический баланс радиолинии спутник — Земля;
- меньшая мощность ракеты-носителя, требуемая для выведения;
- возможность отказа от устройства, обеспечивающего сведение КА с орбиты;
- быстрая самоликвидация космического мусора.

Рассмотрим возможный проектный облик сверхнизкоорбитального КА.

**Требования к компоновке сверхнизкоорбитального космического аппарата.** Исходя из анализа прототипов и внешних условий в области сверхнизких орбит, можно сделать вывод о том, что к компоновке перспективного сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ необходимо предъявлять следующие требования:

- вытянутая форма корпуса;
- расположение центра давления позади центра масс;
- минимально возможная площадь миделя;
- максимально возможная осевая симметрия.

Длительное функционирование КА на сверхнизкой орбите следует обеспечивать с помощью технических решений, таких как:

- компенсация аэродинамического торможения КА в атмосфере Земли за счет работы ДУ на каждом витке либо по проставлению определенного числа витков;

– разработка такой конструктивно-компоновочной схемы КА, при которой площадь поперечного сечения КА будет минимальна.

Из требуемых конструктивно-компоновочных решений стоит отметить следующие:

- выполнение корпуса КА в виде плоской (сплюснутой) удлиненной коробчатой конструкции с размещением оборудования внутри него в один ряд;

– установка панелей СБ на корпусе таким образом, чтобы их рабочие поверхности были ориентированы в зенит, поскольку это обеспечивает близкий к максимально возможному приток энергии, а также минимальное влияние площади панелей на площадь миделя;

– предусмотренная возможность обеспечивать при монтаже панелей СБ их поворот относительно продольной оси КА для создания наилучших условий освещения типовых аппаратов, входящих в группировку и находящихся на орбитах с разным значением долготы восходящего узла;

– установка двигателей на кормовой торцевой поверхности корпуса таким образом, чтобы их тяга проходила через центр масс КА и была направлена по вектору скорости, что обеспечивает создание импульсов коррекции орбиты при сохранении той же ориентации КА, в которой проводится съемка, т. е. при минимальном миделе.

**Особенности оптико-электронной аппаратуры.** Основным конструктивным элементом перспективного низкоорбитального КА ДЗЗ является оптическая аппаратура. Для того чтобы достичь меньшей длины объектива, нужно ориентироваться на систему Кассегерена или на ее развитие — систему Ричи — Кретьена (рис. 5, а). В этом случае, как следует из оценок, выполненных в соответствии с методикой оценки массово-габаритных характеристик оптико-электронного комплекса на ранних этапах проектирования [7–8], при размещении КА на орбите высотой 250 км и требуемой разрешающей способности (по критерию GSD) 0,3 м объектив будет иметь около 0,5 м в диаметре и фокусное расстояние около 5 м. Поскольку для КА выбрана вытянутая внешняя форма, становится практически невозможным применить традиционную для КА ДЗЗ вертикальную компоновку, при которой оптическая ось объектива перпендикулярна вектору орбитальной скорости и направлена в сторону поверхности Земли.

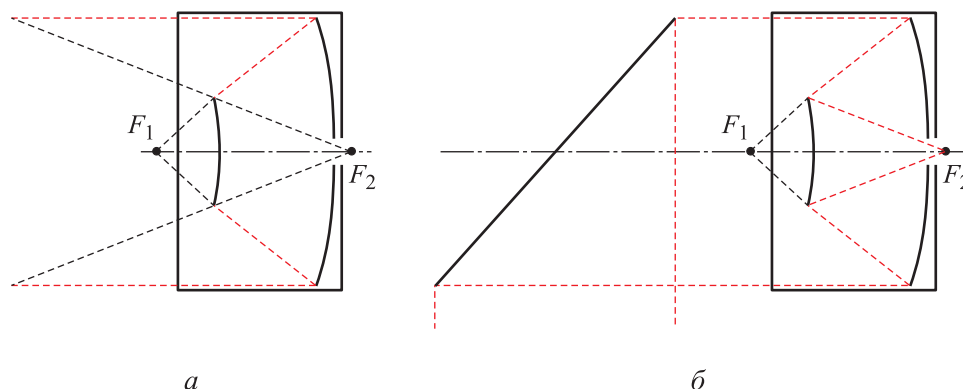


Рис. 5. Оптические схемы объектива Ричи — Кретьена (а) и объектива с поворотным зеркалом (б)

Таким образом, для сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ предпочтительно использовать горизонтальную компоновку базовой оптической аппаратуры, подобную той, что применялась на КА КН-7, КН-8, КН-9. При этом в состав объектива необходимо ввести поворотное



зеркало, преломляющее оптический ход лучей. Схема объектива с поворотным зеркалом показана на рис. 5, б.

**Особенности системы ориентации и стабилизации.** При эксплуатации на низких орбитах имеет смысл рассмотреть для КА аэродинамическую систему ориентации и стабилизации по тангажу и рысканью. Это обусловлено приданной КА обтекаемой формой, а также высокими затратами на противодействие аэродинамическим силам в случае использования иных принципов построения системы ориентации и стабилизации (СОиС).

