

Безопасное завершение миссий малых космических аппаратов на низких околоземных орбитах

По материалам IAA Study Group 4.23
“A Handbook for Post-Mission Disposal of Satellites Less Than 100 kg”

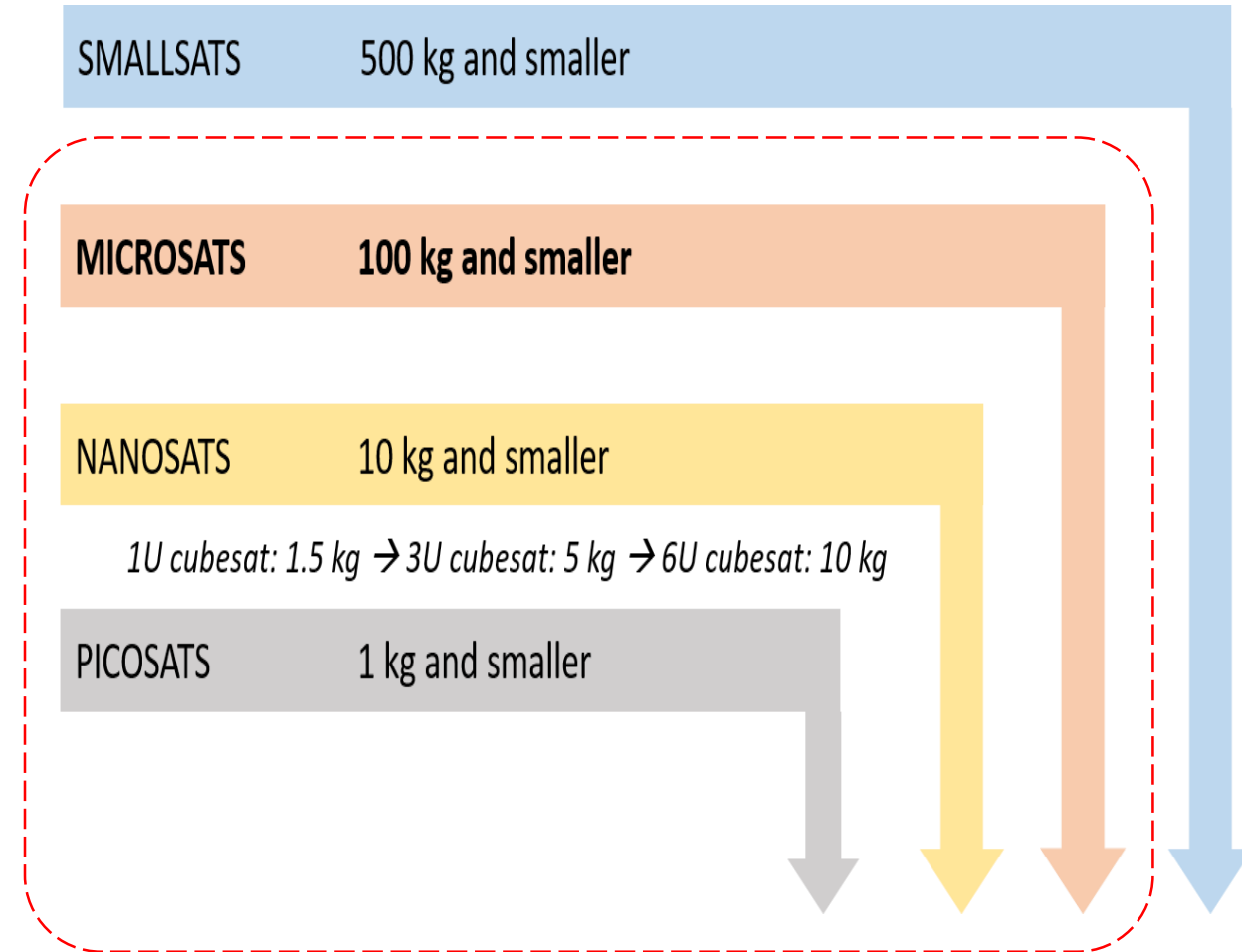
Сергей Трофимов, Михаил Овчинников (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН)

ИКИ РАН, Москва, 17-19 апреля 2019 года



Цель и область применимости справочника

- Определить, будут ли в планируемой миссии соблюдаться рекомендации по предотвращению образования КМ, и какие инженерно-технологические способы утилизации КА доступны
- Для спутников массой менее 100 кг
- Написан и отрецензирован экспертами в области проектирования малых КА и предупреждения образования мусора



Заседание SG 4.23 на IAC-2018 в Бремене



Авторы и рецензенты

- **Editors**

Rei Kawashima, UNISEC-Global & Darren McKnight, Integrity Applications, Inc. (IAI)

