

ISSN 2075-6836

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ  
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК (ИКИ РАН)

НАУЧНО - ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ (МОСКВА)  
4-го ЦЕНТРАЛЬНОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ (4 ЦНИИ МО РФ)

**С. С. Вениаминов, А. М. Червонов**  
**КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР**  
**УГРОЗА ЧЕЛОВЕЧЕСТВУ**

Под редакцией Р. Р. Назирова, О. Ю. Аксенова

Москва  
2012

*Stanislav S. Veniaminov, Andrey M. Chervonov*  
**Space Debris — a Threat to Mankind**

This problem is of current importance due to progressive continuation of technological contamination of the near Earth space, catastrophic collisions and explosions of space objects getting more frequent, and other dramatic events in space happening through the space debris's fault. In this book, a review of the current state of the space contamination problem is given. The sensors used for detecting and tracking space debris are described and their capabilities are estimated. The levels of general technological contamination of the near Earth space and in its particular regions are given. The main events of the space activity history contributed to space contamination are enumerated and analyzed. The multilateral estimate of danger from the continuing space debris origination process to the mankind is made, its principle mechanisms and space debris sources are shown, and some appropriatenesses of the process are considered. On the base of evident tendencies of the contamination process and the results of last scientific investigations all over the world, the forecast of further development of the process and its consequences is presented. Some possible ways of lowering the rate of space contamination and its negative consequences are considered. An estimate of prospects of fight against this dangerous phenomenon is given.

*Keywords:* space, environment, space activity, space debris, technological, spacecraft, artificial satellite, observations, negative consequences.

*С. С. Вениаминов, А. М. Червонов*  
**Космический мусор — угроза человечеству**

Актуальность проблемы космического мусора обусловлена усиливающимся засорением околоземного космоса, снижением под его воздействием качества функционирования космических аппаратов и выходом их из строя, столкновениями и взрывами космических объектов. Дан обзор проблемы. Описаны средства, используемые для наблюдения космического мусора, оценены их возможности. Освещено общее состояние засоренности околоземного космического пространства и его отдельных областей, проанализированы различные факторы и события, вызвавшие его засорение. Дается оценка продолжающегося мусорообразования, показаны его основные источники и механизмы, рассмотрены наиболее важные закономерности. На основе результатов выполненных исследований и тенденций засорения, дается прогноз развития этого процесса и его негативных последствий. Рассмотрены возможные пути снижения темпов засорения космоса. Дана оценка перспектив борьбы с этим опасным явлением.

*Ключевые слова:* космос, экология, космическая деятельность, космический мусор, техногенный, космический аппарат, искусственный спутник Земли, наблюдения, негативные последствия.

Редактор: *Егорова И.Н.*  
Компьютерная верстка: *Комарова Н.Ю.*

## Оглавление

Условные сокращения .....	4
Предисловие.....	7
Введение.....	8
<b>Раздел 1. Мониторинг космического пространства .....</b>	<b>13</b>
1.1. Классификация околоземных орбит .....	13
1.2. Системы контроля космического пространства.....	20
1.3. Возможности современных средств наблюдения КМ .....	31
1.4. Мониторинг мелкого космического мусора .....	51
1.5. Моделирование засоренности ОКП.....	58
<b>Раздел 2. Состояние засоренности околоземного космического     пространства .....</b>	<b>69</b>
2.1. Источники засорения космоса .....	69
2.2. Состав и классификация популяции орбитальных объектов .....	73
2.3. Распределение КМ разных типов по различным параметрам .....	82
2.4. Прогноз развития процесса засорения ОКП в будущем .....	92
<b>Раздел 3. Последствия засоренности околоземного космического     пространства для человечества.....</b>	<b>98</b>
3.1. Различные виды последствий техногенного засорения ОКП .....	98
3.2. История взрывов и столкновений в космосе .....	122
3.3. Каскадный эффект.....	136
3.4. Столкновения с мелким КМ .....	140
3.5. Возможности и средства оценки повреждений .....	142
3.6. Определение степени угрозы со стороны КМ для КА и выбор меры защиты.....	145
<b>Раздел 4. Пути уменьшения негативных последствий засоренности     ОКП и снижения самой засоренности.....</b>	<b>152</b>
<b>Раздел 5. Оценка перспективы борьбы с космическим мусором.....</b>	<b>163</b>
Заключение .....	167
Литература.....	169

## Условные сокращения

АММ	— автоматический межорбитальный модуль
АСАТ	— транслитерация аббревиатуры ASAT
ВВС	— Военно-воздушные силы
ВОКО	— высокоорбитальный космический объект
ВЭКО	— КО на высокоэллиптической орбите
ВЭО	— высокоэллиптическая орбита
ГЕОДСС	— наземная электронно-оптическая станция зондирования глубокого космоса (GEODSS)
ГСКО	— геосинхронный КО
ГСО	— геостационарная орбита
ЕКА	— Европейское космическое агентство
ЕСОКО	— Европейская система оценки космической обстановки
ИСЗ	— искусственный спутник Земли
КА	— космический аппарат
КК	— космический корабль
КО	— космический объект
КС	— космическая система
КМ	— космический мусор
МКК	— межорбитальный КК
МКС	— международная космическая станция
МО	— Министерство обороны
НАСА	— Национальное аэрокосмическое агентство США
НАСДА	— Японское космическое агентство
НОКО	— низкоорбитальный космический объект
ОК	— орбитальный комплекс
ОКП	— околоземное космическое пространство
ОС	— орбитальная станция
ПВО	— противовоздушная оборона
ПЗС	— прибор зарядовой связи
ПРО	— противоракетная оборона
РКА	— Российское космическое агентство
РЛС	— радиолокационная станция
РН	— ракета-носитель
Роскосмос	— Российское космическое агентство
СН	— средство наблюдения КО
СПРН	— Система предупреждения о ракетном нападении
СС	— спутниковая система
ССО	— солнечно-синхронная орбита
ХЭКС	— транслитерация аббревиатуры НАХ
ЭПР	— эффективная поверхность рассеяния
АВМ	— Anti-Ballistic Missile
АВЛ	— Anti-Ballistic Missile
АДР	— Active Debris Removal
ANGELS	— Autonomous Nanosatellite Guardian for Evaluating Local Space

ASAT	— Anti-Satellite Weapon
ASI	— Italian Space Agency
ATV	— Automated Transfer Vehicle (см. AMM)
BMEWS	— Ballistic Missile Early Warning System (Russia)
BMD	— Ballistic Missile Defense
BNSC	— British National Space Centre
CCD	— charge coupled device
CDT	— Charge Coupled Device (CCD) Debris Telescope
CNES	— Centre National d'Études Spatiales (France)
CNSA	— Chinese National Space Administration
COPUOS	— United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space
COSPAR	— Committee on Space Research (в OOH)
CSA	— Canadian Space Agency
CSO	— Circular Semisynchronous Orbit(s)
DISCOS	— Database and Information System Characterizing Objects in Space
DLR	— German Aerospace Center
DOD	— Department of Defense (US)
ESA	— European Space Agency
ESOC	— European Space Operations Center
ESSAS	— European Space Situational Awareness System
EURECA	— European Retrievable Carrier
GEODSS	— Ground-based Electro-Optical Deep-Space Surveillance
GEO	— Geosynchronous Earth Orbit(s)
GLONASS	— Global Navigation Satellite System (Russia)
GMT	— Greenwich Mean Time
GPS	— Global Positioning System
GRAVES	— Grande Réseau Adapté à la Veille Spatiale
GTO	— Geostationary Transfer Orbits
HAX	— Haystack Auxiliary (Radar)
HEO	— Highly Elliptical Orbit(s)
HST	— Hubble Space Telescope
IAA	— International Academy of Astronautics
IADC	— Inter-Agency Space Debris Coordinating Committee
ICBM	— Intercontinental Ballistic Missile
ISRO	— Indian Space Research Organization
ISS	— International Space Station
JAXA	— Japan Aerospace Exploration Agency
JSpOC	— Joint Space Operations Center (of U.S. Strategic Command)
JSC	— Johnson Space Center
JSOC	— Joint Space Operations Center
LAD-C	— Large Area Debris Collector
LDEF	— Long Duration Exposure Facility
LEGEND	— a LEO-to-GEO Environment Debris model
LEO	— Low Earth Orbit(s)
LRIR	— Long Range Imaging Radar (точное название радара «Хэйстэк»)
MAWS	— Missile Attack Warning System (Russia)
MCC	— Mission Control Center (ЦУП НАСА)
MDA	— Missile Defense Agency (US)

MEO	— Medium Earth Orbit(s)
MODEST	— Michigan Orbital Debris Survey Telescope
MSX	— Midcourse Space Experiment (специальный военный ИСЗ США)
NASA	— National Aeronautics and Space Administration (US)
NATO	— North Atlantic Treaty Organization
NORAD	— North American Aerospace Defense Command
NRC	— National Research Council
ODERACS	— Orbital Debris Radar Calibration Spheres
ODQN	— Orbital Debris Quarterly News
OSC	— Orbital Sciences Corporation
RAMOS	— Russian-American Observation Satellite Program
Roscosmos	— Russian Federal Space Agency
SAR	— Synthetic Aperture Radar
SBRAM	— Satellite Breakup Risk Assessment Model
SBIRS	— Space Based Infrared System
SBL	— Space Based Laser
SBSS	— Space Based Surveillance System (US)
SHF	— Super High Frequency
SHO	— Super-High Orbit(s)
SPADUS	— Space Dust Instrument
SPDA	— Space Debris Prediction and Analysis
SRM	— Solid rocket motor
SSA	— Space Situational Awareness (оценка космической обстановки)
SSN	— Space Surveillance Network (US)
SSO	— Solar-synchronous Orbit(s)
SSS	— Space Surveillance System (Russia)
STS	— Space Transportation System
STSS	— Space Tracking and Surveillance System
SVS	— Space Visible Sensor (космический сенсор видимого диапазона)
UARS	— Upper Atmosphere Research Satellite
UHF	— Ultra High Frequency
UNGA	— United Nations General Assembly
USAF	— United States Air Force
USSPACECOM	— US Space Command
VHF	— Very High Frequency
XSS	— Experimental Spacecraft System
WG	— Working Group

## Предисловие

Толчком к написанию этой книги послужило продолжающееся недостаточное или искаженное понимание широкой общественностью опасности для человечества, которую несет загрязнение околоземного космического пространства техногенным мусором. Оно сопровождается запуски и функционирование космических аппаратов (КА) и уже происходит самопроизвольно, без непосредственного участия человека: в результате спонтанных взрывов, столкновений и «возрастной» деградации космических объектов (КО).

Близкое к катастрофическому состояние техногенной засоренности околоземного космического пространства (ОКП), которое уже сейчас наносит ощутимый ущерб космической деятельности человека, стало следствием поверхностного, недальновидного отношения к этой проблеме, особенно на ранних стадиях освоения космоса.

Целый ряд катастроф в ОКП по вине космического мусора (КМ), особенно в последние годы, оказался убедительным аргументом даже для скептиков, в том числе и среди тех, от кого во многом зависит создание космической техники и освоение космического пространства.

Как будет показано в книге, на протяжении всей космической эры, начиная с 1957 г., степень засоренности ОКП неуклонно возрастала и будет продолжать расти, если даже запуски ИСЗ прекратятся вовсе. Иными словами, процесс техногенного загрязнения околоземного космоса уже становится необратимым. Выступления специалистов, обеспокоенных сложившейся ситуацией, в первые десятилетия игнорировались. Многие из причастных к освоению космоса, как из управленческих структур, так и среди разработчиков космической техники, то убеждали, что «ничего страшного, еще можно потерпеть», а то и просто рассматривали проблему космического мусора как надуманную. Сегодня мы имеем ситуацию, которую не знаем, как разрешить, а делать это нужно немедленно. Если мы уже не опоздали.

В этой книге мы попытались разобраться, что происходит с космической средой вокруг Земли и что с этим делать.

*С. Вениаминов, А. Червонов*

## Введение

Запуск Первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 г. Сколько восторгов и почти фантастических планов было связано тогда с этим великим событием в истории человечества. Но в то далекое время никто не подозревал, да и в голову не могло прийти, что в тени этого величайшего достижения науки и техники уже притаился коварный враг.

У медали всегда две стороны — аверс и реверс. Аверс человечество уже воспело и продолжает воспевать, а на реверс обратило внимание лишь два десятилетия спустя после запуска Первого спутника. Настоящая публикация посвящена исключительно реверсу медали «За освоение космоса». Мы это делаем, сознавая, что обе стороны медали играют значительную роль в земной цивилизации, но с разным знаком.

*С началом эры освоения космоса в экологии Земли и околоземного космоса возникла драматическая ситуация: в этом пространстве деятельности человека появилась и стала стремительно наращаться популяция техногенных объектов, в которой все большую долю составляет так называемый космический мусор.*

Строго говоря, это касается не только околоземного пространства, но и дальнего космоса. Однако особый драматизм этот процесс по вполне понятным причинам приобретает именно в ОКП.

Заметим, что и до 1957 г. ОКП не было пустым. Но метеороиды, астероиды и другие космические тела, вращающиеся по орбитам вокруг Солнца, иногда попадают в ОКП, быстро и однократно пронизывают и покидают его, либо сгорают в атмосфере. Лишь некоторые очень редко достигают поверхности Земли.

В отличие от них, техногенные КО, будучи выведенными на околоземные орбиты, обычно надолго остаются в ОКП, а после завершения работы с ними становятся постоянной реальной угрозой столкновения с другими КО, в том числе с действующими космическими аппаратами.

Под КА здесь и в дальнейшем будем понимать обобщенно пилотируемый или автоматический ИСЗ, предназначенный для выполнения определенной миссии. Длительность пребывания техногенного КМ в ОКП зависит прежде всего от высоты его орбиты и может достигать десятков, сотен, тысяч и миллионов лет, например, для геостационарных КО [Interagency Report..., 1995; Orbital..., 1995].

Коварство техногенного КМ не только в постоянном присутствии в ОКП на пути движения действующих КА, но и в неспособности по самой своей природе экологически чисто утилизироваться.



Если в 1960–1970-х гг. в освоении космоса конкурировали только два государства, то, начиная с 1980 г., их количество стало резко возрастать. В 2003 г. к России и США как единственным космическим державам, способным на запуски пилотируемых космических кораблей, присоединился Китай. Индия заявила, что где-то около 2015 г. запустит свой первый пилотируемый космический корабль (КК) [Space..., 2008]. В 2009 г. Иран стал десятым государством, способным самостоятельно выполнять запуски ИСЗ, а 50 стран запускали гражданские ИСЗ либо независимо, либо в кооперации с другими странами.

В последние годы Индия и Китай значительно увеличили финансирование космических программ, тогда как США и Европа несколько снизили его. Такие страны как Алжир, Бразилия, Чили, Египет, Индия, Тайвань, Малайзия, Нигерия, Южная Африка, Таиланд участвуют в космических программах, направленных на их экономическое развитие [Space..., 2008]. В 2009 и 2010 г. свои первые спутники запустили Объединенные Арабские Эмираты, Швейцария, Турция. В настоящее время Россия, США и Китай имеют свои космические навигационные системы. В стадии присоединения к ним находятся Европейский союз и Индия.

Возрастает использование ИСЗ двойного назначения — гражданского и военного. Такие многофункциональные КА в настоящее время есть, кроме России и США, у Канады, Китая, Франции, Германии, Японии, Израиля, Италии, Испании.

В 2009 г. было официально зарегистрировано более 37 000 пользователей космическими услугами из 110 стран мира [Congressional..., 2009], а собственные КА в 2010 г. имели более 60 стран [Space..., 2010].

Наблюдается устойчивый рост сотрудничества в освоении космоса. Стыковка пилотируемых кораблей «Аполлон» и «Союз» (США – СССР), полет станции «Мир» с участием иностранных космонавтов, Skylab (NASA – ESA). Самым ярким примером международной кооперации стал полет Международной космической станции (МКС) с участием 16 государств с бюджетом более 100 млрд дол. За 30 лет функционирования МКС запланировано израсходовать 129 млрд дол. [International..., 2009; How much..., 2005; Space..., 2010].

Спустя более полувека после запуска Первого спутника космическая деятельность стала неотъемлемой составляющей мировой экономики, социального развития, систем безопасности, научных исследований. Прочетается глобальная коммерческая космическая индустрия с годовым доходом более 200 млрд дол. Россия доминирует в выводе ИСЗ на орбиты, осуществляя большинство коммерческих запусков, тогда как США лидирует в производстве ИСЗ. При этом коммерческие запуски становятся дешевле, что все в большей степени открывает доступ к космическим средствам развивающимся странам.

США и Россия продолжают лидировать и в размещении на орбитах КА военного назначения. К 2010 г. на орбитах действовало около 180 ИСЗ официально военного назначения, из которых приблизительно половина

принадлежала США и четверть — России. При отсутствии специализированных военных КА многие функции обеспечения государственной безопасности распределяются по гражданским ИСЗ [Space..., 2010].

В настоящее время на орбитах вокруг Земли реально функционирует около 850 КА, из которых 36 % на низких орбитах, 6 % на средних, 48 % на геостационарной и 10 % на высокоэллиптических и сверхвысоких орбитах [Space..., 2008]. Они используются для решения задач связи, навигации, метеорологии, геодезии, геофизики, астрономии, астрофизики, зондирования поверхности Земли, космического материаловедения, калибровки наземной и космической аппаратуры, проведения биологических экспериментов, обслуживания различных наземных и космических проектов (научных, социальных, экономических и др.), обеспечения национальной и коллективной безопасности.

Вместе с расширением освоения ОКП усиливается и его техногенное засорение и противодействие второму первому. На это не сразу обратили внимание, а когда обратили, было уже несколько поздно. К сожалению, очень долго господствовало мнение, что космос необъятен, безграничен и выдержит все. И за такое представление о нем как о бездонной бочке, в которую можно безнаказанно сваливать мусор в любом количестве, человечество поплатилось близким к катастрофическому состоянием техногенной засоренности ОКП.

Это происходило несмотря на то, что многие группы специалистов во всем мире были всерьез озабочены этой проблемой. Ею занимались в космических агентствах разных государств, практически во всех Академиях наук, во многих научных и конструкторских учреждениях, а также в военных организациях. Но эти группы и сообщества были структурно разрознены, хотя их участники и общались между собой.

Наконец, сама собой созрела идея объединения всех специалистов, занимающихся этой проблемой. В 1993 г. официально оформился международный орган, единственной задачей которого было всестороннее изучение проблемы техногенного засорения ОКП и выработка мер противодействия этому процессу — Межагентский координационный комитет по проблеме техногенного засорения космического пространства — Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC).

IADC — наиболее авторитетная международная организация, деятельность которой полностью посвящена проблеме техногенного засорения космического пространства и выработке рекомендаций по его замедлению и противодействию негативным последствиям. Это важнейший международный орган, охватывающий своей деятельностью полный круг проблем, связанных с КМ, включая координатные и некоординатные измерения КО, описание околоземной космической среды, моделирование, защиту КА, меры противодействия дальнейшему засорению ОКП и снижению его негативного влияния на космическую деятельность.

Идея создания такого органа возникла после взрыва РН ЕКА Ariane V-16 в 1986 г. Официально его структура была оформлена только в 1993 г.

в Центре управления космическими полетами ЕКА (ЕСОС) в Дармштадте, Германия. Членами-основателями стали НАСА, РКА (ныне Роскосмос), ЕКА и единая делегация от трех японских космических агентств, позднее объединившихся в одно (JAXA). В таком составе IADC просуществовал 3 года. С 1996 по 2000 г. в него были приняты космические агентства Китая, Франции, Германии, Индии, Италии, Украины и Великобритании. К началу 2011 г. в качестве 12-го члена принято Космическое агентство Канады.

Структурно IADC состоит из руководящей группы (Steering group) и четырех рабочих групп: WG-1 (измерения), WG-2 (среда и база данных), WG-3 (защита КА) и WG-4 (меры по смягчению влияния и снижению засоренности ОКП). Сфера деятельности IADC определена его уставом (Terms of Reference, <http://www.iadc-online.org>).

С 2001 г. по просьбе Научно-технического подкомитета Комитета ООН по мирному использованию космического пространства (UN COPUOS) IADC регулярно представляет ему обобщенные технические отчеты о состоянии космической среды и соответствующих проблемах, т. е. официально считается консультативным органом ООН. На основе этих отчетов ООН выпускает свои рекомендации по использованию ОКП.

Комитет периодически организовывал и координировал проведение международных кампаний по наблюдению КМ: в области ГСО — в 1999, 2002, 2003 гг., на низких орбитах — в 1996, 1999, 2000, 2003, 2004, 2006, 2007, 2008 гг. и т. д.

Ежегодные сессии IADC стали трибуной для интенсивного и взаимно полезного обмена информацией и мнениями между компетентными экспертами в данной области. Издаются много технических документов, открытых широкой общественности. НАСА выпускает ежеквартальный сборник материалов, освещающий широкий спектр текущих событий, злободневных проблем, последних научных и технических достижений в области космической деятельности государств и техногенного засорения космоса (Orbital Debris Quarterly News), в котором печатаются участники сессий. Существовал также научный журнал Space Debris с международной редколлекцией, который, к сожалению, недавно закрылся.

США, располагая гигантскими финансовыми ресурсами, инвестирует большие средства в исследование техногенной засоренности ОКП, разработку и внедрение мер по нейтрализации этого процесса, в многостороннее освещение проблемы. Под эгидой американского Национального Исследовательского Совета (National Research Council) — главного научного органа США, в который входят все три академии (наук, инженерная и медицинская), в рамках одного из его подразделений — Совета по авионавигации и космической технике, в 1993 г. был создан Международный комитет по проблеме техногенного засорения космоса. Один из авторов настоящего издания — член этого органа. Результатом работы Комитета стала первая полная монография по проблеме КМ, вышедшая в 1995 г. [Orbital..., 1995].

12 Введение НАСА сформировала собственную программу по КМ, включившую требования по ограничению засорения ОКП, соответствующие рекомендации и стандарты [New NASA..., 2007]. В 2008 г., как составляющая часть этой программы, вышло Справочное пособие по ограничению техногенного засорения ОКП [Publication of the Handbook..., 2008].

С 1988 г. каждый американский президент одним из пунктов национальной политики освоения космоса США объявлял ограничение роста КМ. Впервые в истории президент Барак Обама 28 июня 2010 г. включил в нее требование проведения исследований, разработки технологий и методов удаления КМ. Документ вышел под заголовком «Сохранение космической среды и ответственное использование космоса» [New U.S. National..., 2010; President..., 2010].