Следует, однако, принимать во внимание, что сама по себе такая система стабилизации не сможет обеспечить нужную для аппаратуры ДЗЗ точность ориентации. Так, для спутника ДС-МО точность ориентации по отношению к набегающему потоку и на центр Земли составляла около  $5^\circ$ . В связи с этим при работе оптической аппаратуры необходимо стабилизировать поворотное зеркало, которое следует крепить в специальном подвесе. Посредством приводов подвеса обеспечивается удержание оптической оси зеркала на заданной точке земной поверхности путем его разворота по осям тангажа и рыскания, а также парирование внешних возмущений движения КА по этим осям. Аналогом такого подвеса являются подвесы-стабилизаторы фотоаппаратуры, широко применяемые на беспилотных летательных аппаратах.

При выполнении ряда задач в области ДЗЗ требуется быстрая переориентация КА по крену для съемки участков поверхности, находящихся на удалении от трассы спутника. Для быстрой переориентации на другой объект путем разворота по крену необходимо ввести в состав системы ориентации КА двигатель-маховик, расположенный вдоль его продольной оси. Также задачами этого двигателя-маховика будут парирование внешних возмущений по крену и стабилизация по оси крена в процессе съемки. Для разгрузки этого маховика следует ввести магнитные исполнительные органы в состав СОиС. Вопрос о возможности использования для этой цели аэродинамических сил необходимо исследовать отдельно.

Дополнительным аргументом в пользу применения комбинированной активно-пассивной СОиС служит и тот факт, что при повышении предельного разрешения оптико-электронной аппаратуры возрастают и требования к точности геодезической привязки, а значит, в свою очередь, и требования к точности определения и обеспечения ориентации. При сохранении традиционного подхода и ориентации на объект съемки всего аппарата с помощью двигателей-маховиков, тем более — при необходимости постоянного парирования аэродинамических моментов, это приведет к заметному росту энергопотребления СОиС космических аппаратов. Обеспечение прецизионной ориентации не всего КА, а отдельно поворотного зеркала,



обладающего существенно меньшей массой и моментами инерции, значительно менее энергоемко.

**Особенности системы энергоснабжения.** Панели СБ и радиаторов космического аппарата ГОСЕ были расположены в вертикальной плоскости. Такая компоновка была обусловлена выбранной солнечно-синхронной орбитой со средним солнечным временем прохождения восходящего узла 18 ч. Для аппарата ДЗЗ такая орбита неприемлема, поскольку в утренние и вечерние часы качество получаемых снимков существенно снижается из-за увеличения длины теней. С целью получения наилучших условий съемки необходимо выбирать орбиту со временем прохождения восходящего узла 10–11 ч либо 13–14 ч [10]. Таким образом, панели СБ необходимо устанавливать в горизонтальной плоскости в направлении вертикальной конструктивной оси КА (в зенитном направлении). Панели радиаторов целесообразно располагать либо в горизонтальной плоскости в надирном направлении, либо в вертикальной плоскости. При таком расположении панелей СБ и радиаторов обеспечивается также минимальный вклад с их стороны в площадь мишеней КА.

**Основные характеристики полезной нагрузки.** Для оценки основных характеристик оптической аппаратуры воспользуемся уравнениями, приведенными в [8, 9, 11]. Предположим, что в полезной нагрузке реализуется двухзеркальная оптическая схема объектива Ричи — Кретьена без учета дополнительных линзовых корректоров. Тогда массу  $M$  телескопа можно оценить по формуле

$$M = k_{уд} k_D \pi D_{г.з} \left( \frac{k_D D_{г.з}}{2} + k_f F \right),$$

где  $k_{уд}$  — удельная масса поверхности объектива, кг/м<sup>2</sup>;  $k_D$  — коэффициент превышения диаметра объектива над диаметром главного зеркала;  $D_{г.з}$  — диаметр главного зеркала объектива, м;  $k_f$  — коэффициент уменьшения длины объектива по отношению к фокусному расстоянию;  $F$  — фокусное расстояние объектива, м.

Для исследуемой схемы Ричи — Кретьена принимаем  $k_f = 0,25$ ,  $k_D = 1,1$  [11]. На основе статистических данных задаем  $k_{уд} = 33$  кг/м<sup>2</sup>.

Необходимый диаметр главного зеркала  $D_{г.з}$  оценим по известной формуле, описывающей минимальные размеры апертуры оптической системы, исходя из дифракционного предела:

$$D_{г.з} = 1,22 \cdot 10^{-6} \frac{\lambda_p h_{орб}}{X_d}, \text{ м,}$$

где  $\lambda_p$  — рабочая длина волны, нм;  $h_{орб}$  — высота орбиты КА, км;  $X_d$  — предельное достигаемое разрешение (GSD), м.

Угол поля зрения оптической системы (ОС), приходящийся на один пиксел, должен составлять

$$IFOV = 0,001 \frac{X_d}{h_{орб}}$$

Для этого ОС должна обеспечивать фокусное расстояние

$$F = 0,000001 \frac{\mu}{\operatorname{tg}\left(\frac{IFOV}{2}\right)}, \text{ м.}$$

Будем считать, что чувствительным элементом ОС является линейный прибор с зарядовой связью — ПЗС-фотоприемник с размером одного пиксела  $\mu = 6$  мкм и числом пикселов  $z_c = 54\,024$  (аналогично российскому КА ДЗЗ «Ресурс-П»). Тогда, зная высоту орбиты КА, задавая значения  $X_d$  и принимая рабочую длину волны  $\lambda_p = 550$  нм, можно определить фокусное расстояние, диаметр главного зеркала и массу оптической аппаратуры для каждой из орбит. Полученные значения параметров приведены в табл. 2.