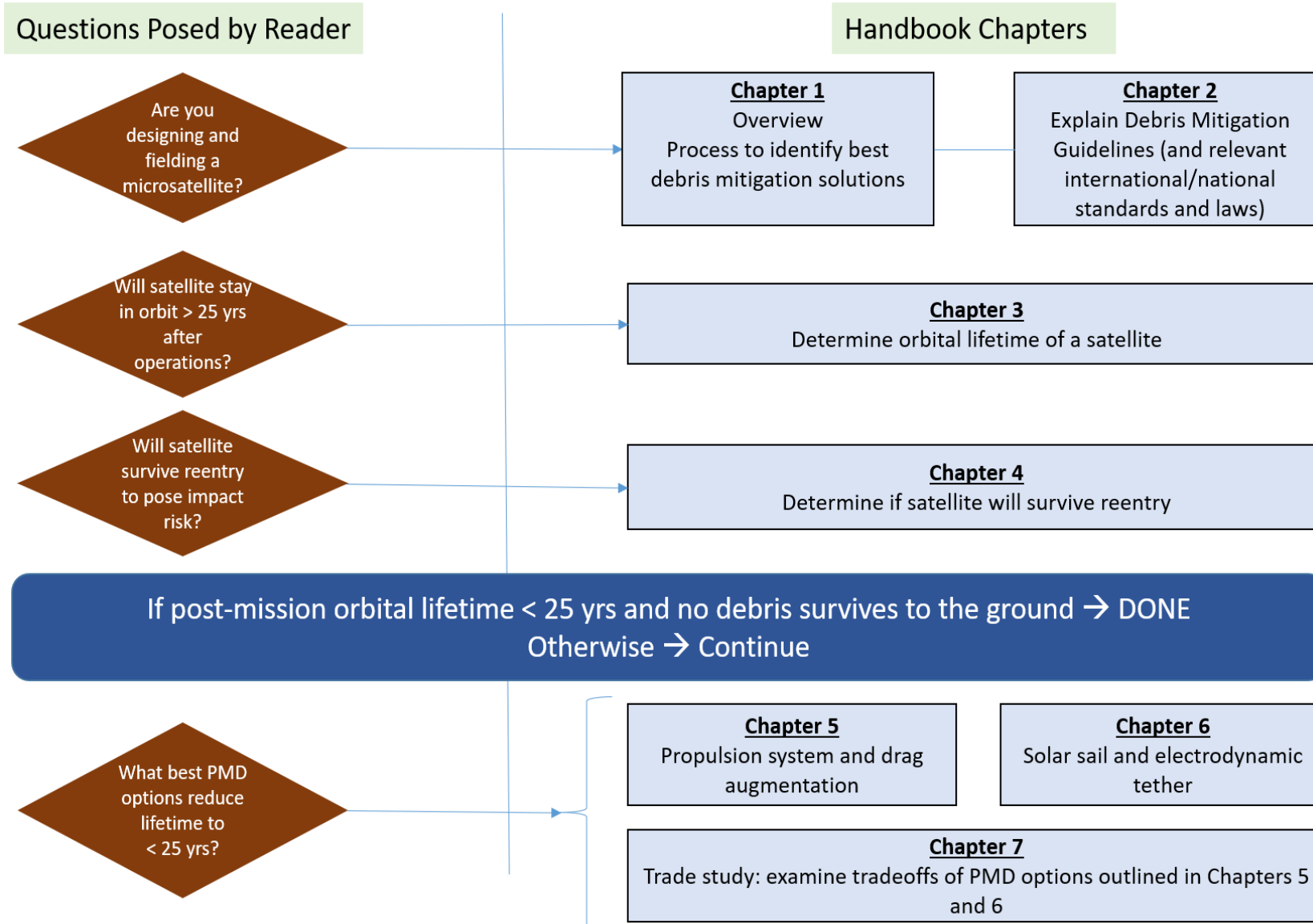
- **Primary Authors**

Darren McKnight, Integrity Applications Inc. (IAI)	Chapter 1&3
Christophe Bonnal, CNES	Chapter 2
Daniel Oltrogge, AGI	Chapter 2
Martha Mejía-Kaiser, IISL	Chapter 2
Alim Rüstem Aslan, Istanbul Technical University	Chapter 3
David B. Spencer, Penn State University	Chapter 4
Fabio Santoni, Sapienza University of Rome	Chapter 5
Norman Fitz-Coy, University of Florida	Chapter 5
Lourens Visagie, Stellenbosch University	Chapter 5
Alfred Ng, CSA	Chapter 5
Aaron Q. Rogers, SSL	Chapter 5
Satomi Kawamoto, JAXA	Chapter 6
Sergey Trofimov, KIAM RAS	Chapter 6
Juan-Carlos Dolado Perez, CNES	Chapter 7
Marlon Sorge, The Aerospace Corporation	Chapter 7

- **Reviewers**

Vladimir Agapov, Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS
Alex da Silva Curiel, SSTL
George A Danos, Cyprus Space Exploration Organisation (CSEO)
Laurent Francillout, CNES
Livio Gratton, Colomb Institute
Akira Kato, JAXA
Toshiya Hanada, Kyushu University
Scott Hull, NASA Goddard Space Flight Center
Mohammed Khalil Ibrahim, Cairo University
Heiner Klinkrad, TU Braunschweig
Rene Laufer, Baylor University
Peter Martinez, Secure World Foundation
Barnaby Osborne, ESA
Mikhail Ovchinnikov, Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS
Luca Rossettini, D-Orbit
Rainer Sandau, IAA
Hanspeter Schaub, University of Colorado
Thomas Schildknecht, University of Bern
Klaus Schilling, Julius-Maximilians-University Wuerzburg
Craig Underwood, University of Surrey
Benjamin Bastida Virgili, ESA/ESOC
Carsten Wiedemann, TU Braunschweig
Tetsuo Yasaka, iQPS Inc.

Структура справочника

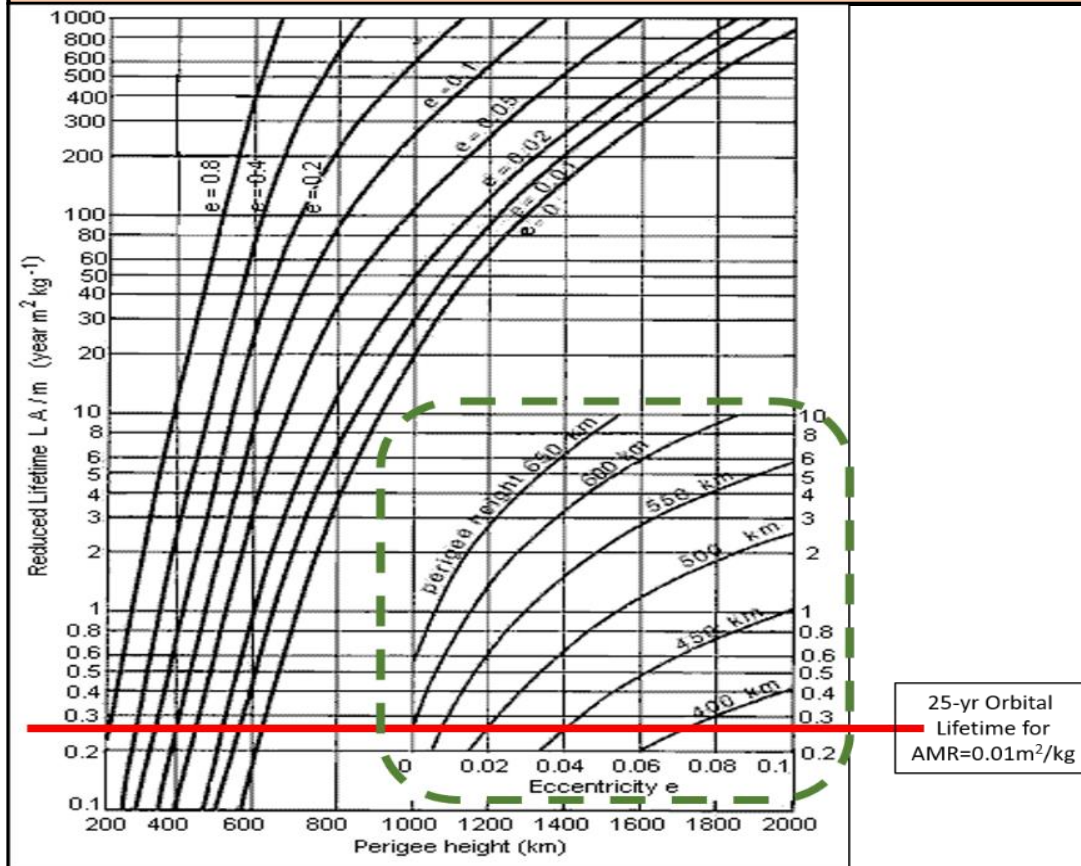


(Над)национальные рекомендации и стандарты по предотвращению образования объектов КМ