Радикально отношение к проблеме стало меняться лишь в последние годы. Еще в 1995 г. Национальный исследовательский совет США утверждал [Orbital..., 1995], что опасность со стороны КМ представляется умеренной, и нет примеров серьезного повреждения КА или их разрушения в результате столкновения с КМ. (Заметим, что эта организация — одна из наиболее обеспокоенных техногенным засорением ОКП.) Но уже через год, 24 июня 1996 г., случилось событие, буквально ошеломившее скептиков. Очень дорогой французский экспериментальный спутник радиоэлектронной разведки Cerise столкнулся с фрагментом ракеты-носителя (РН) Ariane. В результате КА был разрушен. За этим не заставили себя ждать и другие драматические события в космосе.

# Раздел 1. МОНИТОРИНГ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Знание состояния космической среды необходимо, прежде всего, для грамотной, профессиональной организации освоения околоземного космического пространства и его последующей ответственной, эффективной и в то же время бережной эксплуатации. Понятно, что для этого необходимо иметь по возможности более адекватное представление о среде, в которой все это происходит. Для получения этих знаний требуются соответствующие инструменты, с помощью которых ОКП должно постоянно и с достаточной подробностью контролироваться. Какими должны быть эти инструменты, какие уже реально имеются и чего нам не хватает?

Поскольку предмет мониторинга — действующие КА и космический мусор — охватывает широкий диапазон орбит и имеет самые разные составляющие (орбитальные параметры, размер, масса, скорость движения, форма, материал, отражающая способность и т. д.), то для контроля всего этого разнообразия требуется широчайший ассортимент средств наблюдения. Радиолокационные, оптические, оптико-электронные, радиотехнические, лазерные средства (как наземные, так и установленные на борту летательных аппаратов) — это первичный и самый надежный набор составляющих для получения информации о КМ. Для комплексной обработки и анализа огромной массы полученных и продолжающих поступать измерений должен иметься выверенный арсенал математических методов и алгоритмов. И уж конечно не обойтись без множества простых и многоцелевых моделей для объединения фрагментарных наблюдений, по возможности, в единую и целостную картину, а также для составления краткосрочных и долгосрочных прогнозов состояния среды и оценки степени ее опасности для космической деятельности. К качеству этих прогнозов предъявляются высокие требования, прежде всего к их точности и полноте.

Для начала рассмотрим орбитальную структуру техногенной засоренности ОКП, сформировавшуюся за более чем полувековой период его эксплуатации, на предмет того, что же конкретно должно контролироваться.

## 1.1. Классификация околоземных орбит

Нет единого мнения относительно классификации орбит. Начать хотя бы с того, что нет однозначного понимания границы, где заканчивается воздушное пространство и начинается космос. Многие специалисты считают, что космос начинается с высоты 100 км над Землей. Однако до сих пор отсутствуют официальные определения и обоснования этой границы [Dunk, 2006].

14 В большинстве случаев (в том числе, в формате обсуждений в IADC) принято различать следующие орбитальные категории:

- низкие орбиты (LEO — Low Earth Orbits);
- солнечно-синхронные орбиты (SSO — Sun-Synchronous Orbits);
- средневысотные орбиты (MEO — Medium Earth Orbits);
- круговые полусинхронные орбиты (CSO — Circular Semisynchronous Orbits);
- высокоэллиптические орбиты (HEO — Highly Elliptical Orbits);
- геостационарная орбита (ГСО) (GEO — Geostationary Orbit);
- геосинхронные орбиты (GSO — Geosynchronous Orbits);
- высокие орбиты (НО — High Orbits);
- сверхвысокие орбиты (SHO — Super-High Orbits);
- орбиты захоронения — (DO — Disposal Orbits).

Эта классификация условно представлена блок-схемой на рис. 1.1.1. Наличие пунктирных линий обязано неоднозначности определения почти всех классов, в первую очередь средневысотных и высоких орбит.

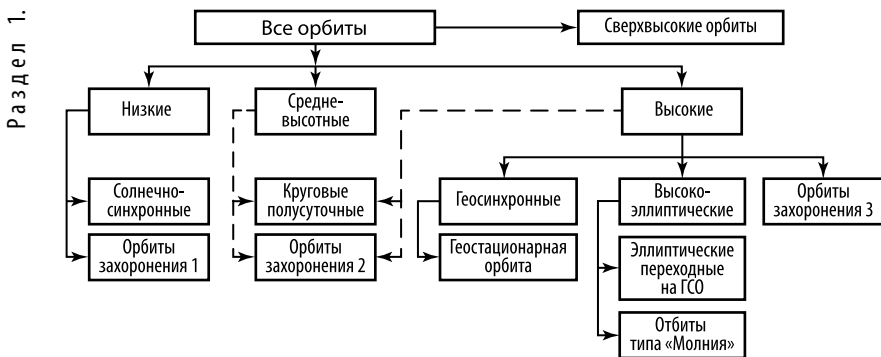


Рис. 1.1.1. Условная классификация околоземных орбит

Категория орбит LEO включает диапазон высот от 100 км (иногда немного ниже) до 2000 км (стандарт НАСА и IADC). У разных экспертов верхний предел колеблется от 1500 до 3000 км, редко до 5000 км, но бывает и 6000 км.

Солнечно-синхронная орбита (SSO) — низкая орбита с попятным движением, в котором плоскость орбиты прецессирует с той же скоростью, с какой Земля обращается вокруг Солнца. КА на такой орбите ежедневно наблюдает одну и ту же освещенность Земли.

Средневысотные орбиты (MEO) присутствуют не во всех классификациях экспертов, а там, где они имеют место, могут охватывать диапазоны высот от 5000 до 10 000 км [Space..., 2008], от 1500 или 2000 до 20 000 км или до ГСО, иногда это некоторая область около 20 000 км [Jenkin, McVey, 2009]. Есть и другие варианты. Короче говоря, у разных экспертов нет единого мнения относительно границ этого класса орбит.

Круговые полусинхронные орбиты (CSO) исторически используются навигационными системами NAVSTAR, GPS, GLONASS, Galileo и характеризуются периодом обращения ИСЗ, равным  $\sim 12$  ч. Средняя высота такой орбиты  $\sim 20\,200$  км. В некоторых классификациях эти орбиты включаются в состав средневисотных [Rossi et al., 2009]. Эта орбитальная область все более интенсивно эксплуатируется по мере заполнения ее навигационными КС: к американской GPS (ранее NAVSTAR) и российской GLONASS добавились европейская Galileo и китайская Compass.

Высокоэллиптические орбиты (HEO) имеют эксцентриситет более чем  $0,5 \dots 0,6$  (в разных классификациях). Этот класс орбит включает такие подклассы, как орбиты типа КА «Молния» и переходные эллиптические орбиты (GTO — Geostationary transfer orbits).

Орбиты типа КА «Молния» — высокоэллиптические орбиты с наклоном  $63 \dots 65^\circ$ , периодом около 12 ч и апогеем в северном полушарии. Эти орбиты всегда использовались для обеспечения связи и функций раннего предупреждения о ракетном нападении.

Переходные эллиптические орбиты (GTO) с апогеем на геостационарной орбите и перигеем в области низких орбит используются для перевода ИСЗ с низкой орбиты на геосинхронную и, в частности, геостационарную. Ракеты-носители (РН), применяемые для осуществления такого перехода, остаются на этих орбитах после того, как полезный груз отделится и выйдет на ГСО или другую геосинхронную орбиту. Время существования таких КО составляет от месяца до более чем 100 лет [Johnson, 2004a].

Высокие орбиты (HO) — пожалуй, самый неопределенный класс, так как для отнесения к нему могут быть использованы самые разные факторы. Например, отсутствие влияния атмосферы на движение ИСЗ, наличие заметных лунных и солнечных возмущений, удаленность от наземных средств наблюдения и т. п. Даже в пределах любого из этих факторов существует значительная неопределенность. В частности, верхняя граница атмосферы — довольно условное понятие (500, 600, 700, 800 км...?). При исследовании влияния Луны и Солнца на движение КО к высоким относят орбиты, для математического описания которых таким влиянием пренебречь нельзя. Это орбиты высотой более  $10\,000 \dots 20\,000$  км (здесь нижняя граница считается неопределенной). Более того, влияние Луны и Солнца и даже сам характер этого воздействия на движение ИСЗ существенно зависит от пространственной ориентации плоскости его орбиты относительно этих небесных тел. С точки зрения невозможности устойчивого контроля движения ИСЗ наземной сетью РЛС, к высоким относят орбиты с периодом  $> 3$  ч и, в частности, высокоэллиптические с перигеем в южном полушарии [Вениаминов, 2010]. Кстати, аналогичный подход к определению высоких орбит принят в Линкольновской лаборатории Массачусетского технологического института [Solodyna, Banner, 2000], где КО считается высоким, если период его обращения превышает 225 мин, что соответствует высоте 5000 км. Есть и другие точки зрения [Jenkin, McVey, 2009; Johnson, 2006; Space..., 2008].

Сверхвысокие орбиты (SHO) — орбиты с апогеем, значительно превышающим высоту геосинхронных орбит и всех орбит захоронения. Примерами могут служить орбиты лунного зонда «Клементина» (Clementine), КА «Астрон» ( $H_a = 200\,000$  км).

Геостационарная орбита (GEO — Geostationary Orbit) — орбита с периодом около 24 ч, наклонением и эксцентриситетом, близкими к нулю. Находясь на такой орбите, ИСЗ занимает относительно постоянное положение над экватором на высоте  $\sim 35\,785$  км. Небольшие отклонения эксцентриситета и наклона от нуля приводят к регулярным его перемещениям около фиксированной точки.

Геосинхронные орбиты (GSO — Geosynchronous Earth Orbits) — близкие к круговым орбиты с периодом приблизительно 24 ч и любым наклоном. При наблюдении с Земли такие ИСЗ в течение суток описывают некую фигуру — так называемую восьмерку. Чем больше эксцентриситет орбиты, тем значительнее размах восьмерки. Точка симметрии фигуры находится в экваториальной плоскости. GEO считается частным случаем GSO.

Только с 1963 по 2000 г. на геосинхронные орбиты было выполнено более 500 запусков и размещено там свыше 830 КА и РН. В первом десятилетии нашего века выведение КА на геосинхронные орбиты составило примерно 40 % всех космических стартов [Johnson, 2000, 2004a].

КА на GSO имеет в своем составе, по крайней мере, две важные популяции: одна — КО, подчиняющиеся стандартным законам разрушения, другая — КО с аномально высоким отношением площади поперечного сечения к массе (от 1 до  $30\text{ м}^2/\text{кг}$ ; для примера, у листа бумаги это отношение равно  $13\text{ м}^2/\text{кг}$ ) [Barker, Matney, 2007]. Последняя популяция была обнаружена с помощью телескопа EKA SDT. IADC занялся тщательным изучением этого класса КА. Были определены основные характеристики популяции — наклонение от 0 до  $30^\circ$ , изменение эксцентриситета от 0 до 0,6.

Иногда рассматривают как самостоятельный класс (точнее, классы) орбиты захоронения (DO). КА по завершении активного существования превращаются в КА и представляют угрозу для действующих и вновь запускаемых аппаратов, и должны быть переведены на орбиту захоронения. Особенно это критично для КА, функционирующих на столь переполненной орбите, как GCO [Chobotov, 1990].

Рассматриваются и используются орбиты захоронения и для ИСЗ, действующих на верхних из класса низких [Johnson, 2007], и класса полусинхронных орбит. Для ИСЗ с полусинхронными орбитами, например, космической системы GPS (Global Positioning System), орбиты захоронения расположены на  $220\dots 810$  км выше или на  $95\dots 250$  км ниже первоначальных, рабочих орбит [Orbital..., 1995]. В последние годы КА GPS стали переводиться в конце функционирования на орбиты захоронения с нижней границей 500 км выше номинальной [Jenkin, McVey, 2009]. Однако исследования показали, что вследствие явления лунно-солнечного резонанса у таких орбит наблюдается рост эксцентриситета, что в конце кон-



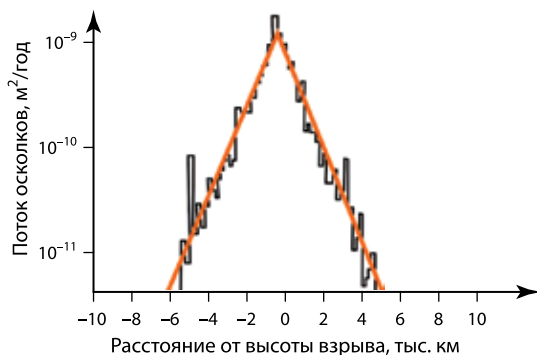
цов приводит к опасным их пересечениям с рабочими орбитами навигационных КС [Rossi et al., 2009].

На геостационарной орбите КА, начиная с 1977 г., регулярно переводятся на орбиты захоронения, расположенные на 50...1000 км выше ГСО. Однако некоторые КА были переведены на орбиты ниже ГСО. Комитет IADC считает наиболее целесообразным перевод отработавших геостационарных КА на 300 км выше ГСО. В 2004 г. в США Федеральная комиссия по связям выставила требования к операторам ИСЗ переводить геостационарные ИСЗ по завершении их функционирования на орбиты в 200...300 км выше ГСО. В 2005 г. эти правила приняты к исполнению.

Переводятся на свои орбиты захоронения КА и с других классов орбит. Так, в 2001 г. 19-летний американский «Ландсат» с 705-километровой рабочей орбиты переведен на орбиту ниже 600 км. В 2005 г. два списанных КА НАСА ERBS и UARS, пролетавшие до этого 21 г. и 14 лет соответственно, и продолжавшие работать на орбитах ниже 600 км, были «опущены» еще ниже, где время их существования сократилось до 25 лет. Американский военно-морской ИСЗ GFO (из серии «Геосат»), запущенный в 1998 г. для океанографических исследований на орбиту с высотой 800 км, в ноябре 2008 г. переведен на орбиту 455×785 км, с которой войдет в атмосферу не ранее, чем через 25 лет. В июле 2009 г. французский 19-летний ИСЗ SPOT-2 с рабочей орбиты высотой 825 км с помощью 11 маневров переведен на орбиту захоронения 575×795 км, где просуществует пассивно не более 25 лет. То же самое сделали с его предшественником SPOT-1 в ноябре 2003 г. [Monheim et al., 2009].

Перемещение отработавшего КА в область «захоронения» уменьшает риски на рабочих орбитах, но увеличивает их на орбитах захоронения. Причиной могут быть не только столкновения, но и взрывы КО из-за «энергетических» остатков на борту (горючего, аккумуляторов и т.д.). И в том и другом случаях следствием могут стать многочисленные осколки, способные пересечь рабочие орбиты. Этому способствует и тенденция роста эксцентриситета, в частности, у средневисоких орбит. Поэтому необходимо при выводе ИСЗ на орбиты захоронения минимизировать начальный эксцентриситет таких орбит и выбирать конфигурацию орбиты захоронения, минимизирующую его рост. Вместе с тем, практикуемое сейчас пассивирование энергетических остатков уменьшает вероятность взрывов на орбитах захоронения. Это особенно актуально для высоких орбит, где взрыв или столкновение могут породить множество осколков, орбиты которых способны эволюционировать далеко за пределы орбиты взрыва. При этом время их существования на высоких орбитах достаточно велико. На ГСО оно может достигать миллионов лет. На рис. 1.1.2 [Friesen et al., 1992] показано количественное влияние взрыва на ГСО на образование дополнительных потоков крупных осколков (размером > 10 см) на близких высотах. Аналогичную зависимость (ежегодное приращение плотности потока осколков в зависимости от разности высот) можно распространить и на случай взрыва на орбите захоронения вблизи ГСО. Из рисунка видно, что чем дальше орбита захоронения от начальной, тем меньше фрагментов разрушения, если оно произойдет на орбите захоронения, достигнет начальной орбиты.

Перевод КА на орбиту захоронения естественно связан с определенными затратами. Во-первых, КА и РН должны иметь соответствующие системы управления двигателем и ориентацией. Во-вторых, для совершения такого маневра необходимо предусмотреть дополнительный объем топлива, а это приходится делать либо за счет уменьшения массы выводимой на орбиту полезной нагрузки, либо за счет уменьшения расхода топлива на операции по основной рабочей программе (например, для корректировки орбиты). При расчете этого дополнительного объема топлива обнаруживается следующая закономерность: чем выше рабочая орбита и, соответственно, орбита захоронения, тем меньше требуется топлива для осуществления маневра с целью изменения высоты орбиты КА на одну и ту же величину. Эта закономерность объясняет и тот факт, что при взрыве на разных высотах разлет осколков взрыва происходит по-разному. На больших высотах образовавшиеся осколки «захватывают» более широкий диапазон новых орбит, чем на низких, при одной и той же мощности взрыва и при тех же начальных скоростях отделения фрагментов.

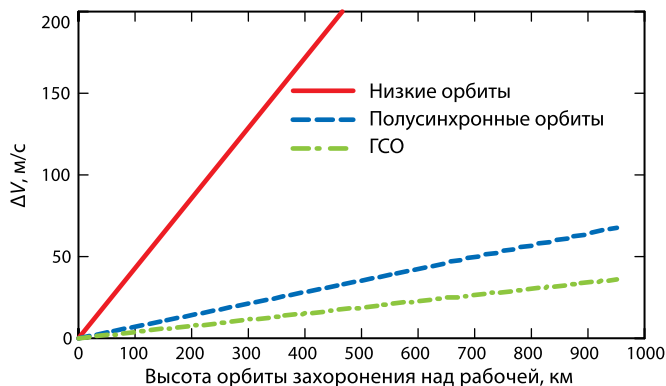


**Рис. 1.1.2.** Расчетный поток из 500 осколков размером более 10 см от взрыва КО на высоте ГСО

На рис. 1.1.3, подтверждающем эту закономерность, показано для трех типичных классов орбит необходимое изменение скорости КА, требуемое для перевода его на орбиту захоронения, отстоящую от рабочей на указанную на оси абсцисс величину [Orbital..., 1995].

В свое время были и другие предложения по проблеме захоронения ИСЗ в конце их активной жизни. Например, отбуксировывать их в так называемые стабильные точки на ГСО, расположенные на  $75^\circ$  в.д. и  $105^\circ$  з.д. Рассматривалась возможность переводить геостационарные КО на геосинхронную орбиту в плоскости Лапласа с наклоном  $7,3^\circ$ , где действия главных возмущений компенсируют друг друга. В результате КО, движущиеся по этой орбите, имеют тренд оставаться на ней, а их относительные скорости составляют всего несколько метров в секунду, т.е. практически не опасны в случае столкновений. Однако у этих вариантов немало и недостатков. Наиболее удовлетворительным со многих точек зрения остается перевод КО на орбиту захоронения в той же экватори-

альной плоскости вверх или вниз. Показано, что минимальное расстояние орбиты захоронения, обладающей достаточной эффективностью, равно 300 км вверх [Chobotov, 1990; Yoshikawa, 1992].



**Рис. 1.1.3.** Приращение скорости, необходимое для вывода ИСЗ на орбиту захоронения (для трех классов орбит)

Вместе с тем перевод геостационарных КО на орбиту захоронения не дает радикального решения проблемы «очистки» ГСО. Он лишь временно снижает «плотность» риска столкновения, а его практическая ценность не так уж высока в виду и без того малой вероятности столкновений на ГСО в настоящее время [Orbital..., 1995]. Тем не менее, оценка «не так уж высока» имеет количественную меру: более 40 взрывов и серьезных (позволивших их обнаружить по анализу позиционных измерений) столкновений на ГСО [Sochilina et al., 1998].

Наиболее интенсивно используемые в настоящее время орбитальные области — самые низкие от 100 до 800 км, орбиты с высотами от 900 до 1000 км и от 1400 до 1500 км; средневысокие в окрестности 20 000 км; высокоэллиптические и, наконец, геостационарная орбита. Гистограмма распределения КО по высотам приведена на рис. 2.3.3. и 2.3.4.

Мониторинг ОКП бывает затруднен не только ввиду многочисленности КО малых размеров и/или большой удаленности большинства из них, плохой отражательной способности и/или фазы освещенности, но и из-за маневров и орбитальных коррекций многих действующих КА. Методы поиска КА после маневра или орбитальной коррекции описаны в статье [Вениаминов, 2010].

Приведенная классификация не претендует на полноту и универсальность, да идеальной классификации и не существует. Некоторые классы пересекаются между собой: низкие орбиты и солнечно-синхронные, геосинхронные и геостационарные. Приведенные классы могут не покрывать всего многообразия околоземных орбит, например, в зависимости от того, что в каждом конкретном случае понимается под классом средневысоких орбит или какие орбиты относить к высоким и сверхвысоким.

## 1.2. Системы контроля космического пространства

Прежде всего, контролю должны подлежать крупные космические объекты. По обнаруженным должен вестись динамический каталог, в котором содержатся сведения о назначении КО, их принадлежности, состоянии, параметрах орбит, различных некоординатных характеристиках и пр. Эта информация подлежит регулярному уточнению по результатам наблюдений КО. Для выполнения этих функций требуется создание достаточно дорогой сети средств наблюдения — системы контроля космического пространства.

В мире в настоящее время существуют только две такие системы, способные систематически и достаточно эффективно решать эту задачу. Это системы контроля космического пространства (СККП) России и США. Они создавались вовсе не для мониторинга засоренности ОКП. Главная их задача — обнаружение ИСЗ, представляющих опасность для своей страны с военной точки зрения. Принадлежат они национальным Министерствам обороны. Для выполнения этой задачи необходимо контролировать не только действующие КА, но и все крупные КО, на фоне которых и выявляются опасные с военной точки зрения объекты. Это условие, а также поскольку системы «делались на совесть» и их реальные характеристики перекрывают заданные начальные требования, они могут решать более широкие задачи. В этом смысле космическому мусору «повезло».

**Российская СККП.** В начале 60-х гг. прошлого века политическое и военное руководство Советского Союза пришло к выводу о необходимости организации в военных и народно-хозяйственных целях непрерывного наблюдения за КО искусственного происхождения в ОКП. В 1962 г. вышло Постановление правительства «О создании отечественной службы контроля космического пространства». В основу постановления были положены предложения и результаты исследований группы специалистов ЦНИИ-45 МО. В соответствии с этим постановлением в институте создается специальное управление для разработки необходимых проектных документов, ведения службы ККП и обучения специалистов по ККП. У истоков создания российской СККП стояли такие крупные ученые, как доктор технических наук М. Д. Кислик, П. Е. Эльясберг и член-корреспондент АН СССР Н. П. Бусленко.

В 1963–1966 гг. под руководством ЦНИИ-45 МО был создан Центр контроля космического пространства (ЦККП) (Ногинск Московской области).

К началу 1970-х гг. в ОКП находилось уже более 3000 крупных КО. Но ЦККП смог каталогизировать лишь немногим более 500 КО.