Таблица 2

**Характеристики оптической полезной нагрузки**

$X_d$ , м	Значения параметров оптической полезной нагрузки для орбит класса $n_{пс}$								
	16 (~250 км)			15 (500–515 км)			14 (790–830 км)		
	$F$ , м	$D_{г.з}$ , м	$M$ , кг	$F$ , м	$D_{г.з}$ , м	$M$ , кг	$F$ , м	$D_{г.з}$ , м	$M$ , кг
0,3	5,0	0,56	100	10,1	1,14	409	16,4	1,83	1066
0,5	3,0	0,34	36	6,1	0,68	147	9,8	1,10	384
1	1,5	0,17	9	3,0	0,34	37	4,9	0,55	96
2	0,8	0,08	2	1,5	0,17	9	2,5	0,27	24

Для сравнения в табл. 2 приведены характеристики оптической аппаратуры для традиционных орбит аппаратов ДЗЗ класса  $n_{пс} = 15$  и  $n_{пс} = 14$ . Для орбит всех классов в рассмотрении учитывались только те орбиты, для которых значения угла возвышения КА над горизонтом  $\delta$  у границы полосы обзора находились в диапазоне  $55...60^\circ$  [12]. Соответствующий этому условию диапазон высот также указан в табл. 2.

Анализ приведенных результатов показывает, что при переходе на сверхнизкие орбиты класса  $n_{\text{пс}} = 16$  фокусное расстояние сокращается примерно в 2 раза по сравнению с тем, что у орбит класса  $n_{\text{пс}} = 15$ , и примерно в 3,2 раза в сопоставлении с тем, что у орбит класса  $n_{\text{пс}} = 14$ . Сравнение данных позволило сделать вывод, что масса оптико-электронной аппаратуры сверхнизкоорбитальных КА существенно меньше, чем масса аналогичной по основным характеристикам аппаратуры, предназначенной для установки на высокоорбитальных КА. Однако масса сверхнизкоорбитальных КА будет возрастать как минимум из-за наличия на борту ДУ и запаса топлива для поддержания орбиты. Предварительный массовый анализ показал, что их совокупная масса при продолжительности миссии 5 лет будет достигать 150...200 кг. Таким образом, использование сверхнизких орбит для дистанционного зондирования Земли наиболее целесообразно в том случае, когда требуется достичь высокого разрешения — 0,3...0,5 м и более. В остальных случаях выигрыш в массе оптико-электронной аппаратуры будет в значительной степени нивелироваться возросшей массой ДУ.

**Двигательная установка.** Для того чтобы дать оценку требуемым характеристикам ДУ, определим величину падения высоты орбиты за сутки ( $\Delta h_{\text{сут}}$ ) при условии, что КА находится на орбите высотой  $h_{\text{КА}} = 250$  км. Согласно [10], эту величину находят из соотношения

$$\Delta h_{\text{сут}} = -2 \frac{S_M}{M_{\text{КА}}} \rho \sqrt{\mu_3 (R_3 + h_{\text{орб}})},$$

где  $S_M$  — площадь мишени КА, м<sup>2</sup>;  $M_{\text{КА}}$  — масса КА, кг;  $\rho$  — плотность атмосферы на высоте орбиты КА, кг/м<sup>3</sup>;  $\mu_3 = 398\,600,5$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> — гравитационный параметр Земли;  $h_{\text{орб}}$  — высота орбиты КА, км;  $R_3 = 6371$  км — средний радиус Земли.

После учета размерностей и исключения констант формулу для определения  $\Delta h_{\text{сут}}$  можно представить в следующем виде:

$$\Delta h_{\text{сут}} = -2 \frac{S_M}{M_{\text{КА}}} \rho \sqrt{(R_3 + h_{\text{орб}})} \cdot 54,55 \cdot 10^{12}, \text{ км/сут.}$$

Падение высоты за виток определим по зависимости

$$\Delta h_{\text{вит}} = \frac{\Delta h_{\text{сут}} T_{\text{орб}}}{86\,400}, \text{ км,}$$

где  $T_{\text{орб}}$  — орбитальный период, с.

Для парирования снижения высоты орбиты КА необходимо придать корректирующий импульс и тем самым вернуть аппарат на

орбиту с прежней высотой. Точный расчет перелета между двумя орбитами с использованием двигателя малой тяги предполагает решение системы дифференциальных уравнений, которое в данном случае существенно усложняется в силу необходимости учета сопротивления атмосферы. Столь детальные баллистические исследования выходят за рамки данной статьи, потому здесь воспользуемся приближенной методикой. Будем считать, что скорость, которую необходимо придать КА для парирования падения высоты, равна разнице орбитальных скоростей на начальной и конечной орбитах, а влияние атмосферы учтем, введя поправку в значение удельного импульса.