- Все рекомендации и стандарты по предотвращению образования КМ (IADC Guidelines, ISO 24113, ESA/ADMIN/IPOLE(2008)2, NASA-STD 8719.14, ГОСТ Р 52925-2018) относятся к КА любого размера.
- Типичные рекомендации/стандарты завершения орбитального существования КА:
 1. Passivate energetic sources, such as batteries, and vent excess propellant.
 2. Eliminate creation of debris, this includes avoiding explosions and collisions.
 3. Ensure that all objects left on-orbit are reentered within 25 years after the end of operational life (EOL) or moved to an acceptable graveyard orbit; both with a probability of 90%.
 4. Suggest re-entry casualty risk to humans be less than 10^{-4} .
- Справочник главным образом освещает последние два пункта.

Расчет срока орбитального существования

Empirical – Simple, Intuitive



Analytical – Complete, Accurate

- STELA
 - ✓ Semi-analytic Tool for End of Life Analysis
 - ✓ Procured by CNES to support the *French Space Operations Act*
 - ✓ STELA is available for download
 - <https://logiciels.cnes.fr/en/content/stela>
- Provides flexibility and accuracy in dealing with varying spacecraft orientations, solar activity levels, and altitudes/orbits

- ✓ Meet 25-year threshold in LEO: circular below ~ 625 km or perigee below ~ 400 km
- ✓ Effect of increased area increasing drag is evident...

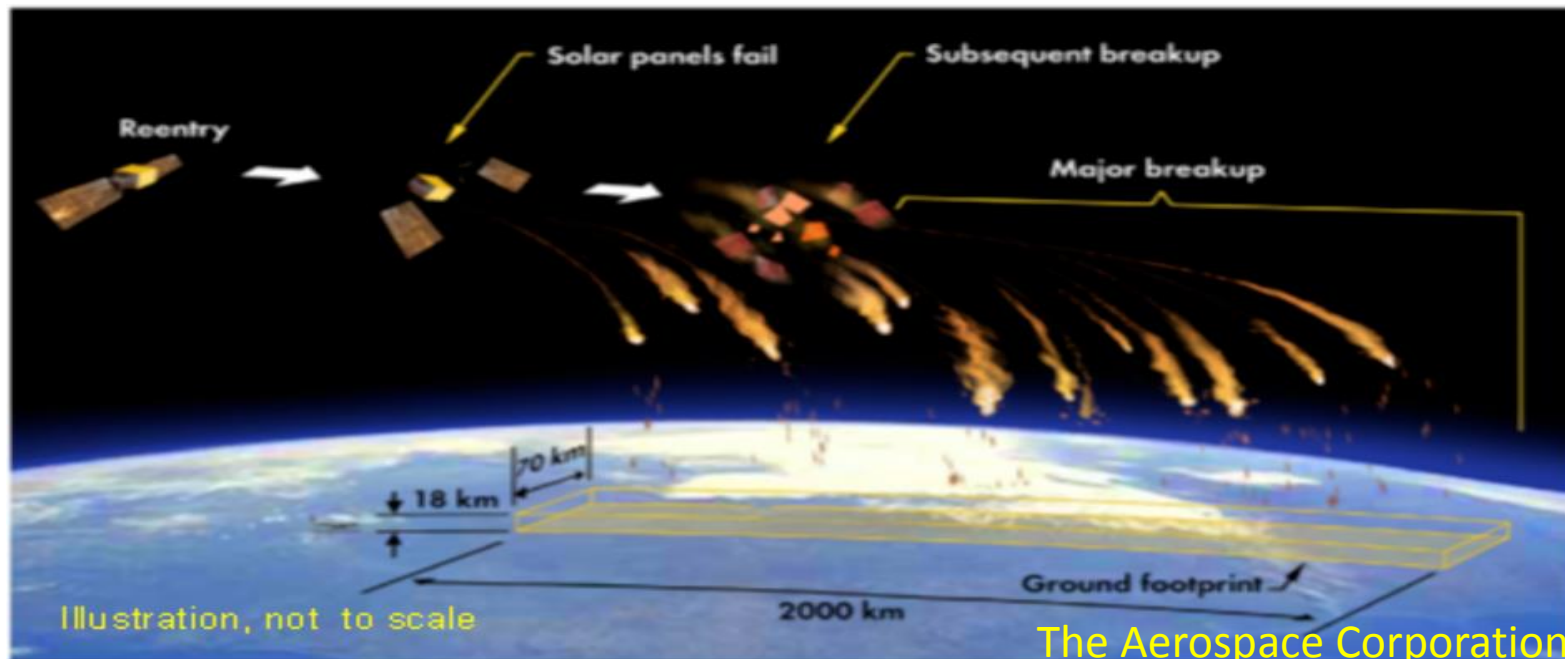
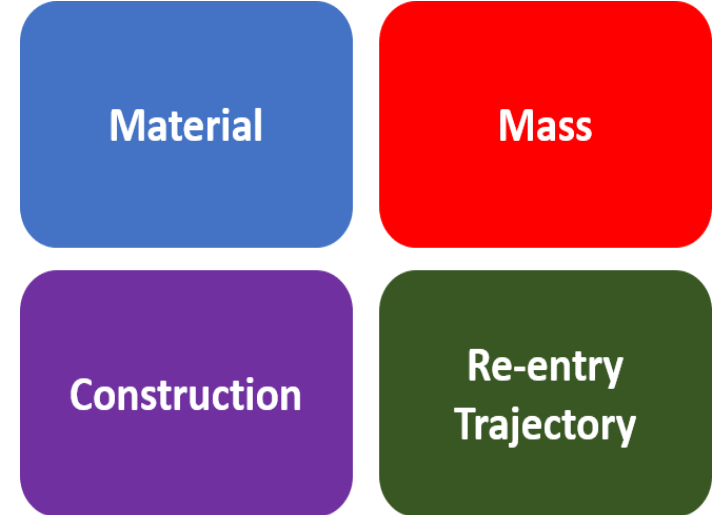
Существующее программное обеспечение

Название ПО	Назначение ПО	Разработчик
Debris Assessment Software (DAS)	Проверка соответствия миссии стандарту NASA 8719.14	NASA
Orbital Debris Engineering Model (ORDEM)	Моделирование потока частиц космического мусора на орбите	NASA
Object Re-entry Survival Analysis Tool (ORSAT)	Прогноз риска достижения земли фрагментами КА при распаде	NASA
Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis (DRAMA)	Комплексное моделирование этапа завершения миссии	ESA
Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference (MASTER)	Моделирование метеороидно-мусорного потока на орбите	ESA
Semi-analytic Tool for End of Life Analysis (STELA)	Моделирование движения КА после завершения миссии	CNES
Spacecraft Atmospheric Re-Entry and Aerothermal Break-Up (SCARAB)	Моделирование входа КА в атмосферу и его разрушения	HTG GmbH (Германия)