Ввиду активного освоения ОКП было принято решение о максимальном привлечении к наблюдениям за КО практически всех информационных средств, способных обнаруживать и сопровождать КО. В первую очередь системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН) и системы противоракетной обороны (ПРО). Вместе с тем, разрабатывались и специализированные средства наблюдения КО — оптико-электронный комплекс

«Окно» (рис. 1.2.1) в Таджикистане и радиооптический комплекс распознавания «Крона» на Северном Кавказе. Но процесс ввода в эксплуатацию таких мощных средств довольно долгосрочный. Поэтому, по инициативе ЦНИИ-45 МО на базе астрономических и астрофизических обсерваторий АН СССР и союзных республик, астрономических средств некоторых вузов, с 1976 г. начала создаваться наземная сеть оптических средств (НСОС). Долгое время (до принятия на вооружение оптико-электронного комплекса «Окно») она была единственным источником измерений по высоким КО, в том числе геостационарным.



**Рис. 1.2.1.** Оптико-электронный комплекс «Окно»

К началу 1990-х гг. ЦККП сопровождал уже более 5500 КО, в том числе высокоэллиптические и стационарные КО на высотах до 40 000 км.

В 1992 г. между российскими и американскими специалистами была достигнута договоренность об обмене каталогами КО национальных СККП. В том же году состоялся первый обмен. Через год организуется российско-американский научный семинар по ККП, который продолжает успешно функционировать и сегодня. В конкретной форме началось сотрудничество между российской и американской системами, в ходе которого выполнен ряд успешных работ по совместному контролю входа в атмосферу и падения на Землю крупных КО, а также проведен космический эксперимент ODERACS.

В 1999 г. был сдан в эксплуатацию комплекс «Крона» и в опытную эксплуатацию — первая очередь комплекса «Окно», расположенного на высоте 2200 м и контролирующего КО на высотах 2000...40 000 км. Комплекс «Окно» стал основным источником измерительной информации по стационарным и высокоэллиптическим объектам, при этом НСОС продолжала поставлять важную дополнительную информацию и привлекаться для проведения экспериментальных работ в космосе и наблюдению аварийных КА [50 лет..., 2010; Севастьянов, Давиденко, 2003]. В 2003 г. был сдан в опытную эксплуатацию радиотехнический комплекс «Момент», который стал поставлять прежде всего некоординатную информацию о радиоизлучающих КА.

До распада СССР российская СККП располагала средствами наблюдения, расположенными как в России, так и на территориях союзных республик. В настоящее время система использует в основном российские территориальные СН (преимущественно СПРН и ПРО), а также некоторые РЛС и электронно-оптические средства на арендуемых территориях стран СНГ.

Российская СККП, будучи информационной системой Вооруженных Сил РФ двойного назначения, выполняет и военные, и гражданские функции, в том числе связанные с международным взаимодействием, и находится в режиме постоянного боевого дежурства [Батырь и др., 2006а; Гаврилин, 2008; Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004; СККП России..., 2007].

#### *Основные функции СККП:*

- сбор и обработка позиционных и некоординатных измерений от средств наблюдения;
- идентификация измерений с орбитами каталогизированных КО;
- обнаружение новых КО и определение их начальных орбит;
- уточнение орбит каталогизированных КО;
- планирование наблюдений, расчет и выдача целеуказаний СН;
- прогнозирование движения КО;
- предсказание сближений КО и их возможных столкновений;
- определение некоординатных характеристик КО;
- определение массогабаритных, конструктивных, отражательных и излучательных характеристик КО, параметров собственного движения относительно центра масс;
- классификация КО по типу (КА, РН, элемент запуска или функционирования КА, фрагмент разрушения и т. п.);
- распознавание КА (определение его государственной принадлежности, целевого назначения, степени опасности, функционального состояния и т. д.);
- расчет продолжительности существования КО, определение времени и возможного района падения;
- оценка космической обстановки;
- ведение главного каталога СККП.

Для реализации этих функций в ЦККП поступает большой объем измерительной информации от широкой сети СН [50 лет..., 2008; Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004, 2005; СККП России..., 2007; Шилин, Олейников, 2007].

#### *Специализированные средства:*

- радиооптический комплекс «Крона» на Северном Кавказе, включающий РЛС дециметрового диапазона, РЛС сантиметрового диапазона, лазерный оптический локатор;
- оптико-электронный комплекс «Окно» в Таджикистане, включающий четыре оптико-электронные станции обнаружения ВОКО и две оптико-электронные станции сбора информации [Севастьянов, Давиденко, 2003];

- радиотехнический комплекс контроля излучающих КА «Момент» под Москвой.

#### *Взаимодействующие информационные средства:*

- РЛС «Днепр» (Мурманск, Иркутск, Россия; Гюльшад, Казахстан);
- РЛС «Дунай ЗУ» (Подмосковье, Россия);
- РЛС «Дарьял» (Печора, Россия; Мингечаур, Азербайджан);
- РЛС «Волга» (Беларусь);
- РЛС «Воронеж» (Ленинградская область, Армавир, Россия);
- многофункциональная РЛС ПРО «Дон 2Н»;
- квантово-оптические системы Космических войск.

#### *Привлекаемые средства:*

- наземные оптические средства наблюдения космического пространства, принадлежащие различным гражданским организациям (РАН, высшие учебные заведения и др.); ежесуточно они поставляют в ЦККП тысячи единиц измерений по геостационарным КО, что позволяет освободившийся ресурс специализированных оптических средств использовать для наблюдения КО на высокоэллиптических орбитах (сложных с точки зрения точного прогнозирования движения).

Недостаточный парк СН, их отсутствие на многих долготах и широтах обуславливает значительную ограниченность обзора ОКП. Данные измерений передаются практически в реальном времени в Центр контроля космического пространства (ЦККП), где на основе их обработки ведется динамический каталог КО [Батырь и др., 2006б; Гаврилин, 2008; Диалектика..., 2011; СККП России..., 2007; Шилин, Олейников, 2007; Batyr et al., 1993b; Space..., 2010].

Чтобы покончить с зависимостью от других стран, в России вводятся в эксплуатацию шесть новых РЛС с фазированной решеткой типа «Воронеж» с размещением их вдоль западной, юго-восточной и южной границ. Первые две уже размещены в Лехтуси и Армавире. Причем армавирская РЛС имеет такое же покрытие пространства, как и РЛС СПРН в Габале (Азербайджан), что позволит обнаруживать запуски ракет со Среднего Востока [50 лет..., 2010; Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004; Hays, 2007; The SSS..., 2006; Rumsfeld..., 2002; Verger, 2007; Space..., 2010].

**СККП США.** Как и российская СККП, она наряду со специализированными СН, использует также средства других систем и организаций, которые привлекаются «по-возможности» и «по мере необходимости». На нее работают около 30 радаров и оптических средств, размещенных на 16 площадках [Improving..., 2006; Space..., 2010]. Основными считаются [Solodyna, Banner, 2000] (рис. 1.2.2).

Средства наблюдения, используемые в интересах ККП, делятся на три категории: специализированные (*dedicated*), задача которых — контроль космического пространства; сотрудничающие (*collateral*) — СН космического командования ВВС США, предназначенные для предупреждения

о ракетном нападении; привлекаемые (*contributing*), принадлежащие другим государственным ведомствам и частным организациям и поставляющие данные наблюдений для СККП по контрактам.

*Специализированные:* узкодиапазонные радары частотного UHF-диапазона модернизированной системы NAVSPASUR (с перспективой перехода на радары S-диапазона) и Эглин; с 2003 г. радар L-диапазона Cobra Dane (о-в Шемайя, Аляска) [Stansbery, 2004]; электронно-оптические AMOS/MOTIF (о-в Мауи, США), Socorro (Нью-Мексико), MOSS (Морон, Испания), Диего Гарсиа (одноименный остров).



**Рис. 1.2.2.** Размещение СН, используемых СККП США

*Сотрудничающие:* радары UHF-диапазона: Клир, Бил, Парк, Туле (Гренландия), Отис, Файлингдейлс (Великобритания).

*Привлекаемые:* ALTAIR (UHF- и VHF-диапазоны), TRADEX (L- и S-диапазоны), ALCOR (С-диапазон), MMW (Ka- и W-диапазоны), Кайена Пойнт (С-диапазон) — все пять на островах в Тихом океане; Миллстоун (L-диапазон), «Хэйстэк» (X-диапазон), ХЭКС (Ku-диапазон).]

Есть также средства пассивного обнаружения бортовых радиосигналов, т. е. средства радиотехнического контроля (PRF) [Veniaminov et al., 2007].

Важная составляющая американской СККП, которая вносит значительный вклад в контроль космоса, — наземный электронно-оптический комплекс зондирования глубокого космоса ГЕОДСС (GEODSS — Ground-based Electro-Optical Deep Space Surveillance). В свое время он заменил устаревшие камеры Бейкер-Нанн. Сегодня действуют три штатных поста этого комплекса: в Сокорро, Нью-Мексико, на о-ве Мауи, Гавайи, и на о-ве Диего Гарсиа, британская территория в Индийском океане (рис. 1.2.3). Существовала также станция в Южной Корее, но она была закрыта в 1993 г. по причинам смога от ближайшего города, неблагопри-



ятных климатических условий и больших расходов на содержание. Есть еще передислоцируемый телескоп на американской авиабазе Морон в Испании — по сути дочерняя станция комплекса ГЕОДСС.



**Рис. 1.2.3.** Пост ГЕОДСС на о-ве Диего Гарсиа

Комплекс ГЕОДСС контролирует высоты от 4500 км до геосинхронных орбит и выше. Каждый пост располагает тремя телескопами с апертурой 1,02 м и полем зрения 2°, оснащенными ПЗС-камерами и наблюдает за ночь более 3000 КО [United..., 2010].

СККП США уверенно обнаруживает и сопровождает НОКО размером более 10 см. Центр контроля получает до 500000 измерений ежедневно. В 2010 г. объем официального каталога СККП США составлял более 21 000 КО [Space..., 2010]. Раньше этот каталог, в ограниченном объеме и с заниженными точностями элементами орбит, был в свободном доступе в Интернете. С 2004 г. США ограничили этот доступ в интересах национальной безопасности [National..., 2003; Space..., 2010].

*Основные функции СККП США следующие:*

- предсказание места и времени входа КО в плотные слои атмосферы;
- предотвращение ложных тревог в случаях, когда входящий в атмосферу КО может восприниматься радаром как ракетное нападение;
- определение текущего положения КО и параметров его орбиты и предсказание будущего значения;
- обнаружение новых техногенных объектов в космосе;
- ведение динамического каталога техногенных КО;
- определение государственной принадлежности КО, входящего в атмосферу;
- информирование НАСА о КО, представляющих угрозу для полетов МКК «Шаттл», действующих ИСЗ и МКС.

Как видно, задачи российской СККП и СККП США во многом схожи, однако есть и различия, в том числе в приоритетах задач.

До 2003 г. функции американской СККП были как в ведении ВВС США, так и их Военно-морских сил. Средства контроля тоже делились между

этим ведомствами. Раньше СККП США имела два ЦККП — основной в горе Шиен в штате Колорадо и запасной (принадлежавший ВМФ США) в Дальгрене штата Вирджиния [Chamberlain, Slauenwhite, 1993]. Функции СККП, прежде всего в части получения и обработки измерительной информации также были разделены. Основной ЦККП отвечал за координатную (позиционную) информацию и слежение за КО, а запасной — за некоординатные данные и идентификацию и распознавание ИСЗ. Тем не менее, оба центра в конце концов владели и той, и другой информацией.

ВМФ имел в своем распоряжении очень мощный радиолокационный комплекс NAVSPASUR, существовавший с 1960-х гг. Он состоял из трех передающих (излучающих) и шести приемных РЛС, размещенных по дуге через всю южную часть территории США. Это был полный мультистатистический радиолокационный интерферометр непрерывного излучения в частотном диапазоне VHF. Каждый приемник мог принимать сигнал, посланный любым передатчиком комплекса и отраженный от КО. Но система состарилась, и была принята программа ее модернизации. Она включала переход на S-диапазон (~3,5 ГГц), повышение чувствительности (обнаружение КО размером 5 см на высоте 1000 км). Точность осталась прежней, емкость каталога — до 100 000 КО. В 2003 г. выполнение этой программы вместе с функциями ККП, персоналом и фондами было передано из ВМФ в ВВС США [Schumacher, 2007]. Есть сведения, что такой каталог уже имеется у модернизированной СККП США. В нем содержится информация и о более мелких КО.

В то же время, ЦККП, базировавшийся в горе Шиен, в августе 2007 г. переведен в район авиабазы Ванденберг в Калифорнии и переименован в Объединенный центр космических операций (Joint Space Operations Center (JSOC)).

В июне 2009 г. ВВС США выделили 90 млн дол. на три контракта с компаниями «Локхид Мартин», «Рейтеон» и «Нортроп Грумман» по разработке концепции S-диапазонного радиолокационного «забора», который по замыслу существенно улучшит возможности СККП США как в отношении глобальности покрытия низкоорбитальной и средневисотной областей ОКП, так и в способности обнаруживать КО размером в несколько сантиметров. Эта система будет размещена в трех географически разнесенных местах, в каждом из которых должны находиться приемно-передающая пара РЛС. Начало функционирования первой пары планируется на 2015 г. [Lockheed..., 2009; Morales, 2009; Space..., 2010; Scully, 2007; US Strategic..., 2007].

Определенный вклад в информационный поток СККП США вносил экспериментальный космический сенсор видимого диапазона (Space Visible Sensor — SVS), выведенный в 1996 г. на борту ИСЗ MSX (Midcourse Space Experiment), который завершил свою миссию в июне 2008 г. (рис. 1.2.4.) [Butler, 2008; Space..., 2010; United..., 2010].

Эксперимент плавно перерос в разрабатываемую СККП космического базирования (SBSS — Space Based Surveillance System) с целью расширения



**Рис. 1.2.4.** КА «MSX» (прототип SBSS)

Но это не главная цель SBSS. Поскольку ее хозяин — Министерство обороны США, она позиционируется как *«космическая система с оптическими сенсорами на борту КА, предназначенная для слежения и идентификации КА военного назначения в глубоком космосе с целью обеспечения оборонительных и наступательных противокосмических операций»* [Space..., 2010]. Запуск первого КА SBSS неоднократно переносился. Последний раз он намечался на 8 июля 2010 г., но также был отложен на неопределенный срок из-за проблем с РН «Минотавр-IV». На программу выделено 824 млн дол. Система из нескольких КА будет оснащена оптическими телескопами и способна контролировать каждый спутник на ГСО по крайней мере 1 раз в 24 ч.

Вообще-то, в США разрабатываются две СККП космического базирования. Об одной мы только что рассказали. Вторая — «микро-СККП», состоящая из наноспутников, называется АНГЕЛС (ANGELS — Autonomous Nanosatellite Guardian for Evaluating Local Space, т. е. Автономная охранная система для мониторинга локального космоса). Ее КА смогут приближаться к геостационарным КА и проводить их инспекцию с помощью бортового телескопа. Они также будут оборудованы датчиками контроля облучения их радаром. Эти системы помогут США существенно расширить объем каталога КО и повысить его точность [US Air..., 2010].

Несмотря на принадлежность СККП США военному ведомству, ее не-секретные данные доступны всем, вовлеченным в решение проблем КМ, и, в первую очередь, НАСА, ЕКА и IADC. Другие операторы, в том числе научные учреждения, могут использовать данные каталога КО СККП США на коммерческой основе по контрактам через программу «Коммерческие и зарубежные потребители». Пилотный проект получения такой информации через вэб-сайт был запущен в 2004 г. . Уже зарегистрировано более 25 000 пользователей этой программы [Bureaucrasy..., 2008; Space..., 2010; Space Surveillance..., 2010].

В обеих СККП (российской и американской) РЛС используются для наблюдения за КО, расположенными преимущественно на низких высотах, а оптические и электронно-оптические — на высоких. Хотя СККП США располагает и радарными глубоким зондирования космоса для контроля ГСО.

С помощью радиотехнических средств получают в основном некоординатную информацию только по действующим, более того, излучающим ИСЗ и преимущественно по целеуказаниям. Режим контроля космоса можно назвать режимом «по заявкам в допустимые интервалы времени». Иными словами, ОКП не наблюдается непрерывно и не во всех своих областях. КО могут обнаруживаться, теряться и находиться снова. Каталоги КО обеих СККП содержат информацию об объектах размером более 10...20 см, хотя в последние годы они заметно расширяются в сторону меньших размеров.

**Потенциальные СККП других стран.** В 1989 г. Франция предложила создать международную наземную СККП [Space..., 2010; Federation of American Scientists, Joint Data Exchange Center (JDEC), 2010], однако до сих пор заметного продвижения в этом направлении нет. Многие страны работают над планами создания собственных СККП. BBC Франции 22 декабря 2005 г. ввели в эксплуатацию РЛС GRAVES, которая должна стать основой будущей Европейской СККП [A GRAVES Sourcebook, 2006; Selding, 2007] (рис. 1.2.5, 1.2.6).

В Германии в 2009 г. в Uedem открылся Германский центр оценки космической обстановки с главной задачей координировать усилия по защите немецких ИСЗ от орбитальных столкновений [Selding, 2010]. В 2009 г. центр (с использованием данных американской СККП) зафиксировал для пяти своих спутников 800 сближений с элементами КМ, 32 из которых оказались на расстоянии менее 1 км. В одном случае потребовался маневр уклонения от столкновения.

СККП разрабатывает и Великобритания [Successful..., 2006].

ЕКА весной 2005 г. объявило о завершении работ по созданию первой очереди СККП, информационной основой которой стала РЛС французских BBC GRAVES, и о планах ввода ее в эксплуатацию [Michal et al., 2005]. Предполагалось, что к 2010 г. Европейская СККП будет контролировать 87 % каталога КО США, а к 2015 г. — 95 % [Donath et al., 2005]. Однако до сих пор система не заработала.

Тем не менее, ЕКА определило ККП как один из трех своих главных приоритетов [Donath et al., 2008, 2009; Space..., 2010]. Правда, этот европейский орган сейчас уже имеет другое название — Европейская система оценки космической обстановки (ЕСОКО) — European Space Situational Awareness System (ESSAS) и построена система по несколько иному принципу. Собственно СККП — это подсистема ЕСОКО. (Для сравнения, в российской и американской системах оценка космической обстановки считается одной из их функций.) Главная цель ЕСОКО, кроме централизованного управления средствами наблюдения, — получение и обновление сведений:

- о сопровождаемых КО;
- космической среде (мало- и среднеразмерных несопровождаемых КО, излучениях и т. п.);
- космических угроз (возможных и реальных столкновениях, взрывах, входах в плотную атмосферу крупных КО; помехах работе действующих КА; электризации, старении и деградации поверхности КО; механических воздействиях со стороны КМ и т. д.).



**Рис. 1.2.5.** Передающие антенны РЛС GRAVES



**Рис. 1.2.6.** Приемная антенна РЛС GRAVES (вид с воздуха)

СН, с которыми начнет работать ЕСОКО, — это существующие европейские средства:

- бистатический обзорный радар Graves (Франция) с рабочей частотой в VHF-диапазоне — для обнаружения КО на низких орбитах;
- L-диапазонный радар Tira (Германия) — для слежения за КО на низких орбитах;
- оптические системы Starbrook (Кипр), ZimSmart (Берн), Tarot (Франция и Чили) — для обзоров ГСО;
- оптические системы EsaSDT (Тенерифе), Starbrook (Кипр), ZimSmart (Берн), Tarot (Франция и Чили) — для слежения за КО на ГСО;
- существующие источники информации и бортовые инструменты КА Proba-2 и Swarm — для измерения параметров термосферы и ионосферы;
- бортовые датчики на КА Metop, Jason-2, SAC-D, Galileo IOVs и ультрафиолетовые солнечные датчики на КА Proba-2 — для мониторинга излучений;

- наземные, работающие в парковых режимах, и бортовые детекторы — для мониторинга несопровождаемых малоразмерных КО.

Все эти сотрудничающие и привлекаемые на начальном этапе СН впоследствии будут дополнены специализированными средствами в следующем предполагаемом составе:

- бистатическая РЛС UHF-диапазона (рабочая частота 435 МГц) с полем обзора  $180^\circ$  по азимуту и  $20^\circ$  по углу места (от  $20^\circ$  до  $40^\circ$ ), способная на дальности 1000 км наблюдать сферу диаметром 10 см, возможное место дислокации — Испания, задача — обзор области низких орбит [Muller, 2009];
- РЛС S-диапазона (рабочая частота  $3,2 \pm 2,0$  ГГц) с возможностью наблюдения 10-сантиметровой сферы на дальности 1500 км, поле зрения  $0,6^\circ$ , зона ответственности — от горизонта до горизонта, возможное место размещения — Куру, задача — слежение за НОКО по целеуказаниям;
- две оптические системы с апертурой 0,4 м, полем зрения  $6 \times 6^\circ$  с размещением в Тенерифе и на Маркизовых островах, задача — обзоры области полусинхронных орбит;
- четыре оптические системы с апертурой 0,5 м по одной в Тенерифе, на Кипре, в Перте и на Маркизовых островах, задача — слежение за КО в области полусинхронных орбит и ГСО по целеуказаниям;
- космический телескоп на солнечно-синхронной платформе с апертурой 0,3 м, полем зрения  $10 \times 10^\circ$ , задача — обзоры ГСО и наблюдение по целеуказаниям;
- бортовые детекторы на солнечно-синхронной платформе для регистрации и измерения излучений и мониторинга несопровождаемого КМ;
- измерительные кампании в парковых режимах наземных специализированных СН с целью мониторинга некаталогизированного КМ;
- геостационарный релейный ИСЗ для мониторинга космической погоды.

Уже в настоящее время, еще до официального ввода в строй ЕСОКО ЕКА обладает большими возможностями по наблюдению КМ (см. ниже).

С вступлением в IADC в 1995 г. Китай стал проявлять настойчивый интерес к созданию собственной СККП. В 2005 г. Китайская академия наук основала исследовательский центр для мониторинга космического пространства. Для поддержки китайских космических программ была создана Система слежения, телеметрии и управления, которую можно считать прообразом СККП. Она включает шесть наземных РЛС на территории Китая, по одной в Намбии и Пакистане, и четыре корабля слежения за ИСЗ [Chinese Space..., 2005].

В конце 2007 г. официальные лица Китая объявили о начале работы над большим проектом ККП. В систему его средств будут включены две линии обсерваторий: одна вдоль меридиана  $120^\circ$  в.д., другая вдоль 30-й параллели. Готовность — в 2010 г. [China..., 2006; Xiaodan, 2008; Zhou, Liu, 2006]. К 2010 г. Китай уже располагал 20 станциями наблюдения за спут-

никами, работа которых координировалась из Ксяньского центра контроля космоса [China..., 2008].