Тогда разница орбитальных скоростей КА на предшествующем и последующем витках определяется так:

$$\Delta V_{\text{орб}} = \sqrt{\mu_3} \left( \sqrt{\frac{1}{R_3 + h_{\text{орб}} - \Delta h_{\text{в}}}} - \sqrt{\frac{1}{R_3 + h_{\text{орб}}}} \right).$$

Именно эту разность скоростей необходимо компенсировать за счет работы ДУ. Зная ее характеристики и считая, что потеря высоты компенсируется включением ДУ на каждом витке, можно найти требуемые затраты рабочего тела на маневр коррекции:

$$\Delta m_{\text{корр}}^{\text{вит}} = M_{\text{КА}} \left( 1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{орб}}}{g I_{\text{эфф}}}} \right), \text{ кг.}$$

Здесь  $I_{\text{эфф}}$  — эффективный удельный импульс ДУ, учитывающий противодействие атмосферы на высоте орбиты, который определяется по зависимости

$$I_{\text{эфф}} = \frac{nP - X_{\text{а}}}{gn\dot{m}}, \text{ с,}$$

где  $n$  — число двигателей в ДУ;  $P$  — тяга одного двигателя, Н;  $X_{\text{а}}$  — сопротивление атмосферы, Н;  $\dot{m}$  — конструктивный массовый расход одного двигателя, кг/с.

Время осуществления маневра коррекции найдем из соотношения

$$T_{\text{корр}} = \frac{\Delta m_{\text{корр}}^{\text{вит}}}{n\dot{m}}, \text{ с.}$$

Затраты рабочего тела за год определим по формуле

$$m_{\text{корр}}^{\text{год}} = \Delta m_{\text{корр}}^{\text{вит}} n_{\text{в}}^{\text{год}},$$

где  $n_{\text{в}}^{\text{год}} = (365,25 \cdot 24 \cdot 3600) / T_{\text{орб}}$  — число витков за год ( $T_{\text{орб}}$  — орбитальный период, с).

Доля ресурса двигателя по времени работы, которая будет выработана за срок активного существования, составит

$$\delta_{\text{рес}}^{\text{вр}} = \frac{n_{\text{в}}^{\text{а.с}} T_{\text{корр}}}{3600 T_{\text{рес}}},$$

где  $n_{\text{в}}^{\text{а.с}} = n_{\text{в}}^{\text{год}} T_{\text{а.с}}$  — число витков за срок активного существования; ( $T_{\text{а.с}}$  — срок активного существования, лет);  $T_{\text{рес}}$  — ресурс двигателя, ч.

Доля ресурса двигателя по числу включений, которая будет выработана за срок активного существования,

$$\delta_{\text{рес}}^{\text{вкл}} = \frac{n_{\text{в}}^{\text{а.с}}}{n_{\text{рес}}},$$

где  $n_{\text{рес}}$  — ресурс двигателя по включениям.

Для осуществления маневра необходимо иметь запас энергии, рассчитываемый так:

$$E_{\text{корр}} = \frac{nNT_{\text{корр}}}{3600}, \text{ Вт}\cdot\text{ч},$$

где  $N$  — мощность одного двигателя, Вт.

Средневитковая мощность, выделяемая на работу ДУ, будет определяться из выражения

$$W_{\text{ср}}^{\text{ДУ}} = \frac{nNT_{\text{корр}}}{T_{\text{орб}}}, \text{ Вт}.$$

Результаты расчета значения параметров, проведенных для выполнения маневра двигателем СПД-100В при различных уровнях солнечной активности  $F_{10,7} \cdot 10^{-2}$  для  $S_M = 0,78 \text{ м}^2$  и  $M_{\text{КА}} = 800 \text{ кг}$ , даны в табл. 3.

Анализ приведенных расчетов показал, что использование двигателя СПД-100В обеспечивает приемлемые параметры, но при существующих характеристиках двигателя СПД-100В значительно превышает ресурс по числу включений. Введение в состав ДУ второго двигателя, что было бы полезно в том числе и из соображений резервирования, эту проблему не решит, поскольку и в этом случае сохранится превышение ресурса по включениям в  $\sim 1,7$  раза. Таким образом, существуют два подхода к решению этой проблемы:

– повышение ресурса двигателя СПД-100В по числу включений и доведение его до 30 000 при сохранении в составе ДУ одного двигателя и как минимум до 15 000 при введении в состав ДУ второго

двигателя. Вполне вероятно, что это может быть достигнуто введением в конструкцию двигателя дополнительных катодов;

– переход к циклограмме коррекции, построенной исходя из существующего ресурса двигателя.