Вероятность выживания обломков КА

- Четыре главных характеристики, определяющих вероятность выживания обломков:

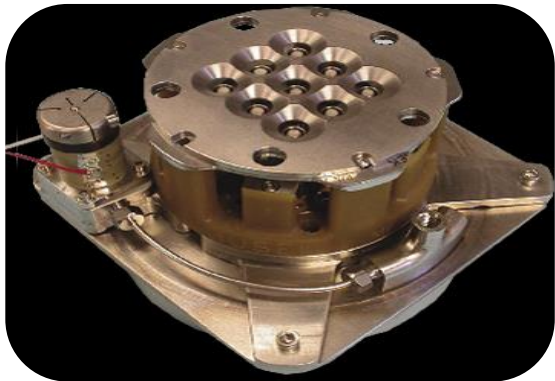
- ✓ Материал: обычно алюминий и печатные платы
- ✓ Масса: до 100 кг
- ✓ Конструкция: избегать компонент с повышенной прочностью и особенно с плотной упаковкой
- ✓ Траектория входа в атмосферу



- Микро- и наноспутники почти не представляют риск для объектов на земле или в воздухе

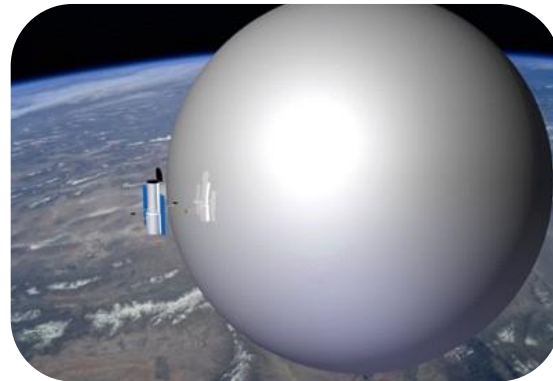
- Нужно быть аккуратным с плотными элементами типа гироскопов и батарей