В соответствии с очередной программой модернизации будут обновлены алгоритмы определения орбит и повышены возможности слежения за ИСЗ, представляющими потенциальные цели для применения противоспутникового оружия [China..., 2006; Space..., 2010].

Канада разрабатывает оптическую систему «Сапфир» космического базирования для наблюдения за КО на высоких орбитах (от 6000 до 40 000 км). Предполагается, что данные ее наблюдений будут поступать в каталог СККП США. Канадское космическое агентство планирует в 2011 г. запуск низкоорбитального ИСЗ с функциями контроля космического пространства, бортовая аппаратура которого будет способна обследовать высоты от 15 000 до 40 000 км [Harvey et al., 2007; Maskell, Oram, 2008; Wattie, 2006].

### 1.3. Возможности современных средств наблюдения КМ

Самый банальный, но и самый надежный (относительно гарантированный) способ получения информации о КМ — непосредственное наблюдение его с помощью разнообразных средств. К сожалению, с помощью существующих средств обнаруживается и каталогизируется лишь небольшая доля общей популяции КО, в том числе КМ.

Как уже говорилось в предыдущем разделе, средства наблюдения, используемые СККП, способны обнаруживать и контролировать в штатных режимах в основном КО размером более 10...20 см. Проводятся исследования с целью снижения этого порога. Как выяснилось, это возможно при использовании средств контроля в нештатных (экспериментальных) режимах. Например, при проведении космического эксперимента ODERACS-1 в 1994 г. РЛС «Дон-2Н», работая в нештатном режиме, раньше американских средств контроля обнаружила сферу с наименьшим диаметром ~5 см на высоте ~352 км (при наклонной дальности до цели 500...800 км) [Оружие..., 2008; Batyr et al., 1995; Radar..., 1996].

#### Радиолокационные средства наблюдения (наземного базирования)

РЛС, ввиду присущих им особенностей, предпочтительнее использовать для контроля низких орбит. Их *достоинства* по сравнению с оптическими средствами:

- возможность наблюдения вне зависимости от времени суток, погодных условий, естественной освещенности цели;
- высокая производительность и, в частности, обнаружительная способность, определяемая рабочей частотой радара, излучаемой мощностью, параметрами антенны и т. п.;
- возможность одновременного контроля большого количества целей (до нескольких сотен);

- допускаются самые высокие скорости пересечения целью зоны действия радара;
- более простое, чем в оптических средствах, программно-алгоритмическое обслуживание процесса измерений.

*Недостатки радиолокационных средств:*

- практически невозможны передислоцируемые варианты;
- высокая стоимость создания и обслуживания РЛС;
- чрезмерно большое потребление электроэнергии во время работы;
- экологическая небезопасность;
- возможная неоднозначность измерений, в частности, при определении размеров наблюдаемого КО;
- зависимость чувствительности от четвертой степени расстояния до наблюдаемой цели.



**Рис. 1.3.1.** РЛС «Дон-2Н»

Из действующих отечественных РЛС для наблюдения КМ, пожалуй, более всего подходит многофункциональная РЛС кругового обзора «Дон-2Н» (рис. 1.3.1), предназначенная для обнаружения баллистических целей, их сопровождения (до 100 целей), определения координат и наведения противоракет (нескольких десятков) при контроле воздушного пространства России и стран Содружества. [Гаврилин, 2008; Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004, 2008]. Это единственная станция в мире из принявших участие в космическом эксперименте ODERACS (см. ниже справку), которая, как уже упоминалось ранее, первой обнаружила самую маленькую стальную сферу и передала измерения в Джонсоновский космический центр НАСА [Оружие..., 2008; Batyr et al., 1995; Radar..., 1996]. После этого эксперимента НАСА порекомендовали привлечь станцию «Дон-2Н» к наблюдению КМ.

Это моноимпульсная радиолокационная станция сантиметрового диапазона с крупномодульными фазированными активными антенными решетками (ФАР), электронным управлением характеристиками и положением в пространстве передающей и приемной диаграммами направленности, цифровой обработкой радиолокационных сигналов. В 1989 г.



станция была принята на вооружение, а в 1996 г. — поставлена на боевое дежурство.

Радиолокационная станция «Дон-2Н» обеспечивает одновременный обзор всей верхней полусферы в зоне ответственности комплекса. Она отличается высокой помехозащищенностью, адаптивностью к условиям обстановки, высокой информативностью, модульностью построения и высокой степенью автоматизации. В настоящее время «Дон-2Н» входит в состав системы ПРО центрального промышленного района А-135 и может использоваться в системах ПРН и ККП.

После обнаружения целей станция их сопровождает, автоматически отстраивается от помех и селекционирует ложные объекты. Станция такого типа развернута и на полигоне Сары-Шаган (Казахстан), но в усеченном варианте.

В мирной обстановке РЛС «Дон-2Н» работает в режиме малой излучаемой мощности [Диалектика..., 2011; Оружие..., 2004, 2008].

**Справка.** *Космический эксперимент ODERACS (Orbital Debris Radar Calibration Spheres), целью которого были проверка обнаружительных возможностей и калибровка РЛС и некоторых оптических средств, проводился NASA в два этапа, соответственно, в 1994 и 1995 гг. (ODERACS-1 и ODERACS-2). С борта МКС «Шаттл» выбрасывались металлические сферы трех размеров — 6, 4 и 2 дюйма в диаметре (соответственно, ~15, 10 и 5 см) — а также диполи. В работе по сферам принимали участие и некоторые российские РЛС UHF-, S- и C-диапазонов. Они обнаружили и сопровождали 15- и 10-сантиметровые сферы с первого их прохождения через зоны действия станций, за исключением РЛС UHF-диапазона, которая устойчиво наблюдала 10-сантиметровые сферы только после снижения порога чувствительности и установки специального программного шумоподавляющего фильтра. 5-сантиметровые сферы обнаружили и сопровождали только РЛС S- и C-диапазонов. Особый интерес представляют результаты работы многофункциональной РЛС ПРО кругового обзора C-диапазона «Дон-2Н». Ее частотный диапазон и потенциальные характеристики практически идеально соответствовали задачам эксперимента — оценить возможности РЛС по обнаружению малоразмерных КО и измерению их ЭПР. В работе по пятисантиметровым сферам использовалась нештатная (экспериментальная) программа с некогерентным накоплением эхо-сигнала. В каждом прохождении сферы сопровождалась вплоть до выхода из зоны действия. По результатам работы обе стороны (американская и российская) пришли к выводу, что РЛС «Дон-2Н», работая в указанном режиме, надежно обнаруживает КО размером до 5 см в секторе 100...200° на дальности 500...800 км и устойчиво сопровождает их до границы 900...1500 км. РЛС может быть рекомендована в качестве адекватного сенсора для исследования и мониторинга засоренности низких орбит ОКП малоразмерным техногенным КМ (до 5 см). Для слежения за более мелким КМ или увеличения предельной дальности гарантированного обнаружения может быть использовано более продолжительное некогерентное накопление большего числа эхо-сигналов — до 100 и более, тогда как в эксперименте*

*ODERACS-1* накапливалось не более 10 эхо-сигналов. Для повышения эффективности обнаружения может потребоваться разработка более совершенных поисковых режимов, теоретическая основа для которых разработана в статьях [Вениаминов, 1984, 2010; Veniaminov, 1993]. В процессе проведения *ODERACS-1* Россия и США обменивались измерительной информацией, точность которой при сравнении оказалась примерно одинаковой [Batyur et al., 1995; Potter et al., 1996].

Эксперимент *ODERACS* не был оригинален. Еще до его проведения в СССР в 1993 г. был осуществлен аналогичный эксперимент «Пион» по исследованию вариаций плотности верхней атмосферы. Дело в том, что определение и прогнозирование вариаций плотности атмосферы — самое слабое место в прогнозировании движения НОКО. Без их корректного учета точность предсказания положения НОКО на сколько-нибудь длительный и не очень длительный срок резко падает. Поэтому баллистики используют любую возможность уточнения параметров верхней атмосферы. Итак, две пассивные калибровочные сферы «Пион-5» и «Пион-6» были выведены на низкую орбиту с помощью КА «Ресурс-Ф». Время их орбитального существования составило 22 и 23 дня. В течение этого периода российская СККП вела регулярные наблюдения сфер. На основании полученных измерений рассчитывались их точные координаты и значения баллистического коэффициента. Эксперимент помог определить более точно текущие вариации плотности атмосферы и, как следствие, существенно повысить точность прогнозирования движения НОКО во время эксперимента. Интервал прогноза составлял от 1 до 6 сут. Для расчетов плотности атмосферы использовалась ее динамическая модель ГОСТ-25645.115-84. Апостериорный анализ всех данных эксперимента подтвердил целесообразность оперативного определения вариаций плотности атмосферы и использования результатов для улучшения точности прогнозирования орбит. Полный набор оценок вариаций, полученный в различных геогеофизических условиях, имеет независимую научную ценность и может быть использован для построения более точной модели плотности атмосферы. [Batyur, 1993a].

Из радаров США, регулярно привлекаемых Комитетом IADC к кампаниям наблюдений КМ, наиболее эффективны следующие.

**«Аресибо».** Радиоастрономическая обсерватория в Пуэрто-Рико, расположенная на широте 18° N, — Национальный центр астрономии и ионосферы США (рис. 1.3.2). Крупнейший в мире радиотелескоп с 1963 г. (дата ввода) эксплуатируется Корнельским университетом США. Диаметр рефлектора 305 м, глубина зеркала 51 м, поверхность сферическая, собирающая площадь 73 000 м<sup>2</sup>. Рабочий диапазон радиочастот 50 МГц – 10 ГГц (длина волн от 3 см до 1 м). Фокусное расстояние 132,5 м. Для проведения радиолокационных исследований в обсерватории используется передатчик мощностью 500 кВт. В кампаниях по наблюдению КМ использовалась рабочая длина волны радиоизлучения 10 см (частота 3 ГГц).

**«Голдстоун» (Goldstone)** — бистатический радиолокационный комплекс дальней космической связи НАСА в Южной Калифорнии (32,24° с. ш.) —



**Рис. 1.3.2.** Радиотелескоп обсерватории «Аресибо» [www.fototerra.ru\_files]

Комплекс оснащен одним из крупнейших в мире радиотелескопов бистатического режима работы с 35-метровой передающей и 70-метровой принимающей антеннами, разнесенными на 497 м. Передающая антенна ориентирована в направлении  $1,5^\circ$  от зенита, приемная —  $1,441^\circ$  от зенита. Для наблюдения КМ используется радиочастотный диапазон с рабочей длиной волны 3,5 см (частота 10 ГГц). Средняя излучаемая мощность 460 кВ. Ширина луча по уровню 3 дБ составляет  $0,021^\circ$ . К сожалению, система не может работать в моноимпульсном режиме, что позволило бы определять, как обнаруженная частица КМ проходит относительно бисектрисы луча. Это приводит к неопределенности в измерении ЭПР КО (измеренная ЭПР оказывается меньше истинной) и неточности определения таких орбитальных элементов, как наклонение и эксцентриситет. Тем не менее, система позволяет получать ценную информацию о размере, радиальной скорости и высоте КО. При обработке от 1 до 5 % измерений бракуются как полученные с помощью боковых лепестков. В измерительной кампании 1998 г. за 146 ч работы система обнаружила 3070 КО, т. е. новый объект выявлялся в среднем каждые 3 мин.

Предельный размер наблюдаемых КО — 2 мм на дальности 1000 км. Измерения радара используются также для калибровки моделей засоренности, в частности, модели ORDEM. На рис. 1.3.3 показан комплекс «Голдстоун» с инфраструктурой, размещенный в пустыне Мохав (верхний снимок), передающая и приемная антенны (два нижних снимка) [IADC..., 2006; Matney et al., 1998; Stokely, 2004.]

В Вестфорде, штат Массачусетс, находится линкольновский комплекс ККП, состоящий из трех радиолокационных станций, управляемый Линкольновской лабораторией Массачусетского технологического института. Это «Миллстоун», «Хэйстэк» (рис. 1.3.4) и ХЭКС. Кроме них

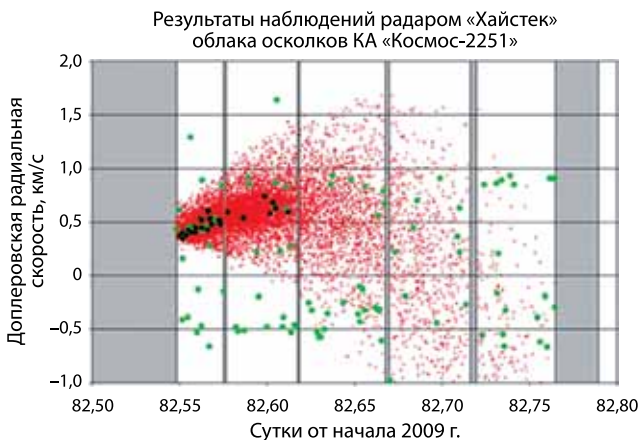
36 в Вестфорде есть еще передвижной радар УНФ-диапазона и большой стационарный ионосферный радар (тоже УНФ-диапазона) с осью, направленной в зенит.



Рис. 1.3.3. Бистатическая РЛС Голдстоун. Передающая и приемная антенны

**«Миллстоун» (Millstone)** — узкодиапазонная РЛС, имеет статус привлекаемой к СККП США и используется в основном для обнаружения и наблюдения ВОКО, хотя способна следить и за НОКО. Она дает очень точную координатную информацию по ИСЗ, а также радиолокационные сигнатуры. Рабочий диапазон частот — L.

**«Хэйстэк» (Haystack)** — пожалуй, самая именитая РЛС в части мониторинга мелкого и среднеразмерного КМ. Точное название — радиолокатор построения изображений дальнего действия (Long Range Imaging Radar (LRIR)). Дислоцирован в Тингсборо, штат Массачусетс. Его оператор — Линкольновская лаборатория Массачусетского технологического института, которая выполняет работы в интересах Минобороны США. На рис. 1.3.5 показан весь линкольновский измерительный комплекс,



**Рис. 1.3.4.** Измерения «Хэйстэка» и моделированное облако осколков



**Рис. 1.3.5.** Линкольновский комплекс ККП [Solodyna, Banner, 2000]

Радар «Хэйстэк» большой мощности, диаметр тарелочной антенны 36 м, рабочая частота в X-диапазоне — несущая 10 ГГц (длина волны 3 см), моноимпульсный режим, ширина импульса 1,023 мс, пиковая мощность 400 кВт, частота повторения импульсов 40 Гц, при частоте зондирования 1 МГц, при определении радиальной скорости по Доплеру разрешающая способность — 7,5 км/с, при передаче — правая круговая поляризация, при приеме — правая и левая круговая. Ширина луча 0,05°. Может обнаруживать КО диаметром 1 см на расстоянии 1000 км. Более поздними исследованиями и экспериментами Линкольновской лаборатории была показана возможность повышения чувствительности радара с целью обнаружения частиц размером 0,5 см на расстоянии 1000 км и 0,25 см на высоте полета шаттла [Foster, 2004; Stansbery, 1997].

Из-за очень малого объема зондируемого пространства для получения сколько-нибудь представительного распределения КМ, даже в ограниченной области орбит, приходится собирать данные измерений в течение многих часов наблюдения. «Хэйстэк» работает в «парковом» режиме, т.е. луч фиксируется в определенном направлении. Чаще всего вертикально (угол места  $90^\circ$ ), но используются и другие углы —  $75$ ,  $20$ ,  $10^\circ$ . В наблюдениях фрагментов разрушения китайского спутника «Фенгюнь-1С» использовались фиксированные углы места от  $22$  до  $50^\circ$  [IADC..., 2006; Johnson et al., 2007; Settecerry et al., 1997; Stansbery et al., 1993].

Возможности «Хэйстэка» демонстрирует рис. 1.3.4, на котором представлены данные наблюдений при прохождении через его парковый луч облака осколков ИСЗ «Космос-2251» [Matney, 2010]. По оси абсцисс отложено время, по оси ординат — доплеровская радиальная скорость обнаруженных осколков. Серые полосы слева и справа — периоды времени, когда «Хэйстэк» не проводил измерений. Зеленые точки — КО, по мнению экспертов не относящиеся к данному облаку осколков. Черные точки — КО, входящие в облако осколков. Красные точки — моделированное облако осколков столкновения.

**ХЭКС (НАХ).** Ввиду того, что радар «Хэйстэк» предназначен для работы в интересах Министерства обороны, а его отвлечение на мониторинг засоренности ОКП расходует ресурс не по профилю и требует больших средств, в начале 1990-х гг. был построен радиолокатор ХЭКС (Haystack Auxiliary Radar), специально для наблюдения КМ. Территориально он расположен рядом с «Хэйстэком». Его эксплуатация началась в 1994 г., хотя он был вполне работоспособен уже в 1993 г. В 1994 г. он отработал 371 ч с антенной, направленной в зенит. Оба радара («Хэйстэк» и ХЭКС) показаны на рис. 1.3.6.



**Рис. 1.3.6.** Радары «Хэйстэк» и Хэкс

ХЭКС очень хорошо дополняет «Хэйстэк», но имеет несколько системных отличий. Он излучает меньшую мощность и, следовательно, менее чувствителен, чем «Хэйстэк». Поскольку работает на более высокой частоте, имеет более широкий луч (почти в два раза), то может обнаруживать среднеразмерные НОКО. При этом он более производителен и дешевле в

эксплуатации. «Хэйстэк» из-за больших размеров антенны (и ее инерции) не может после обнаружения цели переключаться на режим слежения, тогда как ХЭКС лишен этого недостатка. У «Хэйстэка» есть еще одно слабое место. Из-за очень узкой диаграммы направленности при наблюдении крупных КО отраженный сигнал может приниматься по боковому лепестку, что вносит искажения (погрешности) при измерении координат цели. ХЭКС, имея диаграмму направленности почти вдвое шире, легче справляется с такими ситуациями.

ХЭКС дает дополнительные данные (к измерениям «Хэйстэка») для юстировки модели НАСА оценки размеров КО [Xu et al., 2005]. Но главное достоинство ХЭКСа по сравнению с «Хэйстэком» — его доступность для измерений КМ. «Хэйстэк», например, большую часть зимы работает на Северо-восточную радиообсерваторию (NEROC) в качестве радиотелескопа, т. е. с удаленным передатчиком.

Основные характеристики ХЭКС: пиковая мощность 50 кВ, рабочая частота 16,7 ГГц, ширина импульса 2,009 мс, частота повторения импульсов 94,46 Гц, диаметр антенны 12,2 м, количество некогерентных импульсов накопления для обнаружении цели 12 [Settecerry et al., 1999; Settecerry, Stansbery, 1997; Stansbery, Settecerry, 1997].

Сравнение возможностей всех трех комплементарных радаров по обнаружению и наблюдению КМ приведено, например, в [Stokely, 2006].



Рис. 1.3.7. РЛС «Кобра Дейн»

«**Кобра Дейн**» (**Cobra Dane**) — национальное радиолокационное средство разведки США, размещенное на о-ве Шемайя, Аляска, на базе ВВС (рис. 1.3.7). Оно создавалось для сбора разведанных об испытательных пусках советских баллистических ракет в сторону п/о Камчатка и Тихого океана. В 1977 г. «Кобра Дейн» (радиолокатор AN/FPS-108), успешно прошло испытания и было передано командованию ПВО. Антенна локатора — фазированная решетка с пассивным электронным сканированием диаметром 29 м, рабочая частота 1215...1400 МГц (L-диапазон, длина волны 23 см). Пиковая мощность 15,4 МВт, излучается 15 360 активными элементами решетки. Главная задача — обнаружение и слежение за межконтинентальными баллистическими ракетами, в том числе

запускаемыми с подводных лодок. Выходная информация — координатная и сигнатурная. Предельный размер обнаруживаемого КО  $\sim 5$  см, так что радар с успехом может использоваться (и неоднократно использовался) для наблюдения КО. В 1994 г. он был выведен из штата ввиду бюджетных ограничений, но в марте 2003 г. снова введен в состав СККП, что способствовало существенному увеличению объема каталога КО СККП США (более чем на 2000 НОКО) [Small..., 1999; Stansbery, 2004].

Кроме американских, в кампаниях IADC использовались и европейские радары.



Рис. 1.3.8. РЛС TIRA

**TIRA** (Вачтберг, Германия). Оператор — FGAN (Research Establishment for Applied Science). Режим работы радара — моностатический. Его антенна — 34-метровый параболический рефлектор в 49-метровом куполе (рис. 1.3.8). В режиме обнаружения и слежения РЛС работает в L-диапазоне (1,333 ГГц) с пиковой мощностью 1 МВт при ширине луча  $0,45^\circ$  по уровню 3 дБ, протяженность импульса составляет 1 мс, частота повторения — 30 Гц. Этот режим позволяет обнаруживать КО размером 2 см на дальности 1000 км. В функции построения изображения радар работает в Ku-диапазоне (16,7 ГГц), пиковая мощность 13 кВт, ширина луча  $0,031^\circ$  по уровню 3 дБ, частота повторения импульсов 55 Гц, разрешение по дальности 15 см. В рамках мониторинга ОКП РЛС использовалась для контроля входа в плотные слои атмосферы крупных КО, таких как «Скайлэб», «Салют-7», «Мир», процессов сближения в космосе и в режиме построения изображений — для контроля целостности КА («Салют-7», «Мир»). [Flury, 2004; Flury et al., 2003].

Система **TIRA/Effelsberg** (Германия). Бистатический режим работы. 34-метровая передающая антенна (TIRA, Вачтберг) и 100-метровая принимающая антенна, работающая в парковом режиме (радиоастрономическая обсерватория в Эффельсберге) (рис. 1.3.9). Антенны расположены на расстоянии 21 км одна от другой. Частотный диапазон — L.



Минимальный размер наблюдаемого КО  $\sim 9$  мм (для сравнения в моностатическом — 2 см). Начиная с 1993 г. радиолокатор уже провел для ЕКА 14 кампаний по наблюдению КМ в парковом режиме. В них изучались КО размером 1...10 см в диапазоне высот от 250 до 2000 км. Кампания 2006–2008 гг. была посвящена бистатической конфигурации совместно с радиотелескопом Effelsberg, который после модернизации был оборудован семилучевым приемником L-диапазона. Кроме улучшенной чувствительности, позволяющей теперь обнаруживать КО размером менее 1 см, новый многолучевой приемник существенно повысил точность измерения ЭПР цели и параметров ее траектории [IADC..., 2006; Letsch et al., 2009].