Таблица 3

**Результаты расчета параметров для маневра поддержания орбиты при включении ДУ на каждом витке**

Параметр	Значение параметра при уровне солнечной активности, $F_{10,7} \cdot 10^{-22}$ , Вт/м <sup>2</sup> ·Гц									
	65	75	100	125	150	175	200	225	250	275
$\Delta h_{\text{сут}}$ , м/сут	334	376	480	653	752	871	958	1078	1165	1267
$\Delta h_{\text{вит}}$ , м/виток	21	23	30	41	47	54	59	67	72	79
$\Delta V_{\text{орб}}$ , м/с	0,012	0,014	0,017	0,024	0,027	0,032	0,035	0,039	0,042	0,046
$\Delta m_{\text{корр}}^{\text{вит}}$ , кг	$0,66 \cdot 10^{-3}$	$0,74 \cdot 10^{-3}$	$0,96 \cdot 10^{-3}$	$1,32 \cdot 10^{-3}$	$1,53 \cdot 10^{-3}$	$1,79 \cdot 10^{-3}$	$1,98 \cdot 10^{-3}$	$2,25 \cdot 10^{-3}$	$2,45 \cdot 10^{-3}$	$2,68 \cdot 10^{-3}$
$T_{\text{корр}}$ , с	120	135	174	240	279	326	361	409	446	489
$m_{\text{корр}}^{\text{год}}$ , кг	3,9	4,4	5,6	7,8	9,0	10,5	11,7	13,2	14,4	15,8
$\delta_{\text{рес}}^{\text{вр}}$	0,11	0,12	0,16	0,22	0,25	0,30	0,33	0,37	0,40	0,44
$\delta_{\text{рес}}^{\text{вкл}}$	3,34									
$E_{\text{корр}}$ , Вт·ч	45	51	65	90	104	122	135	154	167	183
$W_{\text{ср}}^{\text{ду}}$ , Вт	30,2	34,1	43,9	60,4	70,2	82,0	90,8	103,1	112,2	123,0

Рассмотрим другой вариант циклограммы коррекции потери высоты. Зададим периодичность включения ДУ, определенную из полной выработки ресурса по включениям за срок активного существования миссии:

$$T_{\text{рес}}^{\text{вкл}} = \frac{365,25 \cdot 24 \cdot 3600 \cdot T_{\text{а.с}}}{n_{\text{рес}}}$$

При таком подходе включение ДУ осуществляется каждый  $k$ -й виток, где  $k$  определяется из соотношения  $k = \left[ T_{\text{орб}} / T_{\text{рес}}^{\text{вкл}} \right]$ . Скобки означают округление вверх до ближайшего целого. При рассматриваемых условиях ( $h_{\text{орб}} = 250$  км,  $S_M = 0,78$  м<sup>2</sup> и  $M_{\text{КА}} = 800$  кг) число витков  $k = 4$ .

Теперь повторим все вышеприведенное, полагая, что включение ДУ осуществляется на каждом четвертом витке. Результаты расчета приведены в табл. 4.

**Результаты расчета маневра для поддержания орбиты при включении ДУ на каждом четвертом витке**

Параметр	Значение параметра при уровне солнечной активности, $F_{10,7} \cdot 10^{-22}$ , Вт/м <sup>2</sup> ·Гц									
	65	75	100	125	150	175	200	225	250	275
$\Delta h$ , м	83	93	119	162	187	216	238	268	289	315
$\Delta V_{\text{орб}}$ , м/с	0,049	0,055	0,070	0,095	0,109	0,127	0,139	0,157	0,169	0,184
$\Delta m_{\text{корр}}$ , кг	$2,64 \cdot 10^{-3}$	$2,97 \cdot 10^{-3}$	$3,83 \cdot 10^{-3}$	$5,28 \cdot 10^{-3}$	$6,12 \cdot 10^{-3}$	$7,16 \cdot 10^{-3}$	$7,93 \cdot 10^{-3}$	$9,00 \cdot 10^{-3}$	$9,79 \cdot 10^{-3}$	$1,07 \cdot 10^{-2}$
$T_{\text{корр}}$ , с	480	541	697	960	1115	1303	1443	1638	1782	1955
$m_{\text{корр}}^{\text{год}}$ , кг	3,9	4,4	5,6	7,8	9,0	10,5	11,7	13,2	14,4	15,8
$\delta_{\text{рес}}^{\text{вр}}$	0,11	0,12	0,16	0,22	0,25	0,30	0,33	0,37	0,40	0,44
$\delta_{\text{рес}}^{\text{вкл}}$	0,84									
$E_{\text{корр}}$ , Вт·ч	180	203	261	360	418	489	541	614	668	733
$W_{\text{ср}}^{\text{ду}}$ , Вт	30	34	44	60	70	82	91	103	112	123

Следует заметить, что в этом случае разница высот орбит возрастает, а также увеличиваются потребное время маневра и масса рабочего тела, расходуемого за маневр. Общая масса рабочего тела, расходуемая ежегодно, и выработка ресурса по времени работы двигателей не изменяются. Остается без изменений и средневитковая мощность, однако энергия, необходимая для выполнения маневра, возрастает. Эту энергию надо будет накапливать на протяжении всех  $k$  витков, что приведет к росту массово-габаритных характеристик аккумуляторных батарей. Поскольку уровень солнечной активности изменяется циклически, потребный запас рабочего тела для осуществления миссии в первом приближении можно оценить суммой годовых расходов, вычисленных для соответствующих данному году уровней. В наихудшем возможном варианте пик солнечной активности придется на середину срока активного существования. Тогда, как показывают результаты исследования, для пятилетней миссии суммарный потребный запас рабочего тела  $m_{\text{корр}}^{\Sigma \text{год}} = 13,2 \cdot 2 + 14,4 \cdot 2 + 15,8 = 71$  кг.

Предварительная массовая сводка двигательной установки (с учетом добавленной массы солнечных батарей и аккумуляторов, необходимых для обеспечения ее функционирования) приведена в табл. 5.