Устройства увода КА с орбиты и используемые при этом силы



Химический или
электроракетный
двигатель

Реактивная сила



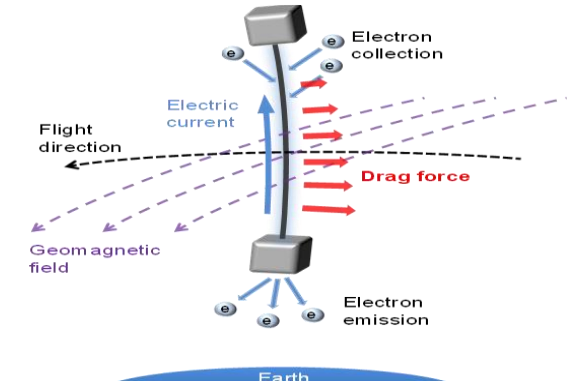
Развертываемые
тормозящие
конструкции

Сила атмосферного
сопротивления



Солнечный парус

Сила светового давления

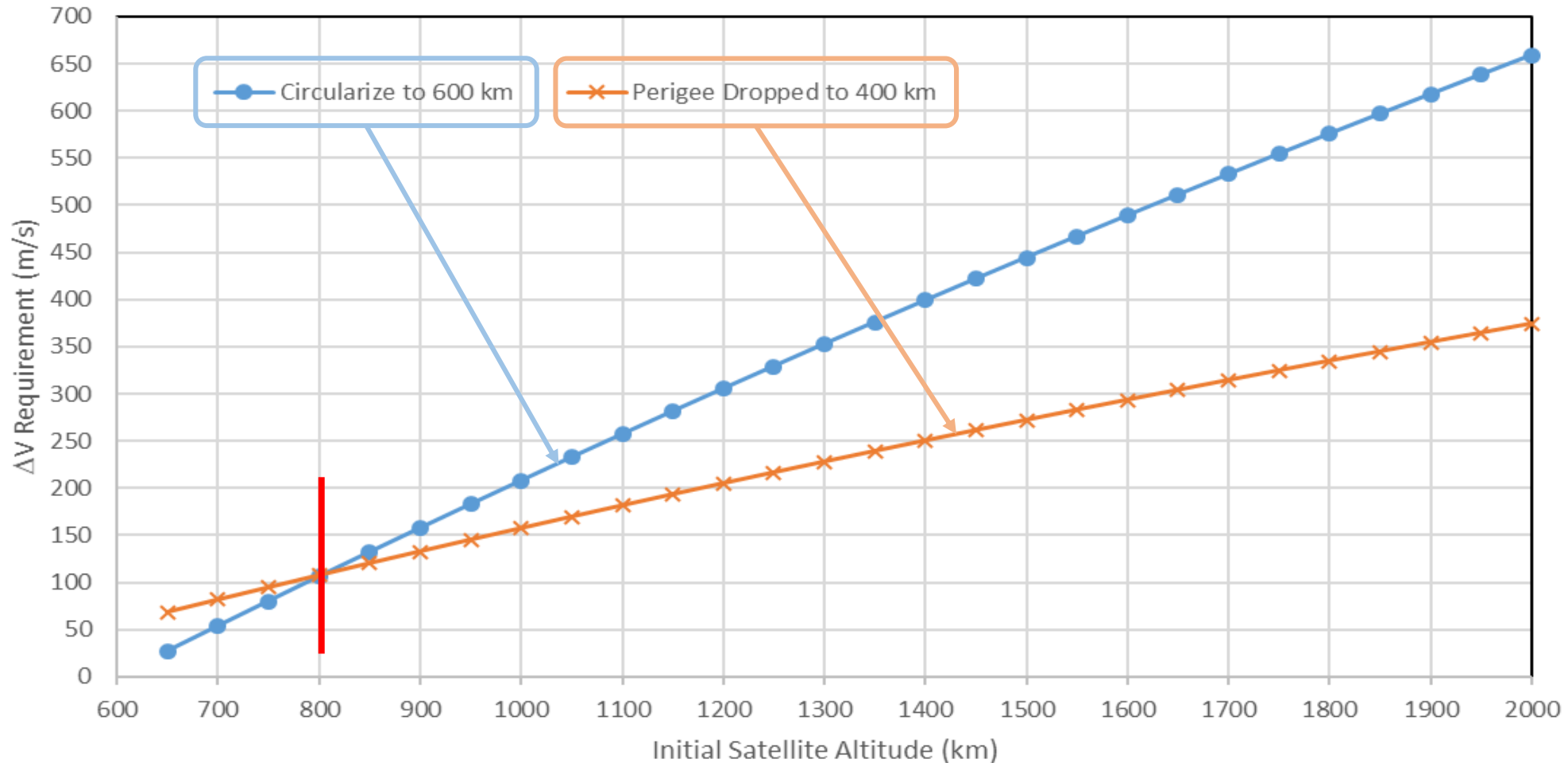


Электродинами-
ческий трос

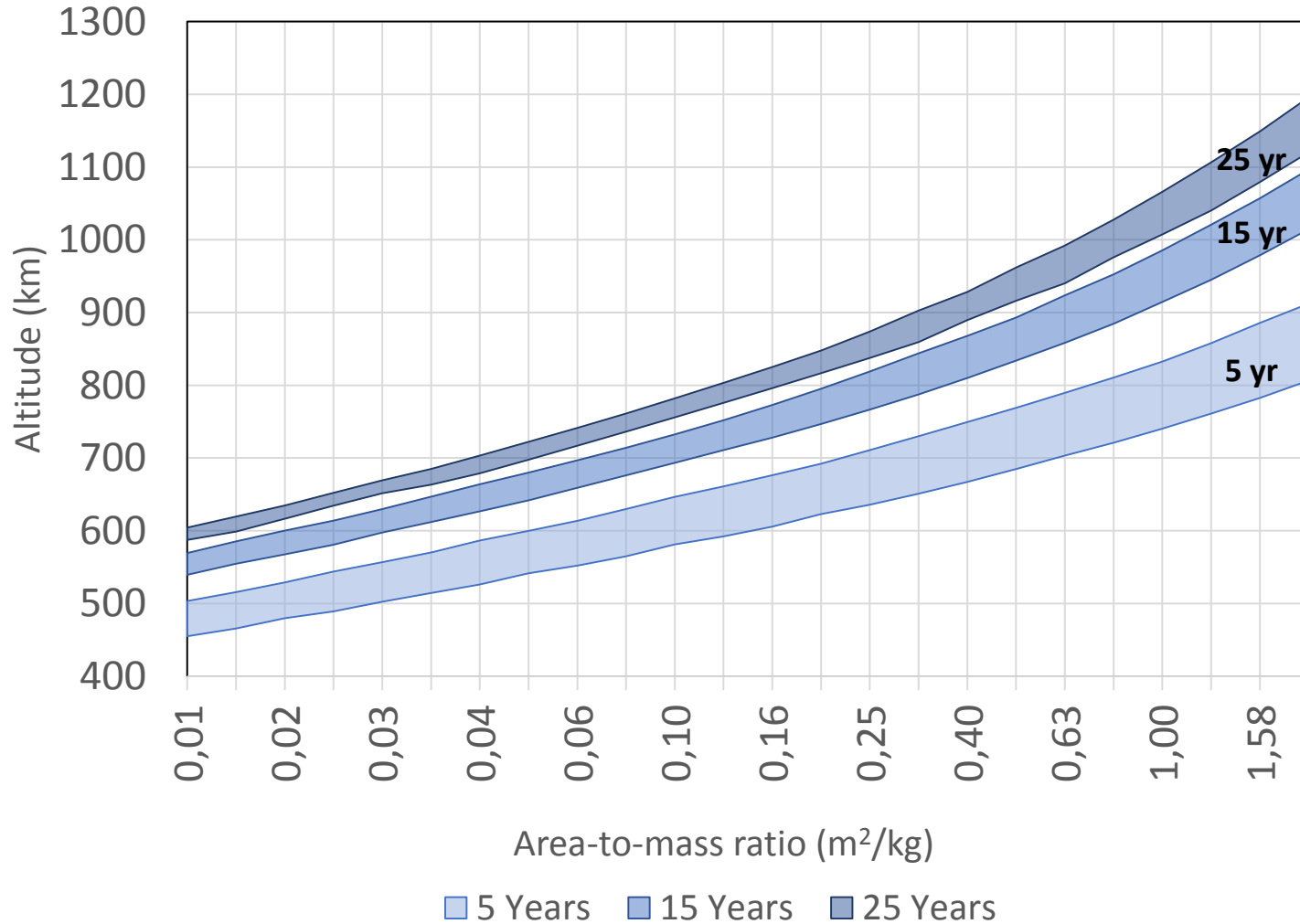
Сила Ампера

Увод с орбиты тормозным импульсом

Лучшая стратегия зависит от высоты низкой орбиты и требует от десятков до сотен м/с характеристической скорости, чтобы обеспечить срок орбитального существования 25 лет