**Рис. 1.3.9.** 100-метровый радиотелескоп в Эффельсберге, Германия

Система европейских РЛС некогерентного рассеивания **EISCAT** (рис. 1.3.10) (Финляндия/Норвегия/Швеция), включает в себя три ионосферных радара в северной Скандинавии. Моностатический радар VHF-диапазона (рабочая частота 224 МГц) дислоцирован в Тромсо (Норвегия). Моностатический, но с двумя антеннами радар ESR с рабочей частотой 500 МГц размещен в Свальбарде. Трестатический радар UHF-диапазона (рабочая частота 928 МГц, ширина полосы 7 МГц, пиковая мощность 2 МВт, диаметр антенны 32 м) с передающей и приемной антеннами в Тромсо, а также приемными антеннами в Кируне (Швеция) и в Соданкяла (Финляндия).

По контракту с ЕКА радары системы EISCAT были сконструированы таким образом, чтобы, кроме непосредственных, ионосферных наблюдений, они могли бы также наблюдать КМ. Чувствительность радара ESR с его 42-метровой антенной позволяет ему обнаруживать КО диаметром 3,5 см на высоте 1000 км в центре луча. Система функционирует вполне успешно. Например, в наблюдательной кампании 2007–2008 гг. за 7700-часовой период и передатчик, и приемник были в хорошем рабочем состоянии 5000 ч. В течение этого времени зарегистрировано 197 000 пересечений КО луча радара. Высотное покрытие было реализовано в четырех зонах

с центрами на высотах 320, 880, 1430 и 1990 км. Ширина зон сначала составляла 190 км, а затем расширена до 340 км. Стоит напомнить, что в наблюдательной кампании 2002 г. в течение 4,5 ч наблюдений было обнаружено 56 КО диаметром от 1,9 до 52 см на высотах от 490 до 1480 км. IADC регулярно привлекает ионосферные радары EISCAT к наблюдениям КМ [IADC..., 2006; Markkanen, 2009].



**Рис. 1.3.10.** Система РЛС EISCAT

РЛС **Fylingdales** (Файлингдэйлз, Северный Йоркшир, Великобритания) с фазированной решеткой. Оператор — Министерство обороны Великобритании (BBC) совместно со Стратегическим командованием США. Антенна радара — три плоскости ФАР с нормальями, разделенными на  $120^\circ$  друг от друга и наклоном  $20^\circ$ . Диаметр активного поля 22 м. Покрытие по азимуту  $360^\circ$ , по углу места от  $3$  до  $85^\circ$ . Частотный диапазон UHF. Назначение РЛС — контроль космического пространства (с выдачей данных в СККП США) и обнаружение запусков баллистических ракет (это один из трех радаров СПРН). Кроме этого, для слежения за обнаруженными КО и работе по целеуказаниям, в комплект радара входят три тарелочные антенны диаметром 25,6 м.

В Винчестере работает РЛС **CHILBOLTON** с 25-метровой антенной, рабочей частотой в S-диапазоне (3 ГГц), шириной луча  $0,28^\circ$ . Пороговый размер обнаруживаемого КО  $\sim 10$  см на высоте 600 км. [Flury et al., 2003].

В Вардо (Норвегия) функционирует РЛС слежения **GLOBUS II**. Оператор — Норвежская Служба разведки по двустороннему соглашению совместно со Стратегическим командованием США. 27-метровая антенна в 35-метровом куполе, частотный X-диапазон, ширина луча  $0,08^\circ$  по уровню 3 дБ [Flury et al., 2003].

Наконец, последнее детище Минобороны Франции (оператор — BBC Франции), позиционируемое как основа создаваемой европейской СККП, — бистатический радар **GRAVES**. Его задача — контроль космического пространства нижних высот, обнаружение КО размером не менее 1 м, автономное ведение их каталога. Две передающие фазированные решетки размером  $15 \times 6$  м, работающие в частотном диапазоне VHF, дислоцированы на базе BBC в Дижоне (обращены на юго-запад и юго-восток,

соответственно). Приемная решетка радара (горизонтальная) размером 60×60 м находится в 380 км к югу от передатчика в Апте, провинция Прованс. Радар контролирует над Францией высоты от 400 до 1000 км.

РЛС может одновременно наблюдать большое число целей. Измеряет азимут, угол места, дальность, радиальную скорость (по Доплеру). По сути, определяет полный набор параметров орбиты. Чувствительность станции — КО размером 1 м на высоте до 1000 км. Более 80 % каталогизированных КО проходят через зону действия РЛС. В ее каталоге около 3000 объектов [Flury et al., 2003; Thomson, 2007]. К 2008 г. GRAVES обнаружила около 30 КО, отсутствующих в каталоге СККП США. Но это вовсе не говорит о ее превосходстве над чувствительностью радаров США: просто это могут быть военные аппараты США, информация о которых не публикуется, в том числе и в каталогах КО, открываемых НАСА своим союзникам. Руководство Франции заявляет, что РЛС собирает достаточно информации для определения параметров орбит, размеров и частоты излучения не каталогизированных КА. РЛС GRAVES совместно с аналогичными системами Германии и Великобритании может внести значительный вклад в информационный поток Европейской СККП [Rossi, 2005; Selding, 2007].

В Японии в префектуре Окаяма с 2004 г. функционирует специализированная РЛС для наблюдения КМ для информационной поддержки пилотируемых полетов. Правда, ее предельная дальность наблюдения КО всего 600 км, и радар способен следить за 10 КО одновременно [Space..., 2004].

Китай, Франция, Великобритания также располагают радиолокационными (и оптическими) СН морского базирования.



Рис. 1.3.11. Французский корабль Monge

Франция, например, использует корабль **Monge** (рис. 1.3.11), оборудованный радарными слежения за баллистическими ракетами, прежде всего, с целью обеспечения национальных ракетных испытательных программ. На борту корабля размещены два радара **ARMOR** с тарелочными рефлекторами диаметром 10 м, работающими в частотном С-диапазоне (5,5 ГГц).

Их пиковая мощность 1 МВт, ширина луча  $0,4^\circ$  по уровню 3 дБ, максимальная дальность 4000 км, три канала обработки могут сопровождать одновременно три цели в пределах одного луча. Кроме того, на Monge имеются три аналитических радара, один телескоп с ПЗС-матрицей, один лидар и несколько телеметрических антенн. В функции мониторинга КМ система может следить за КО, входящими в атмосферу, а также за сближающимися объектами. Франция располагает также девятью сканирующими РЛС в Беарне, с 4-метровыми антеннами, с пиковой мощностью 1 МВт, шириной луча  $0,96^\circ$  по уровню 3 дБ, а также моноимпульсными системами С-диапазона в Провансе (пиковая мощность 1 МВт, ширина луча  $0,96^\circ$ ) и Гаскони (пиковая мощность 0,5 МВт, ширина луча  $0,9^\circ$ ). Антенны этих систем также четырехметровые [Flury et al., 2003; Space Track. URL: <http://www.space-track.org>, Febr. 2008].

### Оптические средства наблюдения (наземного базирования)

Основное назначение оптических средств — обнаружение и наблюдение за высокоорбитальными КО [Barker et al., 2004]. В отличие от радиолокаторов, телескопы обладают следующими *достоинствами*:

- в принципе, допускают передислоцируемые варианты;
- не требуют слишком больших мощностей электропитания;
- для наблюдения цели достаточно ее освещения Солнцем (редко используется специальная подсветка);
- чувствительность оптических средств обратно пропорциональна квадрату расстояния до цели.

Однако не лишены они и *недостатков*. Прежде всего:

- возможность наблюдения зависит от времени суток, погодных условий, фазы Луны, степени освещенности цели, фазы ее освещенности;
- обнаружительные способности и точность измерений во многом определяются скоростью пересечения целью поля зрения средства;
- одно средство может одновременно контролировать крайне ограниченное число целей;
- операция перенацеливания телескопа на другой КО требует заметно большего времени, чем радара с фазированной решеткой;
- программно-алгоритмическое обслуживание процесса наблюдения, обнаружения полезного сигнала и его измерения значительно сложнее, чем в радиолокационной системе;
- производительность оптических средств значительно ниже, чем радиолокационных.

Европейское космическое агентство использует достаточно обширный арсенал оптических средств наблюдения.

**Цейсовский телескоп ЕКА** для наблюдения КМ — SDT (Space Debris Telescope) (Тенерифе, Испания). В телескопе использована система Кассегрейна с оптикой Ричи-Кретьена (с фокусным расстоянием  $f = 4:47$  специально для наблюдения КМ) и Коде. Апертура 1 м, поле зрения  $0,7^\circ$ . ПЗС-камера с охлаждаемой жидким азотом решеткой  $4 \times 4$  ПЗС-чипов по

2048×2048 пикселей каждый. Пороговое отношение полезный сигнал/шум  $\sim 5,0$ , время накопления  $\sim 2$  с, время считывания  $\sim 19$  с. Допускается до трех считываний изображения в минуту. Проницающая способность  $19^m \dots 21^m$ , что позволяет наблюдать на ГСО КО размером 15 см с альбедо 0,1. Система контролирует  $120^\circ$  ГСО. Телескоп регулярно привлекается к кампаниям IADC по наблюдению КМ. Например, в 1999 г. за 49 ч работы было обнаружено 206 КО в окрестности ГСО, из которых только 27 % было идентифицировано с КО каталога СККП США [Flury et al., 2000; 2003; Vananti et al., 2009] (рис. 1.3.12).



Рис. 1.3.12. Главный сейсовский телескоп ЕКА

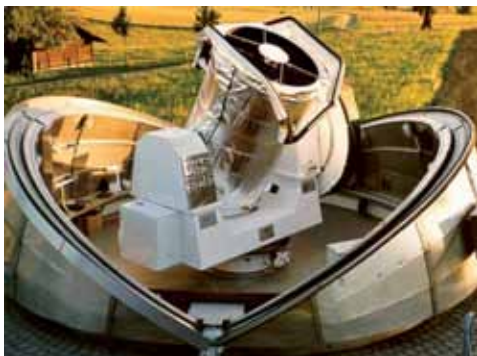


Рис. 1.3.13. Однометровый телескоп AIUB в Циммервальде

**Телескоп AIUB** (Циммервальд, Швейцария) — кассегрейновский инструмент с оптикой Ричи-Кретъяна принадлежит Астрономическому институту Бернского университета (рис. 1.3.13). Апертура телескопа — 1 м, поле зрения —  $0,5^\circ$ . Оснащен складным куполом. ПЗС-матрица имеет 2048×2048 пикселей. Предельная наблюдаемая звездная величина  $20^m$ . Телескоп контролирует  $100^\circ$  ГСО. Использовался как испытательный стенд для отладки алгоритмов и программ телескопа ЕКА. Главная специализация — астрометрия и лазерное измерение дальности (применение в спутниковой геодезии). Во время двух кампаний в 2000 г. телескопом AIUB обнаружено 75 неидентифицированных КО на ГСО [Früh et al., 2009].

**Телескоп ROSACE** (Космическое агентство Франции) — ньютоновской конструкции, предназначен для наблюдения медленно движущихся объ-

ектов в окрестности ГСО (рис. 1.3.14). Апертура телескопа 50 см, поле зрения  $0,3 \times 0,4^\circ$ , ПЗС-матрица  $1024 \times 1556$  пикселей, чувствительность  $19^m$  (КО размером 20 см на ГСО). Орбита объектов определяется по измерениям азимута и угла места с точностью 1 угл. с (3 $\sigma$ ). Основная задача — наблюдение за ГСО. Телескоп может работать по целеуказаниям от TAROT.

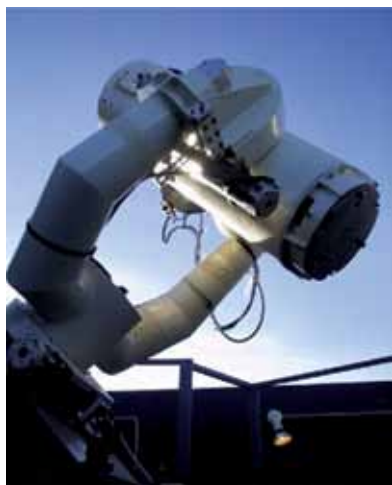


Рис. 1.3.14. Телескоп ROSACE

**Телескоп TAROT** (Франция) оборудован ПЗС-камерой с чипом  $2048 \times 2048$  пикселей, время считывания 2 с, имеет апертуру 25 см, поле зрения  $2 \times 2^\circ$ . Проницающая способность  $17^m$ , время накопления 10 с, обнаруживает КО размером 50 см на ГСО. Французское космическое агентство предусматривает использование этого средства в режиме первичного обнаружения целей на ГСО с последующей передачей целеуказаний телескопу ROSACE для точного измерения координат.

**Система SPOC** (Тулон и Одейло, Франция). Позиционируется как широкоугольная оптическая система Минобороны. Каждая из двух ее станций оборудована четырьмя ПЗС-камерами, обращенными на запад, север, восток и в зенит. ПЗС-матрицы камер имеют  $576 \times 384$  пикселей. Поле зрения каждой  $50 \times 50^\circ$ , чувствительность  $7^m$ . Система позволяет обнаруживать до 400 НОКО за ночь, из которых 80...90 % обычно идентифицируются с каталогом СККП США. SPOC используется также для получения фотометрических сигнатур с целью определения скорости собственного вращения КО относительно центра масс (рис. 1.3.15).

**Телескопы PIMS** (Passive Imaging Metric Sensor) предназначены для мониторинга ГСО и области высоких орбит. Оператор — Минобороны Великобритании. Телескоп построен по системе Кассегрена с апертурой 40 см и полем зрения  $40 \times 40$  угл. мин, ПЗС-камерой  $1024 \times 1024$  пикселей, временем считывания  $< 5$  с. Телескоп может обнаруживать КО размером 1 м на ГСО и определять его положение с точностью лучше, чем 10 мкрад.

Для покрытия  $165^\circ$  ГСО (от  $65^\circ$  з. д. до  $100^\circ$  в. д.) используются три сенсора, соответственно, в Великобритании, Гибралтаре и на Кипре.



**Рис. 1.3.15.** Французский оптический инструмент SPOC

**Телескоп CAT** (Италия). Его апертура 40 см, ПЗС-камера  $1 \times 1 \text{к}$ , проникающая способность  $17^{\text{м}}$ , время накопления 20 с. Обнаруживает КО размером 50 см на ГСО.

В распоряжении НАСА имеется телескоп **LMT** с трехметровым жидким (ртутным) зеркалом, используемый для наблюдения КМ (рис. 1.3.16).



**Рис. 1.3.16.** Трехметровый телескоп НАСА с жидким зеркалом

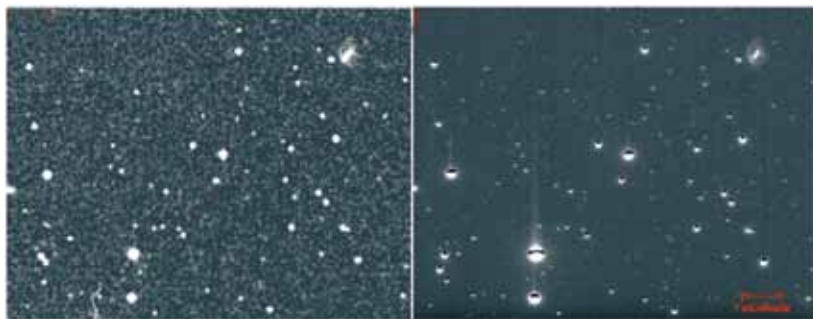
Путем вращения основания телескопа со скоростью 10 оборотов в минуту ртутная поверхность приобретает параболическую форму. Отсюда следует, что его ось во время работы всегда направлена вертикально.

В зависимости от применяемого усилителя изображения поле зрения телескопа может быть 0,444 и 0,27°. Проницающая способность — до 19<sup>м</sup>. Исходным детектором служила ПЗС-матрица размером 2048×2048 15-микронных пикселей, которая позднее заменена на более совершенную. Телескоп был создан специально для наблюдения в оптическом диапазоне КМ размером от 1 до 10 см.

Телескоп был готов в 1994 г. и временно установлен в Хьюстоне. Там выполнены и первые сеансы наблюдений. В апреле 1995 г. телескоп передислоцировали в обсерваторию НАСА наблюдения КМ, расположенную на высоте 2745 км в Клаудкрофте, Нью-Мексико. В 1996 г. он уже функционировал в штатном режиме [Africano et al., 1999a]. Второй такой телескоп планировалось установить вблизи экватора, где он мог бы контролировать КО с любыми наклонениями орбит. Кроме того, наблюдение КМ на ГСО с экватора (как уже упоминалось, телескоп всегда направлен в зенит) обеспечивает высокое качество измерений, поскольку КО на ГСО движутся медленно через поле зрения телескопа [Cress, Potter, 1997].

Возможности этих сравнительно экономичных в производстве инструментов с жидким ртутным зеркалом (создание LMT обходится в 10 раз дешевле обычного телескопа такого же диаметра) и, вместе с тем достаточно эффективных, позволяют обнаруживать КО диаметром 2 см на высотах до 500 км, т. е. и в низкоорбитальной области [Africano, 2000; Barker et al., 2005; Jarvis et al., 2007; Potter, Mulrooney, 1997].

О качестве наблюдений LMT можно судить по рис. 1.3.17, на котором показаны изображения одного и того же участка неба, полученные в Паломарской обсерватории (слева), и с помощью LMT (справа).



**Рис. 1.3.17.** Изображения одного и того же участка неба, полученные в Паломарской обсерватории (слева), и с помощью LMT (справа)

Для большей объективности результатов наблюдений Джонсоновский КЦ НАСА совмещает радиолокационные и оптические наблюдения. В этих кампаниях в качестве радаров используются «Хэйстэк» и ХЭКС, а из оптических средств — LMT и специальный телескоп с ПЗС-камерой для наблюдений КМ **CDT** [Publication of the Final..., 2008]. Последний представляет собой передислоцируемый телескоп Шмидта с апертурой



32 см и полем зрения  $1,5^\circ$ . Оба телескопа размещены в Клаудкрофте, Нью-Мексико. Чувствительность LMT —  $17,5^m$ , CDT —  $17,1^m$  при экспозиции 30 с. CDT работает в основном по КО на ГСО, тогда как LMT используется для контроля низких и средневысоких орбит [Africano et al., 1999b]. Совмещение результатов наблюдений LMT и «Хэйстэка» показало, что LMT свободно наблюдает КО размером 3 см. После аппаратурной и программной доработки нижний размер наблюдаемых КО может быть доведен до 1 см [Settecerri, 1999].



**Рис. 1.3.18.** Обсерватория НАСА для наблюдения космического мусора в Клаудкрофте, Нью-Мексико, США [Mulrooney, 2007]

Совместное использование радарных и оптических средств показало, что радары по своим возможностям значительно превосходят телескопы при контроле низких орбит. Они могут работать 24 часа в сутки и их эффективность не зависит от метеоусловий. На низких высотах размер обнаруживаемых ими КО по крайней мере в 10 раз меньше, чем наблюдаемых оптическими телескопами, т. е. радары лучше подходят для обнаружения именно КМ [Stansbery et al., 1999].

В последние годы активно и плодотворно работает мичиганский телескоп для обзорных наблюдений КМ **MODEST**, размещенный в Межамериканской обсерватории (СТЮ), Серро Тололо, Чили (рис. 1.3.19). Это телескоп системы Шмидта с апертурой 0,6/0,9 м и полем зрения  $1,3^\circ$ . Предельная наблюдаемая им звездная величина —  $18^m$ . Телескоп используется в основном в режиме обзоров областей ГСО с целью обнаружения малых и слабоконтрастных КО. Методы наблюдения КМ в области геосинхронных орбит с помощью этого телескопа постоянно совершенствуются [Abercromby et al., 2006; Matney et al., 2006]. При обработке кадров применяется специальный алгоритм автоматического обнаружения слабых КО [Yanagisawa et al., 2005; 2006].

Например, в кампании наблюдений 2002 г., продолжавшейся 151 ночь, собрана большая коллекция наблюдений по коррелированным (связанным с общим источником) и некоррелированным целям размерами 30 и 10 см соответственно. В частности, наблюдались осколки от взрывов ступени РН «Титан 3С-4» и ИСЗ «Экран-2».



Рис. 1.3.19. Телескоп MODEST Мичиганского университета [Seitzer, 2001]

В кампании 2007–2008 гг., включавшей в общей сложности 35 активных ночей, использовались одновременно два телескопа — MODEST и собственный телескоп обсерватории СТЮ с апертурой 0,9 м и полем зрения  $0,22^\circ$ . Обнаруженный телескопом MODEST объект после грубого определения первоначальной орбиты по грубым же целеуказаниям передавался второму телескопу, который старался отслеживать его как можно дольше (даже в течение нескольких ночей подряд), с последующим точным определением параметров орбиты. Процент успешных передач КО телескопом **MODEST** второму телескопу оказался достаточно высоким (85 %) несмотря на довольно узкое поле зрения телескопа СТЮ.

Телескоп MODEST мог бы и самостоятельно продолжать отслеживать обнаруженный КО и определять параметры его орбиты, но только ценой прерывания обзорной функции. Так что спарка этих двух инструментов оказалась весьма удачной для решения поставленной задачи.

Одной из целей кампании была каталогизация КО на ГСО слабее  $15^m$ . Обнаруженные и каталогизированные объекты имели как круговые, так и эллиптические орбиты (20 % из них с эксцентриситетом более 0,2) [Abercromy et al., 2005, 2008; Barker et al., 2007; Orbital..., 2008; Rodriguez et al., 2008; Seitzer, 2004; Seitzer et al., 2005a, b, 2007a, b, 2008a, b]. Совместная работа этих двух телескопов по наблюдению КО была признана особенно успешной [8<sup>th</sup> Air..., 2007; Orbital..., 2007].

В Японии (Бисеи) действуют два специализированных оптических телескопа для обнаружения и контроля за КМ на ГСО — один с полуметровым входным отверстием, другой — 1,01-метровый рефлектор, способный наблюдать КО размером до 30 см на ГСО. Оба телескопа участвуют в кампаниях IADC по наблюдению КМ, оборудованы мозаичными ПЗС-приемниками. Предельная звездная величина регистрируемых ими объектов — 18, что соответствует КО на ГСО размером 30 см [IADC..., 2006; Yoshitaka, 2005].