## Предварительная массовая сводка двигательной установки

Наименование	Масса единицы, кг	Количество, шт.	Масса, кг
Двигатель СПД-100	3,5	1	3,5
Система хранения и подачи: – блок хранения	15,8	1	15,8
– блок подачи	2,7	1	2,7
Система питания и управления	18,9	1	18,9
Запас рабочего тела: – на исправление погрешностей выведения	–	1	2
– поддержание параметров орбиты в течение срока службы (5 лет)	–	1	71
– потери из-за негерметичности, невывариваемого остатка, и погрешности заправки	–	1	5
Добавленная удельная масса: – солнечных батарей (70 Вт/кг)	1,8	1	1,8
– аккумуляторных батарей (100 Вт·ч/кг)	1,8*/7,3**	1	1,8*/7,3**
ИТОГО	–	–	122,5*/128**
* При коррекции на каждом витке; ** — при коррекции на каждом четвертом витке.			

**Снижение продолжительности периода связи.** Предположим, что КА в момент сеанса связи проходит строго над наземным пунктом приема информации (ППИ), что соответствует случаю максимальной продолжительности видимости КА. При этом устойчивую связь с аппаратом удастся осуществлять при его высоте над горизонтом (угле места КА) не менее  $\delta = \delta_{\min}$ . Тогда можно оценить продолжительность сеанса связи из выражения

$$T_{\text{св}} = 2 \cdot \frac{2\pi}{\sqrt{\mu_3}} (R_3 + h_{\text{орб}})^{\frac{3}{2}} \left( \arccos \left( \frac{R_3}{R_3 + h_{\text{орб}}} \right) \cos(\delta_{\min}) - \delta_{\min} \right).$$

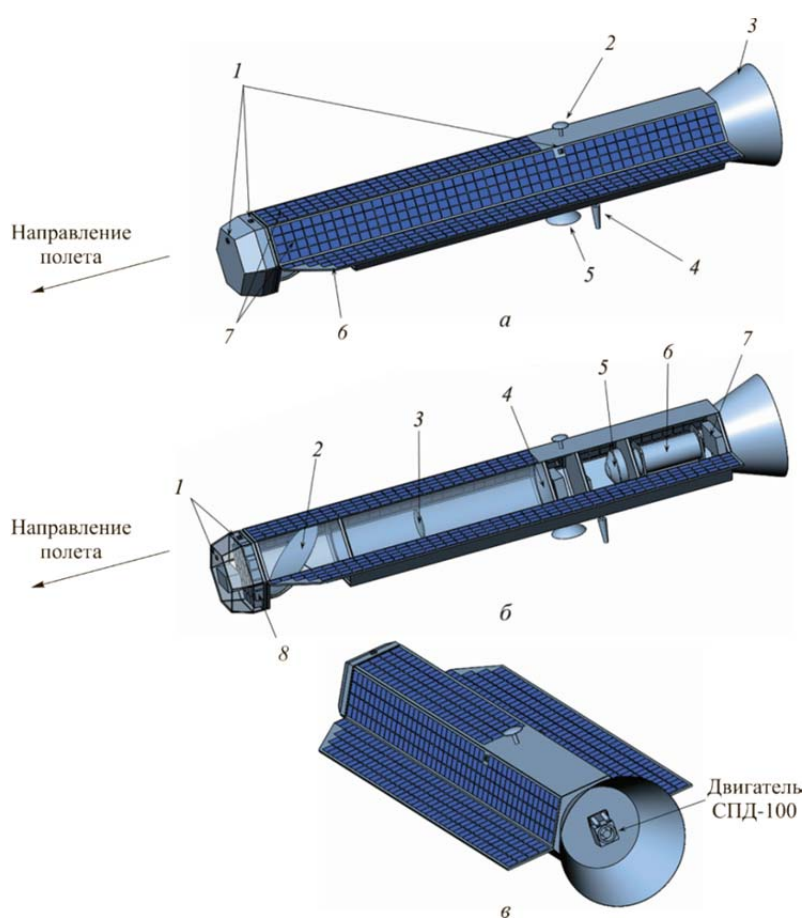
Принимая величину  $\delta_{\min}$  равной  $10^\circ$ , можем найти максимальную продолжительность сеанса связи в зависимости от высоты орбиты КА. Для высоты 700 км она составит 575 с, для высоты 500 км — 440 с, для высоты 250 км — 257 с.

Как показывают расчеты, при снижении высоты орбиты с 500 км до 250 км максимальная продолжительность сеанса связи сокращается с 440 с до 260 с, т. е. примерно в 1,7 раза. По сравнению с орбитой высотой 700 км продолжительность сеанса связи сокращается в 2,2 раза. Таким образом, процесс передачи полученных данных усложняется.

Детальное исследование указанной проблемы выходит за рамки данного материала, однако представляется, что направления ее решения могут быть следующими:

- применение перспективных методов сжатия и кодирования передаваемой информации;
- использование в линии связи более высокочастотного диапазона;
- хранение информации на борту КА и передача ее с помощью спутника-ретранслятора при нахождении КА вне зоны видимости пункта приема информации.

**Проектный облик КА.** Предварительный вариант проектного облика сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ, выработанный на основании результатов исследований, показан на рис. 6.