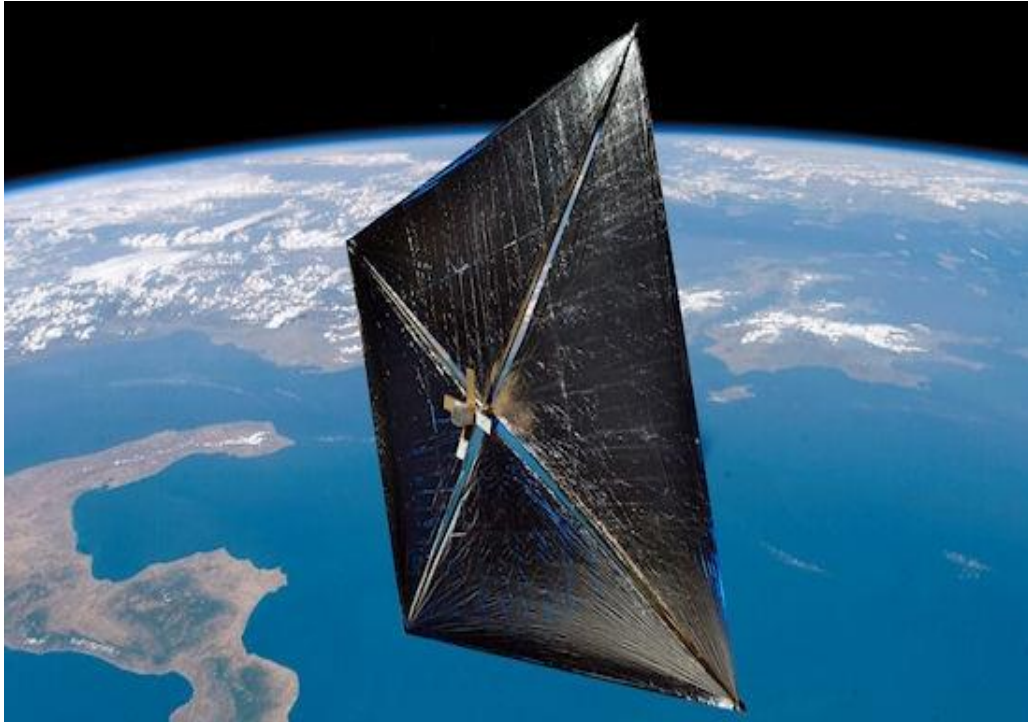


Время схода КА с орбиты как функция ее высоты и отношения площадь-масса

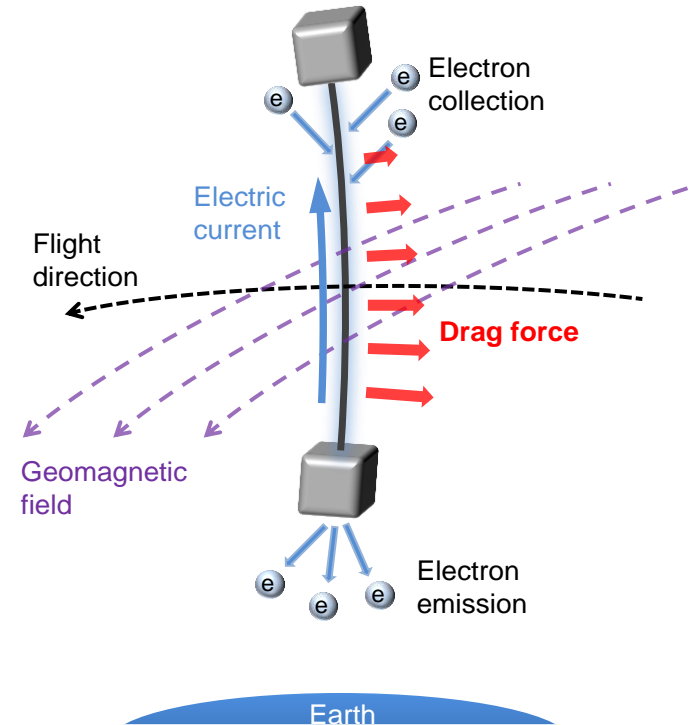


Использование других внешних сил

Solar Radiation Pressure

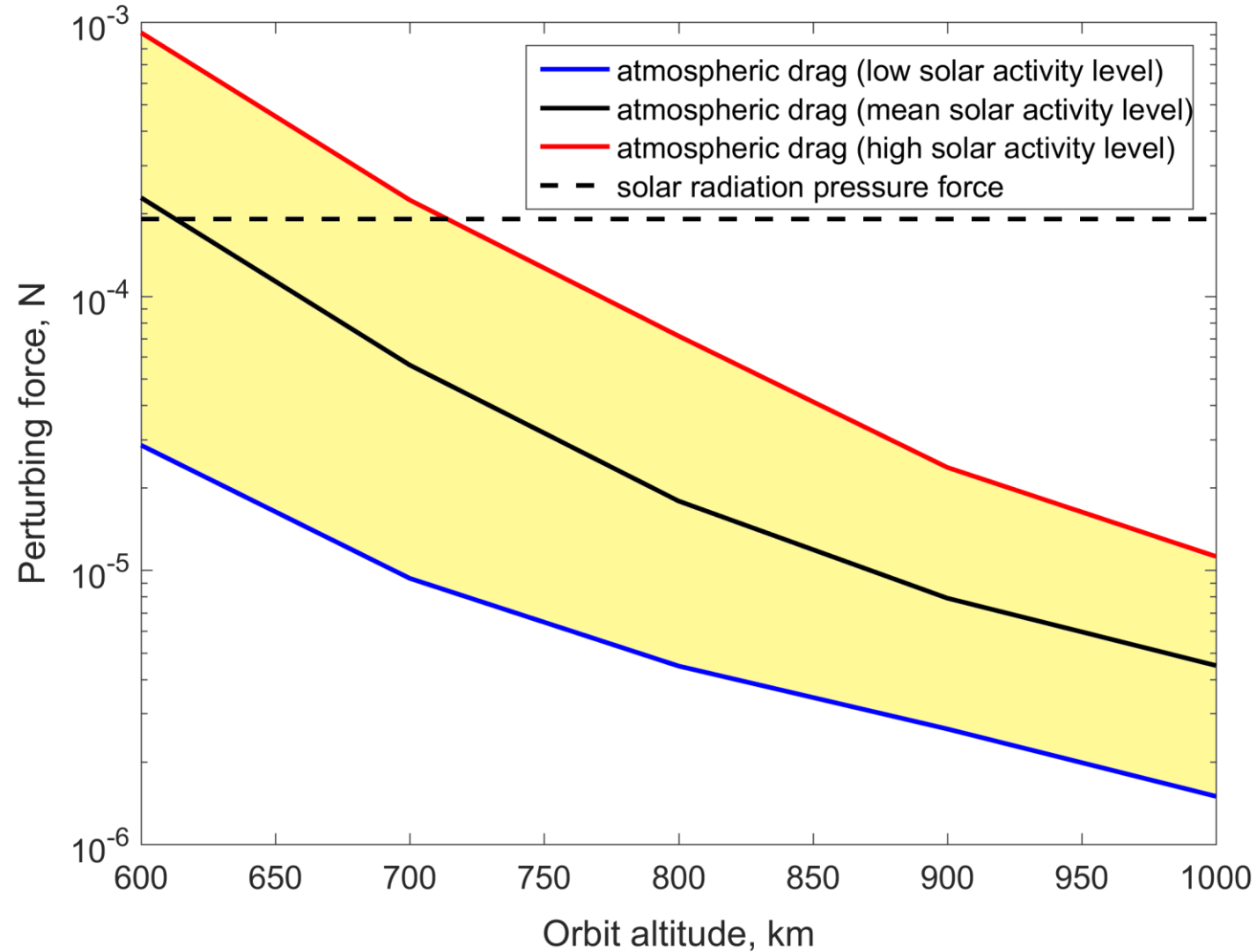


Electrodynamic Tether (EDT)