Как показал длительный опыт каталогизации крупных КО, а также многочисленные кампании по «биопсии» разных классов мелкого и средне-размерного КМ с помощью наземных и бортовых космических средств наблюдения и технологии *in-situ*, выборочные зондирования областей пространства малозффективны по сравнению с обнаружением и последующим отслеживанием обнаруженных КО. Главное, такие разрозненные «сеансы» выборочного контроля отдельных областей орбит не дают полной картины об объеме и динамике соответствующих популяций КМ. Не спасает положения (а всего лишь несколько улучшает ситуацию) и принятие целевых национальных и международных программ выборочного зондирования. К этим методам прибегают лишь по причине отсутствия полноценной замены. Важным шагом в улучшении качества описания техногенной космической среды стало бы снижение минимального размера обнаруживаемых и отслеживаемых КО. Такую перспективу открывает привлечение к поиску малоразмерных и слабоконтрастных объектов узкопольных и узколучевых СН с работой по неполной априорной информации об орбитах КО [Вениаминов, 2010]. Последнее требование, конечно, представляется определенным ограничением. Но какая-то априорная информация всегда имеется: при неудачном запуске, маневре, взрыве, столкновении, намеренном или ненамеренном отделении фрагмента от КО. Положительный опыт использования такого подхода есть [Pyrin et al., 2005; Tretyakov et al., 2005].

#### 1.4. Мониторинг мелкого космического мусора

Как следует из всего вышесказанного, крупный КМ размером более 10...20 см в основном обнаруживается и отслеживается системами ККП России и США, к которым, будем надеяться, вскоре присоединится и европейская СККП. Однако этим системам удастся контролировать далеко не весь крупноразмерный КМ. Например, имеют место значительные трудности в обнаружении, анализе сигнатур и каталогизации ВЭКО и КО размером меньше 50 см – 1 м на ГСО [Orbital..., 1995; Pearce, 2000]. Многие крупные каталогизированные КО ввиду особенностей их орбит перестают наблюдаться, выпадают из каталога (теряются) и их приходится заново искать. Это не всегда удается, а если удается, то часто лишь с помощью специальных поисковых технологий [Вениаминов, 2010]. Что уж говорить о мелкой фракции КМ.

Сейчас не остается ничего другого, как вести поиск, наблюдать и идентифицировать мелкий КМ выборочно, по мере появления возможности,

в отдельных местах и в отдельные интервалы времени. Полученная таким образом крайне ограниченная и, можно сказать, драгоценная информация должна далее использоваться в моделях как основа для оценки характеристик всей популяции КМ с помощью статистических методов и экстраполяции. Такие пробы из общего потока КМ могут браться, например, посредством контакта поверхности КА (или даже пассивного КО) с окружающей космической средой с последующим его возвращением на Землю для исследования.

В последние два десятилетия популярными стали кампании дистанционной «биопсии» потоков среднеразмерного и мелкого КМ с Земли путем фиксации оси диаграммы направленности радиолокатора или телескопа в определенном направлении (чаще вертикально для достижения наибольшей чувствительности сенсора). В этом «парковом» режиме СН «считает» объекты, пересекающие его поле зрения.

На первый взгляд, такой метод может показаться весьма многообещающим. Метровый телескоп в темное время суток теоретически способен обнаруживать освещенную Солнцем металлическую сферу диаметром 1 см на расстоянии 900 км. Однако большинство элементов КМ отражает гораздо меньше солнечного света, чем металлическая сфера (в среднем лишь 10 %). Кроме того, НОКО имеют угловые скорости, по крайней мере, 0,5 град/с по отношению к наземным СН, что еще больше затрудняет обнаружение и наблюдение [Orbital..., 1995]. Наконец, могут быть трудности с различением сигнала от техногенного КМ и от свечения метеоров.

Тем не менее, несмотря на все подобного рода трудности, наземные телескопы уже дали ценную информацию о популяции среднеразмерного КМ на низких орбитах. НАСА с 1983 г. регулярно проводит эксперименты по обнаружению не каталогизированных НОКО с помощью телескопов в кооперации с Линкольновской лабораторией Массачусетского технологического института и Космическим командованием США. В этих экспериментах используется электронная оптика с апертурой в 1 м. Они помогли уточнить размеры и некоторых каталогизированных КО. Средний размер обнаруживаемых в этих кампаниях КО меньше 10 см [Kessler, 1993]. Наземные телескопы также используются для «биопсий» популяций КМ и на более высоких орбитах. Периодически предпринимаются обзоры высокоэллиптических орбит и ГСО с участием СН РАН и НАСА. Выборочные обзоры переходных высокоэллиптических орбит (используемых для вывода ИСЗ на ГСО) предпринимаются и Оптико-электронным комплексом наблюдения за ВОКО (GEODSS — Ground-based Electro-Optical Deep-Space Surveillance), принадлежащим СККП США [Pearce, 2000, 1994].

С 1987 г. проведено множество кампаний наблюдения КМ в парковом режиме, давших много ценной измерительной информации о мало- и среднеразмерном КМ с помощью коротковолновых РЛС «Хэйстэк», ХЭКС, «Аресибо», «Голдстоун». О результатах неоднократно докладывалось на сессиях Комитета IADC и Европейских конференциях по КМ. Кроме того, РЛС с большей длиной волны ТИРА (FGAN, Германия) и MU (Япония) используются для зондирования потоков КМ среднего и крупного размера [Mehrholtz, 1993; Sato et al., 1992].

Интересны результаты кампании 1989 г. по наблюдению КМ с участием мощных РЛС обсерватории «Аресибо» (длина волны 10 см) и комплекса глубокого зондирования космоса «Голдстоун» (длина волны 3 см) в кооперации с другими радарными. Ни одно из этих средств не было предназначено для наблюдения КМ. Однако в течение 18-часового сеанса РЛС «Аресибо» обнаружил около 100 КО размером до 5 мм, а «Голдстоун» — порядка 150 КО размером 2 мм [Goldstein, Randolph, 1990]. Эти эксперименты продемонстрировали достаточную эффективность использования РЛС сантиметрового диапазона для сбора информации о КМ, и доказали наличие большой популяции малоразмерного КМ.

Наиболее интенсивно и плодотворно для наблюдения мало- и средне-размерного КМ используется радар «Хэйстэк» (длина волны 3 см) — ветеран мониторинга КМ. Предназначенный и штатно используемый в совершенно иных целях, он только с 1990 по 1994 г. отработал более 2400 ч по КМ [Stansbery et al., 1994], и с тех пор ежегодно привлекается к наблюдению [Setteserry et al., 1999]. Этот радар, размещенный на широте  $42^\circ$  с. ш., может ориентировать свой луч в парковом режиме либо вертикально, либо на юг с углом места  $25^\circ$  и  $10^\circ$  (более поздние модернизации позволили расширить этот диапазон углов). В вертикальном парковом режиме достигается максимальная чувствительность, но могут обнаруживаться только НОКО с наклоном орбит больше  $42^\circ$ . При ориентации луча на юг обнаруживаются НОКО с наклонами орбит до  $25^\circ$ . РЛС «Хэйстэк» за время ее использования в парковом режиме дала обширную информацию о размере, высоте, радиальной скорости (по доплеровским измерениям) и направлениям движения элементов КМ на высотах до 1500 км. Эти данные позволяют определять наклоны орбит КО с точностью до  $\pm 5^\circ$  и грубо оценивать эксцентриситет. При вертикальной ориентации размер обнаруженных частиц изменялся от 3 мм на высоте 350 км до 7 мм на высоте 1400 км. В режиме ориентации на юг наименьший обнаруженный КО имел размер  $\sim 1$  см. «Хэйстэк» излучает радиоволны с правой круговой поляризацией, а принимает — и с правой, и с левой. Измерения поляризации принятого сигнала можно использовать для описания общей формы обнаруженного объекта [Cress et al., 1996].

В наблюдательных кампаниях одновременно выполнялась калибровка радаров (по размещенным на орбитах калибровочным болванкам — сферам и диполям — с заранее известными размерами, массой и формой), а по ее результатам уточнялись ранее полученные данные о КМ. С этой целью в 1994 и 1995 гг. в США под эгидой НАСА проводился космический эксперимент ODERACS с участием и российской СККП (подробности в подразд. 1.3). В СССР в некоторой степени аналогичный эксперимент, как уже отмечалось выше, был выполнен в 1993 г.

Наземные РЛС и телескопы вынуждены «разглядывать» КМ через вовсе не идеально прозрачную и неоднородную атмосферу, причем на больших расстояниях. Естественно возникает предложение обратиться к бортовому базированию СН. Но у этого способа наблюдения, несмотря на ряд преимуществ (возможность наблюдения КМ с близкого расстояния, отсутствие «атмосферного фильтра»), есть и существенные недостатки. Это — большая стоимость реализации и обслуживания, высокие относительные

скорости близко наблюдаемого КМ и сенсора, трудности с калибровкой орбитальных сенсоров. С дороговизной обычно справляются известным приемом «подселения» функций наблюдения КМ или даже специальных СН на КА, запускаемые с другими целями. Такой прием широко распространен в мире.

По этому пути можно пойти еще дальше. Как архив, так и результаты текущих астрономических и астрофизических наблюдений, проводимых специализированными бортовыми инструментами и ничего общего не имеющих с исследованием техногенного засорения космоса, наверняка содержат попутные наблюдения и самого КМ. В таких случаях данные этих наблюдений обходятся совершенно бесплатно. Стоит только заглянуть в «чужие» записи и «выудить» нужную информацию. Но, почему-то этим мало кто пользуется.

В предыдущих разделах показано, что наземные активные (излучающие) СН вполне способны наблюдать мелкий (много меньше 1 см) КМ. Самая мощная РЛС сантиметрового диапазона (длина волны 3 см) «Голдстоун» может обнаруживать КО диаметром 2 мм. Наиболее эффективно, с точки зрения мониторинга техногенной засоренности ОКП мелкой фракцией КМ, они могут использоваться для контроля самых нижних орбит низкоорбитальной области.

Сенсоры космического базирования выгоднее использовать для поиска и наблюдения КО на верхних орбитах низкоорбитального диапазона. Еще более полезными эти средства могут оказаться, будучи применены для зондирования высокоэллиптических орбит и ГСО. На последней редкий наземный инструмент может обнаруживать КМ размером менее 50 см. Кроме того, на ГСО объекты движутся значительно медленнее, чем на низких орбитах, так что естественным образом на ГСО исчезает недостаток наблюдательных средств космического базирования — резкое снижение их эффективности из-за больших относительных скоростей СН и цели.

Что касается мониторинга частиц размером меньше нескольких миллиметров, то их практически не могут обнаружить ни наземные СН, ни (дистанционно) СН космического базирования. Здесь сравнительно эффективно работает только технология *in-situ*, т. е. бортовые контактные датчики. Подобные способы регистрации мелкого КМ используются уже давно. Они позволяют определять химический состав частиц (что важно для различения техногенных и метеорных частиц), их размеры, динамические характеристики и плотность на разных орбитах. Регистрация может осуществляться как пассивно, так и активно.

Для регистрации ударов частиц мусора можно не прикладывать никаких специальных усилий. Достаточно естественного экспонирования поверхности КО (обычно крупного) в открытом космосе. Остается только либо вернуть на Землю КО или отдельные его фрагменты и экспонированные в космосе материалы через несколько лет, в крайнем случае, месяцев полета (как это произошло с отработавшими КА LDEF, Solar Wind, PALAPA, EURECA), либо с помощью космонавтов проинспектировать поверхность действующего КА непосредственно в космосе. Между прочим, в НАСА

составлена и постоянно обновляется база данных о всех столкновениях шаттлов с мелким КМ [Hyde et al., 2011].

Пассивная технология бортовых измерений КМ in-situ не требует разработки и использования специальных дорогих датчиков удара. В качестве регистратора удара используется «штатная» поверхность действующего КА или любого пассивного КО. Затратной будет лишь их доставка на Землю, да и то, если она осуществляется специально только ради исследования результатов воздействия КМ. Часто такой возврат бывает предусмотрен функциональными причинами (возврат капсулы «Аполло», неизбежные возвращения шаттлов и других КА). Ради инспектирования поверхности КА в космосе не было ни одной целевой командировки космонавтов. Такие операции всегда проводились попутно, как при ремонте телескопа «Хаббл», так и в регламентных выходах в открытый космос членов экипажа МКС.

Сравнительная доступность пассивной регистрации ударов КМ о поверхность КО и обработки их следов позволила собрать большой объем данных о результатах воздействия мелкого КМ на поверхность КО. Был проведен тщательный анализ экспонированных в космосе материалов, возвращенных с космических станций «Салют», «Мир», КА Solar Max Mission, LDEF, EURECA, PALAPA, Westar, иллюминаторов капсулы Apollo, шаттлов, в эксперименте со Skylab, а также материалов, доставленных на Землю после ремонта космического телескопа «Хаббл» (рис. 1.4.1).

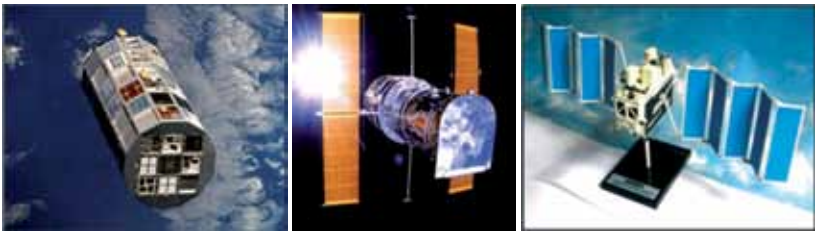


Рис. 1.4.1. КА LDEF, HST, EURECA

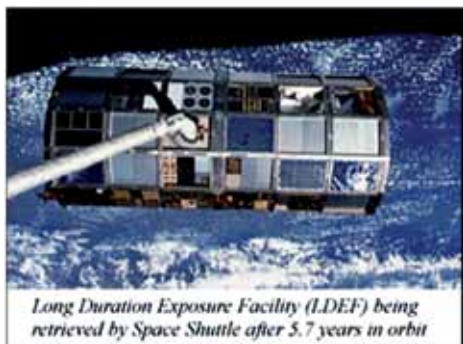
И все же, несмотря на гигантский объем полученной информации о воздействии КМ на поверхность КО, она имеет ограниченную ценность для описания общей популяции мелкого КМ. Во-первых, пассивные измерения рисуют только интегральную картину взаимодействия мелкого КМ с поверхностями КО и не дают возможности определить наличие и местоположение скоплений КМ; оценить его распределение в пространстве, динамику мелкой популяции под влиянием солнечной активности и других возмущающих факторов; изменение характеристик популяции во времени. В основном все данные получены с высот до 600 км, что тоже ограничивает выводы их исследований. Поскольку большинство из возвращенных поверхностей не было специально предназначено для пробирования популяции КМ, оказалось сложным определить, где следы от ударов техногенных частиц, а где от метеоритов. Не так просто выработать и систему градации повреждений, провести их калибровку. В итоге

оценки размеров и других параметров частиц различались у разных исследователей в 3, а иногда в 15 раз [McDonnell, Sullivan, 1992]. Поэтому значительные усилия были предприняты в направлении усовершенствования и унификации соответствующих методик [Watts et al., 1993].

Активные технологии измерений in-situ используют специальные бортовые датчики ударов частиц КМ (конденсаторные, полупроводниковые, химические). Такие датчики регулярно применялись в течение многих лет. Они устанавливались на борту КС «Салют», «Мир» [Kuzin, 1993], на ИСЗ серий «Эксплорер-16, -23, -46», «Пегас» [Mulholland, 1993]. Например, на ОС «Мир» во время миссии шаттла STS-76 были размещены детекторы и коллекторы КМ. После 18-месячной экспозиции в космосе они были возвращены для анализа на Землю миссией STS-86 [Horz, 1999].

Простейшие и дешевые детекторы ударов (конденсаторные, акустические, пьезоэлектрические, датчики давления) просто регистрируют факт удара [PINDROP..., 2004]. Более сложные и высокотехнологичные детекторы (плазменные, химические, композитные, спектроаналитические, фотометрические) позволяют восстановить широкий диапазон характеристик ударившейся о поверхность КА частицы КМ. С помощью новейших активных детекторов можно измерять характеристики процесса удара во времени и динамике.

КА LDEF (рис. 1.4.2) был оснащен простейшими активными детекторами — полупроводниковыми конденсаторами, которые разряжаются во время удара. Цель эксперимента — изучение концентрации скоплений КМ на низких высотах [Mulholland et al., 1991; Potter, 1993]. Вообще, для увеличения объема и разнообразия собираемых данных о КМ, целесообразно одновременно устанавливать различные типы детекторов.



**Рис. 1.4.2.** КА LDEF

Удобство активных детекторов состоит в том, что нет необходимости возвращения их на Землю для анализа, большая часть которого выполняется на борту. Полученные данные (количество ударов в единицу времени и на единицу площади, время каждого удара, скорость, размеры и материал частиц) транслируются на Землю. Диапазон высот, на которых



можно проводить измерения, по сути, ограничен только дальностью действия радиопередатчика. Сложные детекторы для определения относительной скорости при ударе, химического состава материала частиц КМ были установлены, например, на борту КА «Хитеи» (Япония) и «Брем-сат» (Германия), а также на «Кассини». Их стоимость колебалась от 100 000 до 1 млн дол. [Hüdepohl et al., 1992].

Для обнаружения скоплений КМ можно обойтись и более дешевыми детекторами, например, подобными установленным на LDEF. Такими детекторами, действующими по принципу емкостного разряда, была оснащена промежуточная ступень РН КА «Клементина-1». По периферии переходника ступени размещались детекторы с суммарной площадью активной поверхности 0,14 м<sup>2</sup>. Счетчик метеороидов и частиц КМ имел массу всего 500 г [Kinard, 1993]. Эксперимент продолжался до тех пор, пока переходник не вошел в плотные слои атмосферы в мае 1994 г. Его стоимость составила 200 000 дол.

Кроме дороговизны, у активных детекторов есть и другие недостатки. Площадь экспонированной в космосе чувствительной поверхности датчика может составлять всего несколько сантиметров при значительной массе самого датчика (десятки килограмм). Нужна вспомогательная аппаратура для обслуживания датчика, которая опять-таки имеет массу и занимает немалый объем. Могут возникнуть проблемы с интерпретацией полученных данных, а также потребоваться многочисленные калибровочные тесты. Конечно же, ведутся интенсивные работы по преодолению этих недостатков [Mulholland, 1993]. Разрабатываются комбинированные системы детекторов с упрощенной методикой калибровки [Kassel, Wartman, 1994].

Очень большой недостаток активных датчиков — ограниченная площадь рабочей поверхности детектора. По этой причине размер наибольшей обнаруженной детекторами LDEF частицы равнялся 1 мм [See et al., 1990]. Дело в том, что плотность потока среднеразмерных частиц много меньше, чем мелких.

Миссия STS-41С в 1984 г. возвратила на Землю около 3 м<sup>2</sup> внешнего покрытия КА Solar Max после его более четырехлетнего пребывания в космосе. Эта же миссия вывела в космос спутник LDEF с поверхностью 130 м<sup>2</sup>. В ноябре 1984 г. миссия STS-51А возвратила на Землю ИСЗ PALAPA-B2 после девятимесячного его пребывания в космосе. Данные о 1600 ударах КМ в возвращенную часть поверхности Solar Max подтвердили значительное присутствие мелкого КМ в низкоорбитальной области. Обследование 1 м<sup>2</sup> поверхности ИСЗ PALAPA-B2 выявило более 50 отверстий в термопокрытии и 8 кратеров глубиной до 0,7 мм в солнечных панелях. Изучение возвращенных из космоса поверхностей продолжается до сих пор. Оно уже позволило многое понять в происхождении мелкого КМ и степени его опасности [Bernhard, Christiansen, 1997].

Значительное увеличение площади рабочей поверхности детектора и времени его пребывания в космосе позволило бы не только существенно увеличить объем измерений самой мелкой фракции КМ, но

и расширить возможность более полного изучения среднеразмерной фракции. Реальные возможности продвижения в этом направлении показаны в [Kuzin, 1993; Strong, Tuzzolino, 1989]. В этом отношении перспективны и не дороги тонкоплёночные активные детекторы, генерирующие сигнал, будучи пробиты элементом КМ. К сожалению, проблематично обеспечение достаточной продолжительности их полета на низких орбитах (учитывая высокое отношение площади поперечного сечения к массе). Кроме того, они сами становятся источником возможного столкновения с другими КО [Orbital..., 1995].

В заключение раздела упомянем об интересном эксперименте, в котором Чикагский университет в феврале 1999 г. вывел в космос инструмент для регистрации космической пыли SPADUS на почти полярную орбиту высотой 830 км. В этом эксперименте впервые в истории освоения космоса бортовые датчики предоставили прямые свидетельства принадлежности субмиллиметрового КМ взрывам конкретных КО. Главная задача программы состояла в обнаружении малых частиц размером менее 100 мкм. В течение первого года полета SPADUS зарегистрировал 195 ударов таких частиц — в среднем по одному удару каждые два дня. В конце марта 2000 г. темп обнаружения ударов резко возрос, более чем на порядок, свидетельствуя о вхождении детектора в облако или поток мелкого КМ. 40 % из обнаруженных в конце марта ударов КМ было ассоциировано с разрушением третьей ступени китайской РН «Долгий марш 4В» [Opiela, Johnson, 2000; Tuzzolino, 2000].

## 1.5. Моделирование засоренности ОКП

Сегодня мы осознаем, что располагаем лишь скудными данными о состоянии космической среды. Хорошо известно распределение лишь крупных КО. Не менее важно знать характеристики популяций среднеразмерного и мелкого КМ, а также перспективу их динамики в будущем. Поэтому для заполнения пробелов (существует целый ряд критических областей) в собранной быстро и часто непредсказуемо меняющейся информации о потоках КМ неизбежно моделирование. Для этого необходимо располагать в качестве исходных данных надежными, предельно реалистическими (пусть даже неполными) оценками текущего состояния техногенной засоренности ОКП и иметь возможность прогнозировать различные характеристики космической среды на обозримое будущее.

Существует множество моделей засоренности космоса. Они дают различные, часто противоречивые результаты. Только в материалах IADC наличествует около двух десятков моделей. Они подразделяются на два класса — текущей засоренности ОКП и прогноза засоренности. Первые устроены наиболее просто: в качестве исходной используют данные о параметрах орбит и некоординатных характеристиках КО, взятых в основном из каталогов и архивов наблюдений не каталогизированных объектов. Их преобразуют в обобщенные показатели, такие как плотность потоков в разных орбитальных областях, вероятность столкновений КО различных классов, виды распределений КМ и т. п.

Задача моделей первого типа — обобщенная интерпретация разрозненной массы данных (в большинстве случаев выборочных), собранных в ходе столь же разрозненных космических экспериментов, а иногда и систематических измерительных кампаний с помощью, как правило, наземных СН. Имеющиеся данные затем экстраполируются на другие орбитальные области и другие классы КМ. Выходные данные множества таких моделей характеризуются различной степенью достоверности и неопределенности.