**Рис. 6.** Проектный облик космического аппарата:

*а* — вид сверху (1 — солнечные датчики; 2 — антенна ГЛОНАСС; 3 — стабилизатор; 4 — антенна бортовой аппаратуры командно-измерительной системы; 5 — антенна передачи целевой информации; 6 — раскрываемая панель солнечной батареи; 7 — стационарные панели солнечной батареи); *б* — внутренняя компоновка (1 — солнечные датчики; 2 — поворотное зеркало; 3 — вторичное зеркало; 4 — главное зеркало; 5 — двигатель-маховик; 6 — блок хранения ксенона; 7 — блок подачи ксенона; 8 — сборка аккумуляторных батарей); *в* — вид с кормы

**Оценка массы КА.** На начальном этапе проектирования оценить массу будущего изделия достаточно сложно, поэтому обычно в первом приближении ее оценивают исходя из статистических данных. Однако КА, работавших на сверхнизких орбитах, в практике космонавтики было реализовано очень мало, и все они имели разное функциональное назначение, в связи с чем опереться на статистические данные в рассматриваемом случае не представляется возможным.

Тем не менее в [13] исследовалась зависимость массы КА ДЗЗ от реализованного геометрического разрешения. В итоге на основе анализа статистических данных по КА, который функционировал на орбитах со средней высотой 600...650 км, авторы статьи пришли к выводу, что эту оценку можно давать по зависимости

$$M_{\text{КА}} = 170 + \frac{300}{X_{\text{д}}^2},$$

где масса КА выражается в килограммах.

При сохранении характеристик оптико-электронной аппаратуры зависимость геометрического разрешения (GSD) от высоты орбиты носит линейный характер. Поэтому можно допустить, что зависимость, определенная для КА, работающих на средней высоте 625 км, при гипотетическом сохранении их общего поблочного состава будет коррелировать с зависимостью для сверхнизкоорбитальных КА, если ее перезаписать в виде

$$M_{\text{КА}} = 170 + \frac{300}{\left(\frac{X_{\text{д}}}{k_h}\right)^2},$$

где  $k_h = \frac{250}{625} = 0,4$  — отношение рабочих высот.

Тогда для сверхнизкоорбитального КА с  $X_{\text{д}} = 0,3$  м оценочная масса составит около 700 кг. Для сравнения, масса КА Worldview-2 и Worldview-3, обеспечивавших аналогичное значение разрешения с орбиты высотой 700 км, была 2800 кг.

Основываясь на полученных выше оценках для массы оптической аппаратуры, двигательной установки, запасов рабочего тела, а также используя зависимости для взаимосвязи масс оптической аппаратуры, системы энергоснабжения и бортовой информационной системы, приведенные в [12], была составлена предварительная массовая сводка сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ с разрешением по критерию GSD, равным 0,3 м, которая приведена ниже:

	Масса, кг
Полезная нагрузка:	
объектив .....	100
система приема и преобразования изображения .....	108
Система управления .....	50
Система энергоснабжения .....	105
Бортовая информационная система .....	70
Система обеспечения теплового режима .....	20
Двигательная установка:	
двигатели, система подачи, питания и управления .....	41
запас рабочего тела .....	78
Корпус и силовой набор .....	80
Резерв .....	70
ИТОГО .....	722

Данная сводка является оценочной и подлежит уточнению в процессе дальнейших проектно-конструкторских проработок с учетом достигнутых массовых характеристик приборов и аппаратуры бортовых систем.

**Заключение.** Проведен анализ проектного облика сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ, предназначенного для эксплуатации на орбитах высотой 200...300 км. Рассмотрены основные проектные и конструктивные решения, предлагаемые к использованию при его проектировании. Определены базовые качественные требования к основным системам предлагаемого КА. Выполнен анализ функционирования двигательной установки при двух основных вариантах циклограмм. Сформулированы направления исследований, касающихся обеспечения передачи целевой информации при уменьшающейся продолжительности периода связи. Исследования показывают принципиальную реализуемость сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ. На основании принятых допущений и результатов анализа предложен общий конструктивный облик такого КА.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Конюхов С.Н., Машенко, Паппо-Корыстин [и др.]. *Ракеты и космические аппараты Конструкторского бюро «Южное»*. Днепропетровск, ГКБ «Южное» им. М.К. Янгеля, 2000, 239 с.
- [2] *A Jewel in ESA's Crown*. [https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin133/bul133c\\_fehringer.pdf](https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin133/bul133c_fehringer.pdf) (дата обращения: 26.01.2024).
- [3] *SLATS: Super Low Altitude Test Satellite*. <https://global.jaxa.jp/activity/pr/brochure/files/sat37.pdf> (дата обращения: 26.01.2024).
- [4] *Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) "TSUBAME" has set a GUINNESS WORLD RECORDS(R)*. <https://global.jaxa.jp/press/2019/12/20191224a.html> (дата обращения: 26.01.2024).

- [5] *КН-7 Gambit-1*. [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/kh-7.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kh-7.htm) (дата обращения: 26.01.2024).
- [6] *КН-8 Gambit-3 (Block 1)*. [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/kh-8\\_b11.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kh-8_b11.htm) (дата обращения: 26.01.2024).
- [7] *КН-9 Hexagon*. [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/kh-9.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kh-9.htm) (дата обращения: 26.01.2024).
- [8] Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокоточного 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>
- [9] 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.
- [10] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения*. Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.
- [11] Куренков В.И. Модели для проектной оценки массы оптической аппаратуры наблюдения космических аппаратов зондирования Земли. *Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. трудов XXII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I (г. Самара, 13–14 июня 2019 г.)* Самара, изд-во Самарского федерального исследовательского центра РАН, 2020, с. 98–102.
- [12] Соболев И.А. Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-2-2337>
- [13] Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В. Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съемочной аппаратуры. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2015, № 2, с. 81–88.