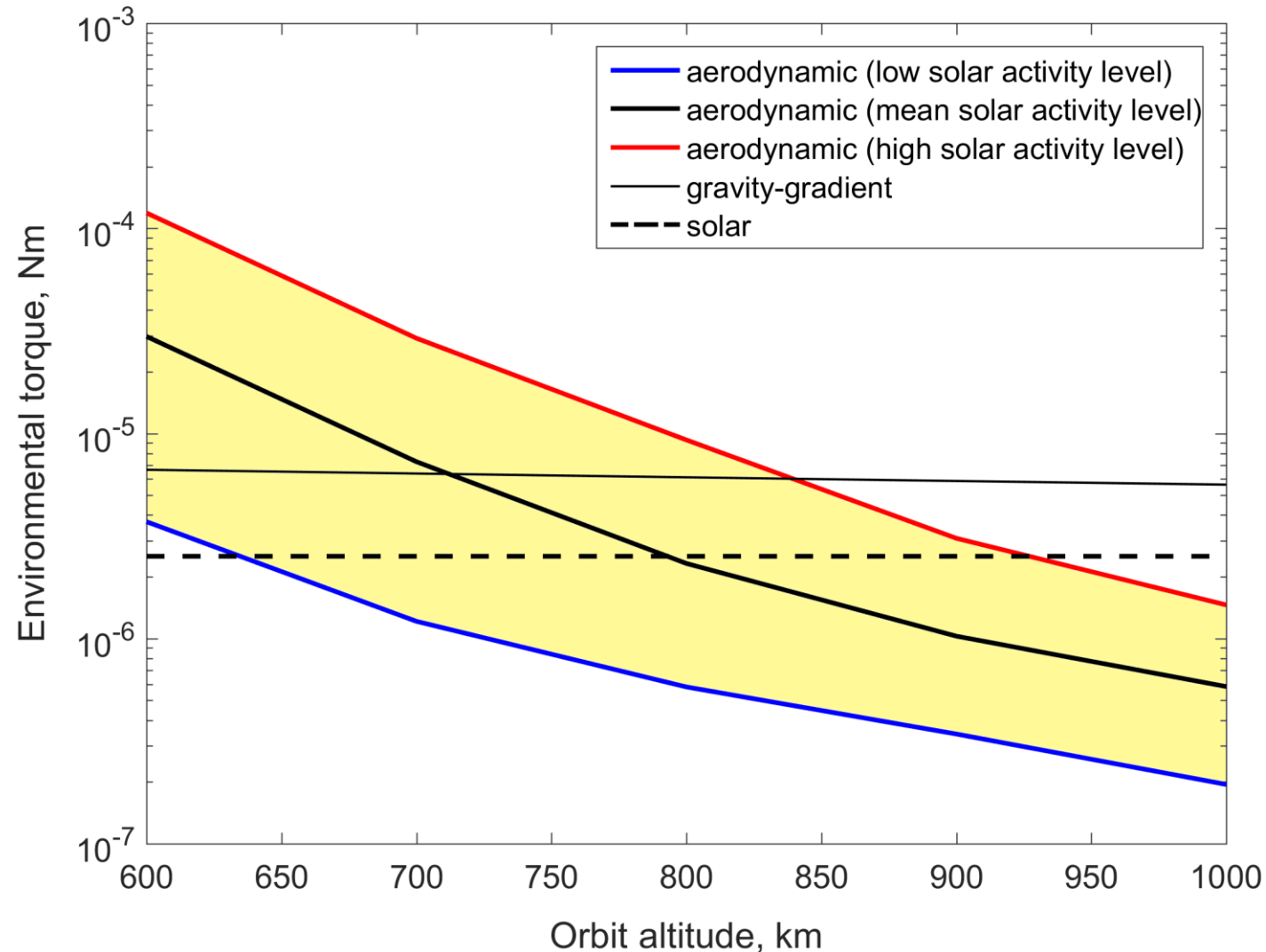


- ✓ **Solar - simple, slow;** deal with stability, durability, & collision cross-section issues
- ✓ **EDT - flexible, fast;** deal with stability, durability, & collision cross-section issues

Световое давление преобладает над силой атмосферного торможения на высотах >700 км



Сложное вращательное движение КА с парусом на высотах >700 км: моменты – одного порядка



Эффективность паруса 25 м² для разных сценариев

Deorbit Time						
	Satellite mass					
Orbital altitude	3 kg		30 kg		100 kg	
700 km	high SA	~1 week	high SA	~8-9 week	high SA	~6-7 month
	mean SA	~3-4 week	mean SA	~7-9 month	mean SA	~2-2.5 yr
	low SA	~2-3 month	low SA	~2.5-3 yr	low SA	~11-11.5 yr
900 km	high SA	~8 week	high SA	~1.5-2 yr	high SA	~5-6 yr
	mean SA	~4-6 month	mean SA	~3-4 yr	mean SA	~14-15 yr
	low SA	~5-14 month	low SA	~4-6 yr	low SA	>25 yr
1200 km	high SA	~5-13 month	high SA	~4-6 yr	>25 yr	
	mean SA	~0.5-1.5 yr	mean SA	~6.5-7 yr		
	low SA	~0.6-1.8 yr	low SA	~9-13 yr		
2000 km	high SA	~1-1.8 yr	high SA	~20-28 yr	>25 yr	
	mean SA	~1.2-2 yr	mean SA	~23-31 yr		
	low SA	~1.7-2 yr	low SA	>25 yr		

Миссии с солнечным/атмосферным парусом

- IKAROS (JAXA, 2010) – миссия к Венере; парус 200 м²
- NanoSail-D2 (NASA, 2011) – отработка технологии увода с низкой орбиты; парус 10 м²
- LightSail 1 (Planetary Society, 2015) – отработка технологии маневрирования и увода для низкоорбитальных малых спутников; парус 32 м²
- InflateSail (University of Surrey, 2017) – отработка технологии увода с низкой орбиты; парус 10 м²
- FREEDOM (Nakashimada Engineering Works, Tohoku University, 2017) – отработка технологии увода с низкой орбиты; парус 1.5 м²
- LightSail 2 (Planetary Society, 2019) – отработка технологии маневрирования и увода для низкоорбитальных малых спутников; парус 32 м²
- NEA Scout (NASA, 2020) – миссия к астероиду 1991VG; парус 86 м²

Основные выводы справочника

- Для спутников на орбитах ниже 800 км проблема завершения миссии проще: маневр увода дешевле, к тому же есть альтернативная опция использовать торможение в атмосфере (развернуть парус/баллон)
 - ✓ Рекомендуется выполнить маневр перехода на круговую орбиту 600 км
- Для орбит 800-1000 км имеется несколько конкурирующих технологий увода, различающихся сложностью, отработанностью и стоимостью
 - ✓ Наиболее надежная опция – понизить перигей до 400 км
- Выше 1000 км уводить можно только с помощью двигателя или паруса (за счет светового давления)
 - ✓ Нужно 200-300 м/с для понижения перигея до 400 км или парус $AMR=1 \text{ м}^2/\text{кг}$
- Уровень готовности (TRL) каждой из технологий увода коррелирует с частотой их использования по сей день: двигатели => паруса => тросы