Модели второго типа используются для прогноза роста (sic!) популяции КМ, ее структурных изменений, динамики различных параметров, главным образом для возможных сценариев деятельности человека в ОКП. Последнее — одно из главных отличий моделей второго типа от моделей первого.

Модели обоих типов содержат множество неопределенностей, обуславливающих недостаточную надежность получаемых решений в результате их прогнозов. Это неопределенности:

- текущих количественных характеристик и распределений КО разных категорий (по размеру, массе, материалу, форме и т. д.) на орбитах;
- количества, характеристик и исходных распределений КО, которые будут запущены в ближайшем и особенно в отдаленном будущем;
- уровня солнечной активности и его влияния на параметры атмосферы;
- характеристик фрагментов, образующихся в результате взрывов и столкновений КО;
- особенности темпов образования продуктов возрастной деградации поверхностей КО;
- неточности и иногда неоднозначности самой измерительной информации (координатной и некоординатной).

Все эти факторы имеют различное влияние на точность моделей текущей засоренности ОКП и прогнозирование будущих популяций КМ. Неопределенность знания характеристик не каталогизированных КО имеет ограниченное влияние на прогноз будущего состояния среды, так как именно крупные КО, а большинство их каталогизировано, определяют рост общей популяции КМ. Мелкие КО обычно характеризуются меньшим сроком орбитального существования чем крупные (в примерно одинаковых орбитальных условиях), в основном из-за большего отношения площади поперечного сечения к массе. Некоторые исследования показывают, что не каталогизированные КО не оказывают заметного влияния на эволюцию будущей популяции НОКО [Eichler, 1993; Kessler, Loftus, 1994]. Это предположение используется в моделях, где в качестве начальной популяции берутся только каталогизированные КО [Kessler, 1991].

Наконец, ввиду постоянного развития и совершенствования измерительной техники и методологии измерений, каталоги КО становятся все более полными за счет включения в них более мелких КО.

Темп будущих запусков, размеры перспективных КА и распределение их орбит нельзя предсказать точно ввиду зависимости от таких факторов,

как цели миссий и требования к ним; появление новых технологий; мировое экономическое и политическое развитие. Из-за неопределенности прогноза солнечной активности и, следовательно, атмосферного сопротивления движению КО в низкоорбитальной области трудно точно оценить количество объектов, которые сойдут с орбит по естественным причинам.

Поскольку в основе моделей разрушений лежит очень ограниченный объем фактических данных (задокументированы последствия лишь нескольких известных столкновений в космосе и результаты небольшого числа наземных тестов при скоростях столкновений ниже типичных для НОКО) и они сами содержат много неопределенностей, то эти модели вносят свой весомый вклад в общую неопределенность предсказания состояния космической среды в будущем.

Нет достаточной уверенности и в том, насколько хорошо современные модели столкновений:

- учитывают влияние конфигурации различных КО и геометрические схемы столкновений;
- определяют пороговые размеры (в терминах массы и/или энергии) КО, которые могут разрушить встречный объект заданного размера;
- выстраивают распределение размеров и масс осколков, образованных в результате столкновений;
- предсказывают распределение векторов скоростей образующихся обломков и осколков.

Вместе с тем проведенные наземные испытания свидетельствуют, что современные модели с приемлемой точностью позволяют оценить количество крупных обломков, возникающих при столкновении.

Авторы современных моделей прогнозирования засоренности ОКП часто управляются с имеющимися неопределенностями, включая их как переменные. Прием очень удобный. Например, модель может быть поставлена на прогон с установкой частоты взрывов РН, равной текущей. Затем выполняется прогон с нулевой частотой взрывов и оценивается влияние пассивации РН на характер роста будущей популяции КМ. Замена неопределенностей на переменные не снижает общей неопределенности модели, но позволяет уточнить результаты моделирования для частных случаев и делает модель более гибкой в использовании.

Довольно простые ранние модели, применявшиеся для прогнозирования будущей засоренной среды [Kessler, Cour-Palais, 1978; Kessler, 1981a; Orbital..., 1995; Su, Kessler, 1985], строились на основе моделей первого класса (текущей засоренности ОКП), включали модели взрывов и разрушений и модели сопротивления атмосферы. Они оказались на редкость удачными: строившиеся для предсказания параметров космической среды в 1980-е гг., они успешно использовались для того же в 1990-х гг.

В настоящее время применяются более сложные модели, сочетающие в себе так называемую модель трафика (плотности движения КО) и мо-

дели разрушений и прогнозирования положения КО. В настоящее время используются постоянно совершенствуемые модели: разработанная Робертом Рейнольдсом (первая версия построена в 1986 г.) эволюционная модель НАСА EVOLVE [Johnson et al., 2000; Krisko, 2000; Reynolds, 1993; Reynolds et al., 1998]; эволюционная модель, разработанная Питером Эйхлером в Брауншвейгском университете, CHAIN [Rex, Eichler, 1993]; модель А. И. Назаренко [Назаренко, 2010; Nazarenko, 2009a; Space..., 2002].

Первая представляет среду как совокупность космических систем и КМ, каждый элемент которой характеризуется своей орбитой, массой, площадью поперечного сечения и прочими характеристиками. В качестве исходных данных используется запись запусков (КА, РН, операционных элементов), модель трафика для будущих запусков, модель разрушений для определения распределений характеристик фрагментов, образующихся в результате взрывов и столкновений. Модель движения учитывает сопротивление атмосферы, возмущения от сжатия Земли ( $J_2$ ), лунно-солнечные возмущения для высокоэллиптических орбит. Однако EVOLVE требует слишком много компьютерного времени и большого объема памяти, поэтому ее не используют для прогноза эволюции засоренности ОКП на очень отдаленную перспективу (столетия и тысячелетия), где непременно требуется учитывать и каскадный эффект.

Поэтому Питером Эйхлером был предложен другой подход («частица в ящике»), воплощенный им в модели CHAIN, специально предназначенной для самого долгосрочного исследования эволюции техногенного засорения ОКП и развития цепной реакции столкновений в космосе. Среда рассматривается как рандомизированный набор элементов в дискретных группах размеров КМ и высот. Точные модели трафика, разрушений, прогнозирования движения КО, в отличие от модели EVOLVE, используются лишь однократно в цикле для расчета коэффициентов изменения параметров и аппроксимирующих функций. Благодаря этому расход компьютерного времени сократился на три порядка. Эта модель использует и в НАСА.

У каждой из этих моделей есть свои достоинства и недостатки. EVOLVE работает медленно, но может в явном виде моделировать и учитывать практически все условия, влияющие на эволюцию среды, и вполне хороша для прогноза изменения среды на десятки и сотни лет. CHAIN работает быстро и дает картину эволюции среды на сотни лет и тысячелетия вперед с учетом каскадного эффекта. Но есть значительные сложности с расчетом надежных коэффициентов для представления скорости изменений [Reynolds, Eichler, 1996]. Кстати, модель долгосрочной эволюции засоренности низкоорбитальной области EVOLVE 4.0 в 2000 г. была модифицирована и развита в модель GEO EVOLVE 1.0 для предсказания засоренности среды в глубоком космосе, в частности в области геосинхронных орбит. В [Anz-Meador et al., 2000] даны довольно подробные описания особенностей последней модели.

Модели EVOLVE и CHAIN, к сожалению, малодоступные для широких кругов исследователей, включают как составляющие органы инженерные модели НАСА и EKA ORDEM, соответственно [Flegel et al., 2010;

В НАСА одной из наиболее совершенных моделей динамики популяции КМ с учетом ожидаемой интенсивности запусков новых ИСЗ, той или иной политики и мер по предотвращению дальнейшей засоренности и смягчения ее негативного влияния на космическую деятельность, т. е. для самых различных сценариев развития связанных с этим событий — считается эволюционная модель LEGEND (LEO-to-GEO Environment Debris model) [Liou, 2004a, b, 2005]. Она пришла на смену модели EVOLVE. Сравнение моделей EVOLVE и LEGEND, и рядом других проведено в [Krisko, Liou, 2003; Martin et al., 2006]. Контрольные сравнения орбитальных параметров элементов КМ на ГСО, предсказанных моделью LEGEND, с измеренными телескопом MODEST, описаны в [Barker et al., 2007].

Ключевой компонент LEGEND — модуль оценки вероятности столкновений в космосе. Моделируется (прогнозируется) последовательность «срезов» каталога КО, и для каждого среза трехмерное ОКП (или какая-либо его орбитальная область) разбивается на элементарные кубы. Далее, для каждого куба рассматриваются только попавшие в него КО (подход, аналогичный подходу в кинетической теории газа), после чего эти объекты больше не учитываются в данном цикле (для данного среза каталога). Это достаточно быстрый и эффективный способ осуществления попарного сравнения орбит. Время вычислений растет пропорционально общему количеству КО в каталоге  $N$ , а не  $N^2$ , как в использованном ранее классическом случае задачи  $N$  тел.

На каждом временном шаге интегрирования необходимо идентифицировать кубы и рассчитать вероятности столкновений для каждой пары КО в каждом кубе. Как и в любом стандартном статистическом методе, для повышения точности расчетов предпочтительно разбиение пространства на большее число мелких кубов и/или более короткий интервал времени между срезами каталога КО. Практически достаточно принять размер стороны куба до 1% от средней по каталогу большой полуоси орбиты КО. Предельно допустимые установки для модели LEGEND — временной шаг интегрирования пять суток и размер куба  $10 \times 10 \times 10$  км.

Данный подход совместим с моделированием эволюции орбит любых КО (ИСЗ, астероиды, кометы и т. д.) при расчете вероятностей столкновений в долгосрочной перспективе [Liou, 2004a], что сильно расширяет область применения, делает ее универсальной.

Основная рабочая инженерная модель НАСА ORDEM2000 в 2010 г. претерпела существенную модернизацию и была заменена последней версией ORDEM2010, которая, впервые включила моделирование популяции геосинхронного КМ размером 10 см и крупнее. Однако с ее помощью моделируется и очень мелкий КМ — например, в диапазоне 10 мкм – 1 мм, а также в сантиметровом диапазоне [2011; Krisko, 2011a; Xu et al., 2010].

Опорными для моделирования популяции геосинхронных КО принимаются измерения телескопов, а для моделирования низкоорбитально-

го КМ — радиолокационные измерения (СККП США, «Хэйстэк», ХЭК). Ключевым нововведением в версии модели ORDEM2010 считается структура входных файлов ежегодных популяций КМ с 1995 по 2035 г. размером 10 мкм – 1 м от низких орбит до геосинхронных. Основными измерительными данными, учитываемыми при моделировании популяции КМ микронного размера, служат зарегистрированные in-situ кратеры и эрозии от сверхскоростных ударов, выявленные в послеполетном анализе возвращенных на Землю экспонированных в космосе поверхностей [Krisko, 2009, 2010, 2011a; Xu et al., 2011]. Сравнение последних версий этих моделей — ORDEM2010 и MASTER2009 — достаточно подробно проведено в [Flegel et al., 2010].

В них за основу берется текущее состояние засоренности ОКП, затем добавляются и исключаются некоторые потоки КМ с учетом взрывов, столкновений, сгорания КМ в атмосфере, мусора, сопутствующего запускам и функционированию и т. п., прогнозируются орбиты этих КО. В результате получаем статистическую картину засоренности в будущем с множеством координатных и некоординатных характеристик, включая даже плотность материала КМ (как, например, в ORDEM2010).

В современных моделях прогноза засоренности важным компонентом представляется так называемая модель трафика, предсказывающая частоту и характер будущих космических миссий и их влияние на характеристики популяций КМ. Трафик учитывает все типы выводимых на орбиты КО, размер, массу, параметры их орбит, ожидаемые орбитальные маневры и коррекции, переводы на орбиты захоронения, возможные причины взрывов (остатки топлива на борту, баллоны со сжатым газом, наличие аккумуляторных батарей и других энергетических ресурсов).

Хорошая модель трафика должна позволять для разных сценариев развития космических программ оценить эффективность предлагаемых мер по предотвращению дальнейшего техногенного засорения космоса. Здесь нельзя обойтись без учета национальных, международных, частных, межкорпоративных и прочих программ космической деятельности, которые ожидают нас в будущем. Предвидеть их особенно на далекое будущее — дело очень ненадежное: слишком много факторов, отличающихся существенной неопределенностью, могут повлиять на формирование и, главное, реализацию этих программ.

Модель разрушения КО (в результате взрыва, столкновения, «старения» последнего), используя по возможности более объективное физико-математическое описание процесса (своего для каждой причины разрушения), должна представить соответствующую картину разлета осколков с указанием всех параметров для каждого фрагмента или статистически в виде распределений координатных и массогабаритных параметров. Входной информацией для модели должны служить вид и энергетические характеристики причины разрушения. Ею, в частности, может быть комбинация столкновения с последующим взрывом, как, например, при испытании кинетического оружия или столкновении РН, с остатками топлива на борту, с крупным обломком. Одна из известных моделей разрушения, используемых НАСА, применялась при апостериорном моделировании

и исследовании взрыва ступени американской РН «Титан IIIС Транстэйдж» в 1992 г. [Hanada, Matney, 2002]. Она была радикально обновлена в 1998 г. и в последующие годы продолжала совершенствоваться [Krisko, 2011b]. Ее характеристики приведены в [Johnson et al., 2001].

Вместе с тем существующие модели разрушений весьма далеки от совершенных. Во-первых, не существует типичного разлета фрагментов ни по количеству, ни по направлению (которое можно было бы положить в основу модели), что связано с большим разнообразием причин и конкретных реализаций взрывов, условий и особенностей столкновений. Невозможно предсказать, столкнутся ли крупные КО лоб в лоб или только коснутся друг друга, тогда как результаты в первом и втором случаях будут абсолютно различными. Характер фрагментации, количество и картина разлета осколков существенно зависят от размеров и массы сталкивающихся КО, взаимного положения векторов их скоростей в пространстве, материалов конструкции, конкретных точек соударения и т. д. Во-вторых, исследователям доступно очень мало данных о конкретных взрывах и столкновениях именно в космосе, а не в лабораторных условиях. Эти данные можно использовать для изучения и большей конкретизации характера процессов взрыва и столкновения, а также калибровки соответствующих моделей.

Можно было бы построить теоретическую классификацию столкновений и взрывов и опираться на полученные распределения, но этот путь упирается в малое количество реальных данных для калибровки. Взрывы и столкновения в космосе удается регистрировать не так уж часто (гораздо чаще их просто не замечают СН), а если уж с этим повезет, то нужно отследить и детально, по-фрагментно измерить с самого начального момента разрушения все параметры, чтобы получить удовлетворительный комплект данных. Сделать это в естественных условиях совсем не просто.

Проводились наземные опытные взрывы специально для определения распределения масс и скоростей фрагментов [Fuske, 1993]. Однако в лабораторных условиях невозможно воспроизвести точно «космическую» ситуацию. В США в 1992 г. довольно полные данные о характере разрушения были получены Агентством ядерной безопасности в лабораторном эксперименте, в котором снарядом массой 150 г на скорости 6 км/с обстреливалась натурная модель целого ИСЗ и его частей [Hogg et al., 1993]. Но скорости КО в космосе, тем более относительные, могут колебаться в очень широком диапазоне — от нуля до 15 км/с и выше, не говоря уже о ракурсах столкновения.

Проводились и преднамеренные столкновения в космосе, например, P-78 и D-180 в 1986 г. на высоте 192 км [Orbital..., 1995; Portree, Loftus, 1999], но при этом не было получено сколько-нибудь значимой информации о мелких, неотслеживаемых фрагментах.

Значительное количество данных о разрушении и эволюции орбит, опять-таки, только крупных фрагментов поступило и продолжает поступать от наблюдения последствий испытания Китаем кинетического оружия в космосе в январе 2007 г. [Chinese Anti-satellite..., 2007;



Chinese Debris..., 2010; Johnson et al., 2007; Liou, 2010; Liou, Johnson, 2009; Update..., 2010]. То же можно сказать и о мониторинге злосчастного столкновения действующего американского КА «Иридиум-33» с пассивным российским ИСЗ «Космос-2251» в феврале 2009 г. [Satellite..., 2009].

В настоящее время в существующих моделях разрушений для их калибровки и настройки используются количественные и динамические данные об известных взрывах, столкновениях, «возрастных» разрушениях КО (случившихся в космосе или организованных в лабораторных условиях) [Oriola, 2006]. Но это данные, повторяем, практически только о крупноразмерных фрагментах. Для полноты модели мелкая фракция моделируется теоретически, статистически, путем экстраполяции. Но, к сожалению, еще слишком мало знаний о связи между наблюдаемой крупноразмерной фракцией фрагментов разрушения и практически не наблюдаемой малоразмерной. Крайне актуально создание комплексной модели разрушения, в которой по известной (наблюдаемой) картине разлета осколков крупноразмерной фракции автоматически, с достаточно высокой достоверностью и точностью, воспроизводилась бы соответствующая мелкая фракция. Только в этом случае модель разрушения можно было бы справедливо оценить как полную и адекватную.

Непременной составляющей современных моделей прогнозирования техногенной засоренности ОКП считается модель движения КО в поле возмущающих сил, предсказывающая значения параметров орбит ИСЗ в функции времени. Она используется в оперативных целях для определения положения конкретных КО в ближайшей перспективе по их начальным орбитальным параметрам с целью предсказания возможного сближения или столкновения и, в случае необходимости, расчета маневра увода от столкновения. Оперативное краткосрочное прогнозирование необходимо также для предсказания времени и области входа КО в плотные слои атмосферы с последующим определением времени и места возможного падения его обломков на Землю.

Модель движения нужна и для долгосрочного прогнозирования (на годы, десятки и сотни лет) движения множества КО с орбитами самых разных классов с целью предсказания будущего техногенного состояния космической среды. В чем-то эти задачи схожи, но каждая встречается со своими трудностями. Обе модели должны учитывать действие на КО (кроме центрального гравитационного поля Земли) различных возмущающих его движение сил (сопротивление атмосферы, нерегулярности гравитационного поля Земли, давление солнечного излучения, гравитационные возмущения со стороны Луны и Солнца). Конечно, далеко не на всех орбитах имеет место одновременное влияние всех этих сил в мере, требующей их учета. Кроме того, их действие на конкретный КО зависит не только от параметров его орбиты, но и от отношения площади его поверхности к массе.

Для каждого класса орбит, естественно, учитывать только те возмущения, которые существенно влияют на движение КО. Например, на низких орбитах, где наклонение практически не меняется в течение длительного времени, при долгосрочном прогнозировании обычно ограничиваются

66 определением изменения апогея и перигея орбиты под воздействием атмосферного торможения.

Иное дело, модели краткосрочного прогнозирования при решении очень ответственных задач: предсказания сближения или столкновения объектов. В этом случае требуется учитывать все силы, действующие на КО, и, конечно, более частое проведение позиционных измерений. В российской СККП такой подход используется также в аварийных и критических ситуациях, например, при входе КО в плотную атмосферу. В частности, кроме солнечной и геомагнитной активности, учитываются данные о текущей плотности атмосферы, получаемые по массовым наблюдениям других КО [Назаренко и др., 1987 г.; Nazarenko et al., 1991].

Иначе дело обстоит в задачах долгосрочного прогнозирования орбит НОКО, в которых неопределенность в короткопериодических изменениях плотности атмосферы (являющейся большой проблемой для краткосрочного прогнозирования) не так серьезна. Во-первых, это не единственная неопределенность, с которой приходится считаться, и все они должны быть усреднены. Во-вторых, модели долгосрочного прогнозирования «не очень заинтересованы» в КО, движение которых сильно подвержено сопротивлению атмосферы, так как они все равно довольно скоро сгорят.

Тем не менее, фактор неопределенности сопротивления атмосферы все же ограничивает точность долгосрочного моделирования движения КМ. Если известны показатели солнечной и геомагнитной активности, прогноз плотности атмосферы совпадет с реальной с точностью 20 %. Но плотность атмосферы может изменяться в 10 раз на протяжении 11-летнего цикла изменения солнечной активности, а уровень будущих циклов не всегда предсказуем [Orbital..., 1995]. Для прогнозирования солнечной активности используются специальные модели [Horstman, 2005; Whitlock, 2006]. Из вышесказанного следует, что для долгосрочного прогнозирования состояния популяции техногенного КМ оправдано применение лишь самых простых моделей движения НОКО.

На эволюцию более высоких орбит (выше 500...600 км) сопротивление атмосферы перестает заметно влиять, но начинает сказываться более сильное воздействие лунных и солнечных гравитационных возмущений, неравномерности земной гравитации, давления солнечного излучения (особенно значительно такое влияние на очень мелкие КО и объекты с большим соотношением площади поперечного сечения к массе). Эти возмущения вызывают заметные изменения в эксцентриситете, наклоне, высоте апогея и перигея. В отличие от плохо предсказуемого атмосферного фактора, влияние данных возмущений может быть учтено в модели движения с вполне приличной точностью, что и оправдывает усложнение моделей для обслуживания областей средневысоких и высоких орбит, а современная вычислительная техника вполне справляется с требуемым для этого увеличением объема вычислений.

В области высоких орбит трудности в решении задач высокоточного расчета опасных сближений КА с элементами КМ и расчета маневров укло-

нения объясняются в основном сложностью обнаружения и слежения за объектами на таких орбитах, точностью определения положения ВОКО и, в частности, геостационарных и вообще геосинхронных КО. Отсюда большое число ложных тревог в службах контроля за опасными сближениями ВОКО.

У всех существующих моделей, несмотря на их обилие, есть свои недостатки, и исследователи, как правило, вынуждены полагаться на доступный модельный инструментарий, не подвергшийся всесторонней отработке, не откалиброванный по последним, новейшим измерительным данным.

Даже самые лучшие модели быстро устаревают ввиду, по крайней мере, двух причин.

Всякая, даже самая полная модель, учитывающая все важнейшие влияющие на качество ее результатов факторы, должна быть тщательно откалибрована. Для этого нужно располагать реальными измерениями моделируемой среды хотя бы в отдельных ее областях. К настоящему времени получен гигантский объем измерений параметров КМ всеми средствами наблюдения. Однако из-за необъятных размеров ОКП, сложной взаимной и внутренней структуры потоков КМ в разных областях космоса, весьма непростой динамики (во всех параметрах) этой структуры, недостаточности средств наблюдения — вся совокупность полученных на сегодня данных измерений оценивается как относительно скудная, не дающая адекватного представления о засоренности космической среды. Поэтому для качественной калибровки модели необходимо получить как можно больше дополнительной информации и желательно о большем числе различных областей ОКП.