Статья поступила в редакцию 05.03.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Соболев И.А. Проектный облик сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-4-2351>

**Соболев Иван Анатольевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [sobolevia@bmstu.ru](mailto:sobolevia@bmstu.ru)

## **Design of the ultra-low orbit Earth remote sensing spacecraft**

© I.A. Sobolev

Bauman Moscow State Technical University,  
Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper considers possible design of the Earth remote sensing spacecraft intended for operation in the ultra-low orbits at an altitude of 200...300 km. It reviews the previously developed spacecraft operating in the ultra-low orbits and their main characteristics. Requirements to the spacecraft layout are formulated taking into consideration flight parameters in a zone with significant aerodynamic influence. Characteristics of the optoelectronic equipment to install on such spacecraft are assessed. Operation schemes of the propulsion system based on the SPD-100 electric rocket engines having sufficient flight experience are analyzed, working fluid reserves and mass of the propulsion system are estimated, and results of the correction maneuver computation are presented. The paper proposes main design solutions required in creation of a spacecraft of this class, in particular in design and development of optoelectronic equipment, power supply systems, orientation and stabilization systems.*

**Keywords:** *Earth remote sensing, optoelectronic equipment, low orbit, low-orbit spacecraft, stationary plasma engine*

### REFERENCES

- [1] Konyukhov S.N., Maschenko, Pappo-Korystin et al. *Rakety i kosmicheskie apparaty Konstruktorskogo byuro "Yuzhnoe"* [Rockets and spacecraft of the Yuzhnoe Design Bureau]. Dnepropetrovsk, GKB "Yuzhnoe" im. M.K. Yangelya Publ., 2000, 239 p.
- [2] *A Jewel in ESA's Crown*. Available at: [https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin133/bul133c\\_fehringer.pdf](https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin133/bul133c_fehringer.pdf) (accessed January 26, 2024).
- [3] *SLATS: Super Low Altitude Test Satellite*. Available at: <https://global.jaxa.jp/activity/pr/brochure/files/sat37.pdf> (accessed January 26, 2024).
- [4] *Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) "TSUBAME" has set a GUINNESS WORLD RECORDS(R)*. Available at: <https://global.jaxa.jp/press/2019/12/20191224a.html> (accessed January 26, 2024).
- [5] *KH-7 Gambit-1*. Available at: [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/kh-7.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kh-7.htm) (accessed January 26, 2024).
- [6] *KH-8 Gambit-3 (Block 1)*. Available at: [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/kh-8\\_b11.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kh-8_b11.htm) (accessed January 26, 2024).
- [7] *KH-9 Hexagon*. Available at: [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/kh-9.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/kh-9.htm) (accessed January 26, 2024).
- [8] Volotsuev V.V. Nizkoorbitalnye kosmicheskie apparaty vysokodetalnogo nablyudeniya s dlitelnyim srokom sushchestvovaniya na rabochikh orbitakh vysotoy nizhe chetyrekhst kilometr [Low-orbit spacecraft for highly detailed observation with a long lifetime in working orbits with an altitude below four hundred kilometers]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 12. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135>
- [9] Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteris-*

- tik i formirovanie proektnogo oblika* [Fundamentals of designing spacecraft for optical-electronic observation of the Earth surface. Calculation of the main characteristics and formation of the design appearance]. Samara, Samara University Publ., 2020, 461 p. ISBN 978-5-7883-1572-0
- [10] Chernov A.A., Chernyavskiy G.M. *Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli. Lektsii i uprazhneniya* [Orbits of Earth remote sensing satellites. Lectures and exercises]. Moscow, Radio i Svyaz Publ., 2004, 200 p.
- [11] Kurenkov V.I. Modeli dlya proektnoy otsenki massy opticheskoy apparatury nablyudeniya kosmicheskikh apparatov zondirovaniya Zemli [Models for design estimation of the mass of optical observation equipment for the Earth sensing spacecraft]. In: *Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatelnykh apparatov: Sbornik trudov XXII Vserossiyskogo seminar po upravleniyu dvizheniem i navigatsii letatelnykh apparatov: Chast I. (g. Samara, 13–14 iyunya 2019 g.)* [Motion control and navigation of aircraft: Collection of proceedings of the XXII All-Russian seminar on motion control and navigation of aircraft: Part I. (Samara, June 13–14, 2019)]. Samara, Samara Federal Research Centre RAS Publ., 2020, pp. 98–102.
- [12] Sobolev I.A. Postroenie gruppirovki nizkoorbitalnykh kosmicheskikh apparatov [Constructing a constellation of the low-orbit spacecraft]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 2. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2024-2-2337>
- [13] Sentsov Yu.I., Khmelshchikov M.V. Zavisimost vesa kosmicheskogo apparata distantsionnogo zondirovaniya Zemli ot prostranstvennogo razresheniya syemchnoy apparatury [The dependence between the weight of the Earth remote sensing spacecraft and the spatial resolution of imaging equipment]. *Journal "Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina"*, 2015, no. 2, pp. 81–88.

**Sobolev I.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.  
e-mail: sobolevia@bmstu.ru