Заключение

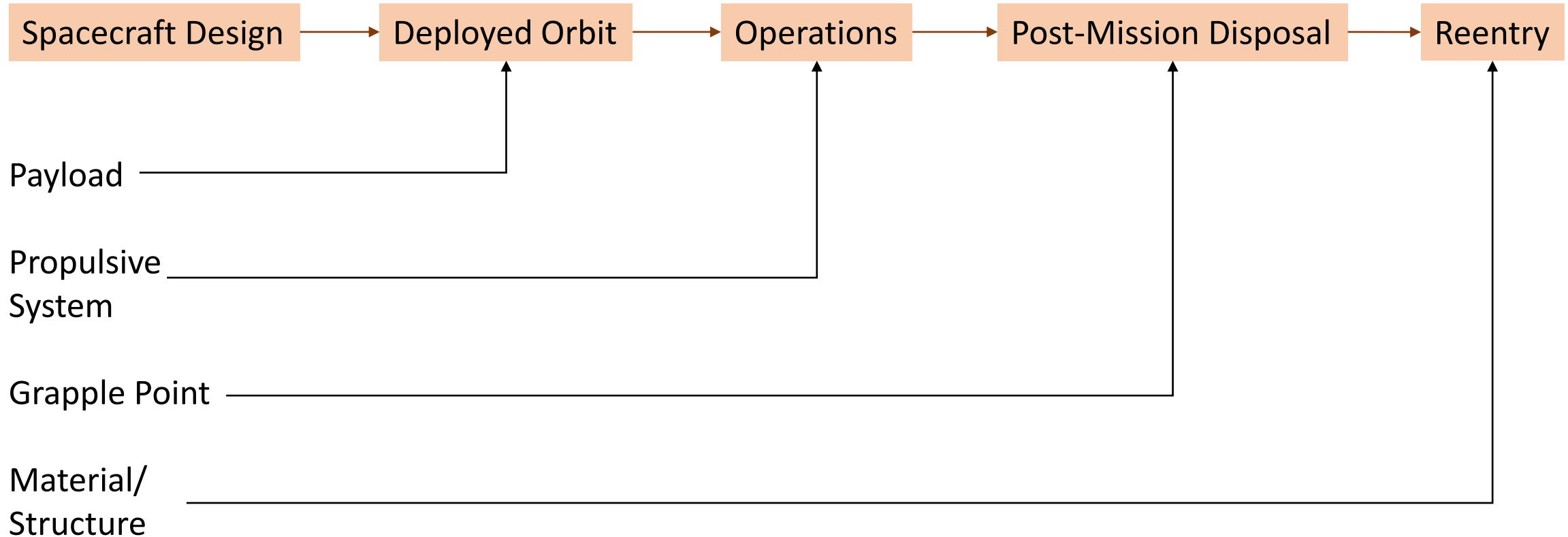
- Ответственное поведение в космосе важно для всех заказчиков и операторов космических систем, независимо от их размера
- Всё, что связано с космическим мусором, быстро меняется
 - ✓ Риск столкновения
 - ✓ Стандарты и правовое регулирование
 - ✓ Технологии
- Справочник представляет лишь текущее состояние дел в вопросе экологически ответственного завершения миссий малых КА.

Благодарности

Работа частично поддержана грантом РФФИ 18-31-20014-мол_а_вед

Trade Study – What is Best for you?

- What can you control and what will provide greatest effects?



Trade Study Results

		3U / 5 kg @700 km, 65° inclination	100 kg/1 m ² @700 km SSO	100 kg/1 m ² @800 km SSO	100 kg / 1 m ² @1000 km, 90° inclination
No deorbit	Lifetime	80 yr	50 yr	>150 yr	>800 yr
	Integrated Collision Risk	1.70E-05	4.00E-04	2.30E-03	1.00E-02
Cold Gas Lower Perigee Specific Impulse = 60 s	Lifetime	25 yr	25 yr	25 yr	25 yr
	ΔV [m/s]	42	28	67	133
	Consumed Mass [kg]	0.35	4.7	11	20
	Integrated Collision Risk	3.00E-06	1.60E-04	1.80E-04	2.20E-04
Electric Propulsion Specific Impulse = 1600 s Total Thrust = 40 mN	Lifetime	25 yr	25 yr	25 yr	25 yr
	ΔV [m/s]	47	30	82	182
	Thrust Duration [h]	1.63	21	56	125
	Consumed Mass [kg]	0.015	0.20	0.52	1.15
	Integrated Collision Risk	3.00E-06	1.60E-04	1.70E-04	2.00E-04
Drag-Augmentation Device Gossamer Device	Lifetime	25 yr	25 yr	25 yr	25 yr
	Cross sectional surface [m ²]	0.1	2	6	40
	Integrated Collision Risk	1.60E-05	4.00E-04	8.00E-04	1.30E-02
Drag-Augmentation Device Stabilized Drag Sail	Lifetime	25 yr	25 yr	25 yr	25 yr
	Cross sectional surface [m ²]	0.1	2	6	40
	Integrated Collision Risk	1.60E-05	4.00E-04	8.00E-04	1.30E-02
Drag-Augmentation Device Tumbling Drag Sail	Lifetime	25 yr	25 yr	25 yr	25 yr
	Cross sectional surface [m ²]	0.1	2	6	40
	Drag sail surface [m ²]	0.25	4	12	81
	Integrated Collision Risk	1.60E-05	4.00E-04	8.00E-04	1.30E-02
Passive EDT	Lifetime	25 yr	25 yr	25 yr	25 yr
	Tether length [m]	12	120	320	340
	Tether width [mm]	10	25	25	100
	Increment of drag surface [m ²]	0.12	3	8	34

Key Issues Addressed by the PMD Handbook

- **EFFECTIVE: Will it work?**
 - ✓ Can the change in altitude be made by the approach selected? The higher the altitude, the more change is needed.
- **SWAP: What size, weight, and power (SWAP) is required to implement this approach?**
 - ✓ Certain approaches have greater engineering requirements that require additional hardware, software, and controls to be deployed. Clearly, the smaller your satellite the more likely that these requirements will be demanding.
- **RELIABILITY: How reliable is the PMD option?**
 - ✓ The reliability required for PMD execution is at least 90% but evolving discussions are pushing likely reliability levels to 95% and even to 99%.
 - ✓ This may limit PMD options for your use even further. This metric is even more challenging when it is likely that many of these PMD devices will be activated after having been on-orbit for many years.
- **ORBITAL RISK: Did you create more risk by executing your PMD?**
 - ✓ This is examined as the area-time-product for collision risk but also includes the potential for debris generation during a PMD deployment (e.g., tether release or deployment of a drag-augmentation device).
- **GROUND RISK: Does your system pose a hazard above the suggested 10^{-4} probability of casualty on the ground?**
 - ✓ If you have to execute a controlled re-entry due to the potential of some of your hardware posing an impact risk to people on the ground, this will likely limit your PMD option to a propulsive system with assured attitude control until re-entry.