Космическая среда постоянно изменяется ввиду свойственной ей динамики, постоянного вброса очередных порций КМ при запусках ИСЗ, высвобождения новых объектов в процессе полета и функционирования КА, разрушений КО и т.п. Причем каждый тип вброса имеет свои индивидуальные закономерности изменения параметров среды. Стационарность потоков КМ периодически нарушается появлением сингулярных точек образования новых региональных популяций КМ в результате взрывов, столкновений, разрушений. Эти образования имеют практически непредсказуемые характеристики (количество, распределение масс и векторов скоростей ее элементов). Поэтому модель должна постоянно совершенствоваться, а ее калибровка — регулярно обновляться с участием новых полученных измерений.

В заключение раздела, посвященного мониторингу ОКП, можно сделать следующие выводы. Крупный КМ (размером более 10...20 см, а на ГСО более 50...100 см) удовлетворительно контролируется системами ККП России и США и его популяция, особенно НОКО, вполне информативно представлена в каталогах. Это достаточно хорошо известный своими каталогизированными характеристиками сегмент общей популяции КМ. Вместе с тем, в них плохо представлены ВЭКО, КО с малыми наклонениями орбит и КО на полусуточных круговых орбитах. Улучшению качества

каталогов КО может способствовать регулярный обмен данными между Россией и США, обмен орбитальной и измерительной информацией между всеми государствами, располагающими средствами наблюдения с достаточными возможностями. Итогом этого процесса могло бы стать создание и ведение единого каталога КО на базе национальных каталогов.

В отличие от мониторинга крупного КМ, значительные пробелы существуют в отслеживании мелкого и среднеразмержного. Наиболее эффективным способом мониторинга последнего остаются дистанционные наблюдения с Земли с помощью различных радиолокационных, оптических и оптико-электронных средств, прежде всего, работающих в парковых режимах. Выборочное зондирование потоков среднеразмержного и мелкого КМ, будучи довольно эффективными, проводится в основном эпизодически, по случаю, отсутствует системный подход к решению этой задачи. В результате обследованы весьма ограниченные области космического пространства. Целесообразной была бы централизованная координация этого процесса с постоянным увеличением числа его участников и организация совместного анализа как архивных так и новых данных, что улучшило бы понимание источников малых и среднеразмержных частиц КМ и динамики их популяций.

Несомненно, полезны кампании наблюдений КМ всеми доступными средствами, периодически организуемые Комитетом IADC.

Разработкой моделей текущей техногенной засоренности ОКП и ее прогнозирования занимается множество специалистов во всем мире. Сравнительный анализ некоторых из них проведен, например, в [Walker, Nazarenko, 1999]. Однако эти модели все еще далеки от совершенства как вследствие недостатка знания механизмов происходящих в космосе процессов с КМ, так и из-за недостаточного объема измерений потоков среднеразмержного и мелкого КМ.

Итак, все типы упомянутых моделей нуждаются в дальнейшем совершенствовании: уточнении теоретической основы; получении и ассимиляции в модели новой измерительной информации; устранении или, по крайней мере, уменьшении присущих им неопределенностей; учета как можно большего числа источников мусорообразования; повышении точности моделей. Все это необходимо делать, причем с высокой ответственностью, хотя бы потому, что на основе результатов прогонов моделей принимаются очень дорогостоящие решения о мерах борьбы с засорением космоса, о конструкциях и программах полета КА.

## **Раздел 2. СОСТОЯНИЕ ЗАСОРЕННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

Специалистам хотелось бы иметь как можно более полное и точное описание всей популяции КМ и различных ее фракций. Без этого невозможно проводить обоснованную политику освоения космоса и осуществлять космическую деятельность эффективно и безопасно. К сожалению, достаточно полные и надежные характеристики этой быстро меняющейся среды пока получить практически невозможно. Информация об этих характеристиках нужна, чтобы оценить степень сегодняшней и будущей опасности космических миссий со стороны КМ. Имеющиеся характеристики среднеразмерной и мелкой популяций КМ основаны на весьма ограниченном объеме выборочных измерений и экстраполяции этих данных на неисследованные орбитальные области. Таким образом, оценки общей популяции КМ довольно неопределенны. Более того, оценки самих границ этой неопределенности также не отличаются достаточной точностью.

### **2.1. Источники засорения космоса**

Источники техногенного засорения ОКП весьма разнообразны, но все они связаны с освоением космоса человеком. Естественные метеороиды не создают серьезной опасности для грамотно спроектированных КА. Тем более что они, приходя извне, быстро проходят через ОКП, сгорая в плотных слоях атмосферы, либо (в редких случаях) достигают поверхности Земли. Техногенные КО, будучи запущены с Земли на орбиты вокруг нее, остаются на этих орбитах длительное время, создавая постоянную угрозу (пропорциональную времени их орбитального существования) для действующих КА, объектов на Земле и ее населения, а также прочие негативные эффекты.

КМ образуется и при запуске КА (как пилотируемого, так и автоматического), выводе его на орбиту и в процессе его функционирования. Такой КМ называется сопутствующим миссии КА.

Наиболее мощный источник образования КМ — разрушение КО. Оно включает три основных вида: взрывы КА и РН (намеренные или самопроизвольные); столкновения КО и деградация их поверхности под воздействием агрессивной космической среды (так называемое «старение» КО, или «возрастная» деградация).

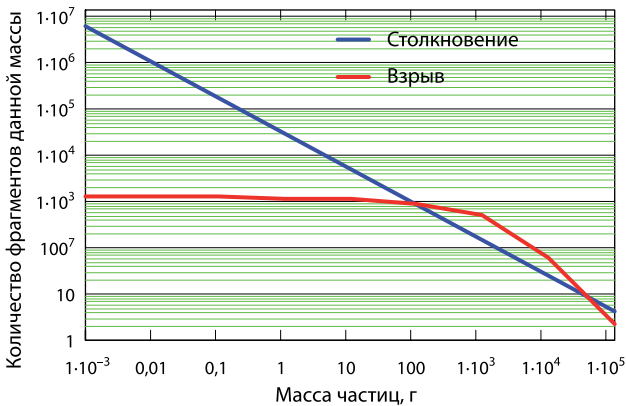
В отдельную категорию можно выделить аэродинамическое разрушение, которое часто происходит с КО на высокоэллиптических орбитах

в области перигея при достижении им достаточно низкого положения (например, 75...100 км). Этот вид разрушения, при котором обычно теряются солнечные батареи и другое навесное оборудование, может сопровождаться взрывом. Однако образующиеся при этом фрагменты в своем большинстве оказываются короткоживущими.

Все эти источники следует учитывать по разной степени их влияния на общее засорение ОКП. Причем в перспективе степень влияния может (и, скорее всего, будет) радикально изменяться. Например, когда столкновения КО при достижении критической плотности КМ в некоторых областях орбит перерастут в фазу каскадного эффекта (см. ниже синдром Кesslera), самым мощным источником образования нового КМ станут именно столкновения.

При этом не обязательно ждать начала цепной реакции столкновений. Уже в ее преддверии столкновения становятся доминирующим источником образования КМ в низкоорбитальной области. Имеющаяся информация свидетельствует об увеличении частоты столкновений. И это только по зарегистрированным случаям.

Если сравнивать взрыв и столкновение с точки зрения перспективного состояния космической среды, то столкновение опаснее. Средняя относительная скорость столкновений в космосе составляет 10 км/с, но бывает и большей. Эти скорости относятся к категории сверхзвуковых. Их особенность — образование огромного количества мелкого КМ, гораздо большего, чем при взрыве. На рис. 2.1.1 показаны результаты взрыва полутонной ступени РН и сверхзвукового столкновения такого же по массе объекта с небольшим обломком [Potter, 1993].



**Рис. 2.1.1.** Сравнение выхода фрагментов различных размеров в результате взрыва и сверхзвукового столкновения

Если текущий темп накопления КМ сохранится, то уже к середине нашего столетия в некоторых диапазонах низких орбит плотность КМ достигнет критического уровня и начнется каскадный эффект. Это предсказание

Кесслер сделал в 1991 г. Сегодняшние прогнозы еще серьезнее, и они более достоверны, так как за 20 лет накоплено много фактических данных о текущей засоренности ОКП, главное — о ее динамике.

По мнению ряда экспертов, каскадный эффект уже начался, по крайней мере, на высотах 900...1000 км, а также в пределах некоторых популяций мелкой фракции КМ [Назаренко, 2010; Kessler et al., 2010; Potter, 1993]. Ниже эти процессы и классы результирующего КМ будут рассмотрены подробно.

Во время работы твердотопливного реактивного двигателя образуются и выбрасываются из сопла мелкие частицы продуктов горения, например, окиси алюминия. В течение одного только 1993 г. в космосе работало около 30 твердотопливных ракетных двигателей. Размеры этих частиц по теоретическим расчетам обычно не превышают 10 мкм. Зато их количество, выбрасываемое за цикл работы двигателя, может достигать  $10^{20}$  [Mulrooney, 2004; Orbital..., 1995]. Частицы выбрасываются с большой относительной скоростью (до 4 км/с, в среднем 1,5...3,5 км/с в зависимости от размера частиц) в широком секторе направлений, что существенно сказывается на увеличении области их дальнейшего орбитального существования. Большинство из них быстро входят в атмосферу, другие (более крупные) переходят на эллиптические орбиты. Последние представляют вполне определенную опасность для космических аппаратов. На рис. 3.1.21 показан кратер на иллюминаторе шаттла от удара такой частицы.

Кусочки краски и другого рода покрытий, отделяющиеся в результате старения поверхности, обычно крупнее частиц окиси алюминия и составляют в среднем сотни микрон в диаметре. Они имеют гораздо меньшую начальную относительную скорость и первое время остаются на орбитах «родительских» КО.

В наземных испытаниях, проведенных в США в Центре космических полетов Маршалла и Центре инженерного развития Арнольда, в выхлопах твердотопливного двигателя обнаружено небольшое число хлопьев  $Al_2O_3$  размером более 1 см, которые уже требуют к себе серьезного отношения [Siebold et al., 2003]. Это подтверждается наземными телескопическими наблюдениями и фиксацией частиц КМ по технологии in-situ [Horstman, 2007].

НАСА в течение двух лет проводило исследование последствий работы твердотопливных двигателей для космической среды и в 2007 г. выпустило технический отчет [An Assessment..., 2007]. Полученные результаты исследования подтверждают, что во время работы двигателей образуется значительное количество окиси алюминия, выбрасываемой из сопла в виде довольно крупных частиц (0,01...5 мм). Они образуются вследствие быстрого расширения и отвердевания расплавленного  $Al_2O_3$ . Составляя около 0,65 % исходной топливной массы, эти частицы довольно сильно загрязняют космическую среду. Так что не следует недооценивать и иные, отличные от взрывов и столкновений источники образования КМ [Kessler et al., 1998].

72 Приведенные в отчете НАСА численные оценки используются сегодня во многих моделях засоренности ОКП в качестве исходных данных.

Тем не менее самая опасная (особенно в перспективе) причина образования КМ — разрушение КО вследствие взрыва, столкновения с другими объектами и «возрастная» деградация поверхности под воздействием агрессивной среды: радиация всех видов, перепады температуры, космическая пыль, окисление атомарным кислородом и т. п. Если образование КМ, сопутствующего миссии КА, можно сократить за счет более рационального проектирования конструкции КА, использования устойчивых к воздействию материалов, программирования запуска и вывода на орбиту полета, то взрывы и столкновения остается только констатировать и соответственно корректировать соответствующие модели КМ. Правда, есть один потенциальный, по существу политический рычаг, для уменьшения количества разрушений в космосе, но об этом в разд. 4.

Большинство разрушений происходит сейчас случайно, не по воле оператора КА, а из-за нештатных процессов в топливных системах РН и КА, аккумуляторных батарей, бортовых приборах, как правило, после завершения их программного функционирования.

Могут быть и разрушения смешанного типа — взрыв, спровоцированный столкновением. Собственно, к этому типу могут относиться и разрушения при испытаниях противоспутникового оружия, если по программе предусмотрен подрыв противоспутника или кинетический удар вызывает взрыв на борту цели.

В отличие от фрагментов взрыва и столкновения КО, а также продуктов работы твердотопливного ракетного двигателя, КМ, образующийся в результате старения и деградации поверхности КО под влиянием космической среды, отделяется от «родительского» объекта с относительно низкими скоростями и малым разбросом векторов скоростей. При этом образование фрагментов старения не носит массового характера. Их орбиты не создают такого эффекта, как при разрушении. Очень немногие из образовавшихся в результате деградации фрагментов могут быть каталогизированы. Подавляющая их масса — очень мелкие частицы. Крупные, если и образуются, имеют большое отношение площади поперечного сечения к массе и довольно быстро прекращают свое орбитальное существование, особенно в области низких орбит. Типичная чешуйка отслоившейся краски имеет массу  $10^{-6}$  г.

Эти частицы могут вызвать последующую деградацию поверхности «материнского» или другого КО, повредить незащищенные чувствительные компоненты (оптику, иллюминаторы, тросы). К сожалению, создатели КА мало заботятся о сохранении прочности покраски КА и РН, особенно после окончания их функционирования. И с каждым годом краска отслаивается все интенсивнее.

Деградацию поверхности КО могут вызывать и постоянные удары очень мелкого КМ, что приводит к снижению качества функционирования КА или его компонент. Модели такого снижения качества трудно создать, так



как оно не всегда напрямую связано с размером физического повреждения или размером ударяющейся частицы. В то же время влияние деградации поверхности КА должно анализироваться очень детально при оценке возможного изменения качества функционирования и космического аппарата в целом, и отдельных его систем.

Наиболее уязвимые с точки зрения деградации поверхностей от ударов КМ — оптические компоненты. Удары частиц диаметром в десятки и сотни микрометров могут значительно увеличить рассеяние оптикой света [Watts et al., 1994]. Это особенно важно для оптических средств построения изображения. Удары мелких частиц в трубу телескопа или дефлектор приводят к образованию больших пучков мельчайших частиц, которые могут расстроить или ослепить оптические датчики.

Многочисленные мелкие удары в устройство термоконтроля приводят к изменению общей площади поверхности, потенциально определяющей температурный режим космического аппарата. На LDEF ударные кратерные повреждения удалили всего лишь ~0,26 % наружной (термозащитной) краски. Но фронтальные сколы увеличили общее количество удаленного материала до 5 % от окрашенной площади [Coombs et al., 1992]. Перфорации в термозащитных покрытиях могут также нарушить систему терморегулирования, обнажая защищаемые компоненты [Allbrooks, Atkinson, 1992; Meshishnek et al., 1992].

Удары мелких частиц способны повредить солнечные батареи КА. В этой части диапазон уязвимости довольно широк: от локальных повреждений стеклянных покрытий и самих солнечных элементов до нарушения последовательной связи отдельных ячеек и наружной кабельной системы, включая и силовые кабели. Они могут вызывать короткие замыкания или разрывы соединений. Даже мелкие частицы порождают плазму, которая в свою очередь наносит повреждения солнечным элементам [Krueger, 1993].

## 2.2. Состав и классификация популяции орбитальных объектов

С начала космической эры было выполнено около 5000 запусков, в результате чего в ОКП было выведено порядка 30 000 крупных (более 10 см) КО. На 1 октября 2009 г. зарегистрировано около 33 500 объектов [Рыхлова, Бахтигараев, 2010]. Из них более двух третей все еще остаются на орбитах и контролируются средствами наблюдения.

И американская, и российская СККП ведут динамические каталоги крупных КО. Лишь порядка 5 % последних составляют действующие КА. Их сейчас порядка 800...850. Для сравнения, в 1992 г. их было около 400, т.е. наблюдается явный прогресс в освоении космоса. Остальные 95 % — крупный КМ с массой 300 г – 20 т. Его суммарная масса превышает 10 000 т. На рис. 2.2.1 представлена классификация КО в ОКП.

В 2010–2011 гг. на околоземных орбитах штатными средствами наблюдения контролировалось более 20 000 КО, из которых каталогизировано

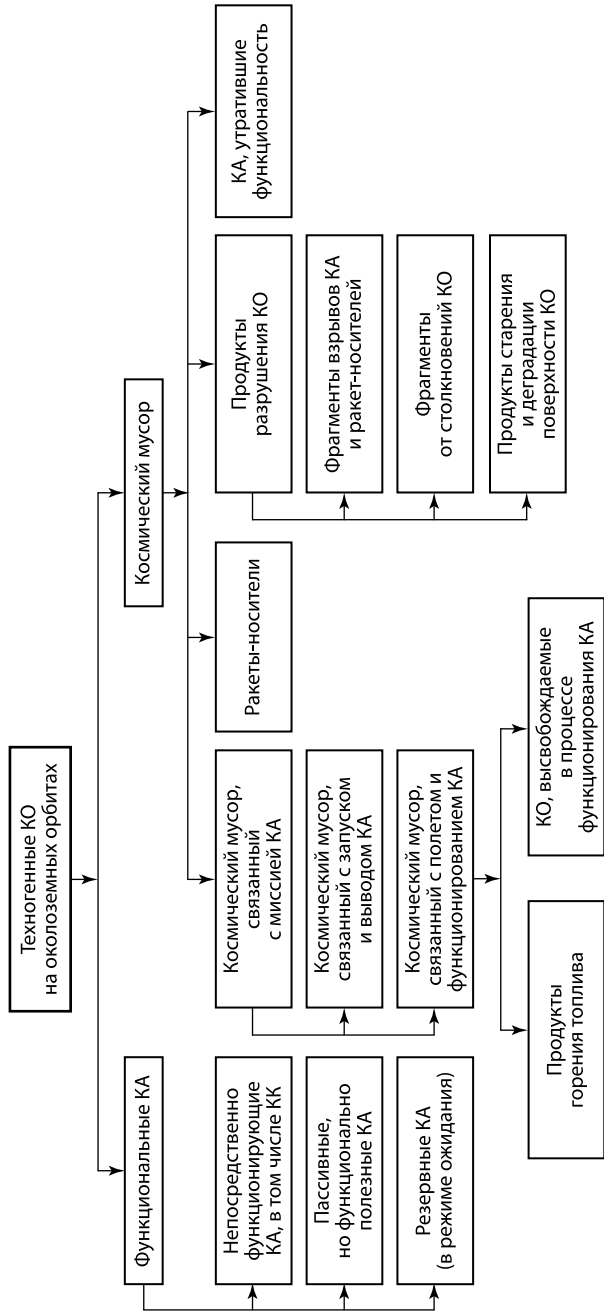


Рис. 2.2.1. Классификация космических объектов (в ОКП)

~17 500 (официальный каталог СККП США) размером более 10 см. Из них объектов размером свыше 1 м около 4500 (модель MASTER-2001, ЕКА). (В США ведется также каталог, содержащий более 100 000 КО. Но в него входят и более мелкие КО.) Для сравнения, в 2006 г. в каталоге СККП США было 9000 КО общей массой 5 000 000 кг [Liou, Johnson, 2006a].

ЕКА приводит свои количественные оценки околоземных популяций КО размером более 5 см [Olmedo et al., 2009]:

НОКО ( $H_a < 2000$ км)	— 21 484
КО на средневысоких орбитах (среднее движение более 1,5 и менее 2,5 вит/сут)	— 1392
КО на геосинхронных орбитах ( $H_n > 34\,000$ км, $H_a < 38\,000$ км)	— 7964
КО на прочих орбитах	— 12 773
<b>Всего:</b> КО размером более 5 см	— 43 837

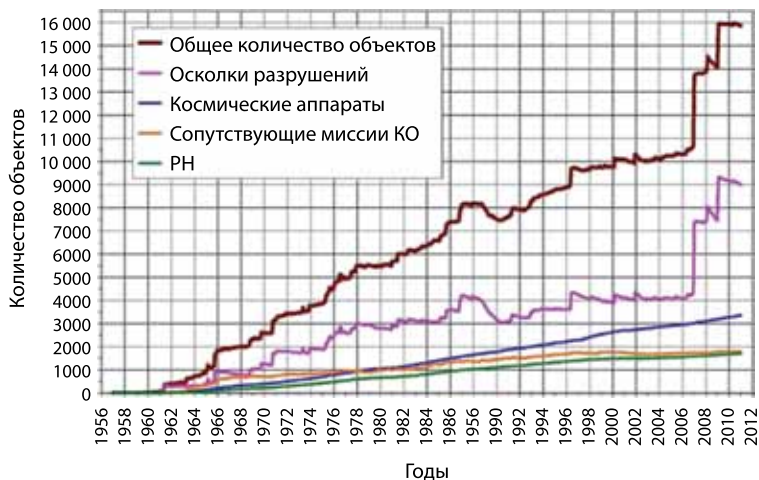
Эти данные используются как исходные для моделирования засоренности ОКП, приводимого в ЕКА.

Кроме этих, в основном, каталогизированных и регулярно наблюдаемых КО, в ОКП находится огромное количество мелких (но не менее опасных), как правило, не видимых радиолокационными и оптическими средствами частиц — порядка 500 000 размером 1...10 см (модель MASTER-2001, ЕКА) и десятки миллионов размером 0,1...1 см. Количество еще более мелких частиц в ОКП исчисляется уже миллиардами и триллионами [Report..., 1989; Spase..., 2010]. Расчетные данные показывают, что популяция КО размером от 5 мм до 1 см составляет около 80 % от общего количества частиц размером более 5 мм [Liou, 2011b]. С этой «мелочью» приходится считаться, так как ее опасность определяется не столько размерами, сколько скоростью.

Результаты исследований специалистов России, США, Франции, Германии, Японии свидетельствуют о прогрессивном характере процесса засорения космоса. В настоящее время наиболее засорены высоты 800, 1000 и 1500 км и, с учетом ее малой рабочей емкости, геостационарная орбита. Причем это орбиты, наиболее интенсивно используемые для размещения КА.

Изменение состояния техногенной засоренности ОКП с начала космической эры и до настоящего времени (в части крупных, каталогизированных КО) иллюстрируется рис. 2.2.2 [Monthly..., 2011]. Диаграмма построена по данным каталога КО СККП США на январь 2011 г. Резкий скачок в количестве обнаруженных и каталогизированных КО, происходящий на 2007 г., вызван взрывом китайского КА «Фенгюн». Кривая 1 (сверху) представляет общее количество КО в каталоге; кривая 2 — количество образовавшихся фрагментов в результате взрывов и других разрушений; кривая 3 — количество КА и КК (как действующих, так и прекративших активное существование); кривая 4 — КМ, сопутствующий запускам и функционированию КА; кривая 5 — количество ракет-носителей.

На рис. 2.2.3–2.2.5 [IADC..., 2006] наглядно, в разных масштабах и ракурсах представлена общая картина современного техногенного засорения ОКП, построенная на основе данных каталога КО СККП США, рис. 2.2.5a [AIAA..., 2011] демонстрирует явный «прогресс» в засорении ОКП за 30 лет с 1981 г. по 2011 г. КМ, который приведен на этих рисунках, это лишь очень скромная надводная часть «айсберга».



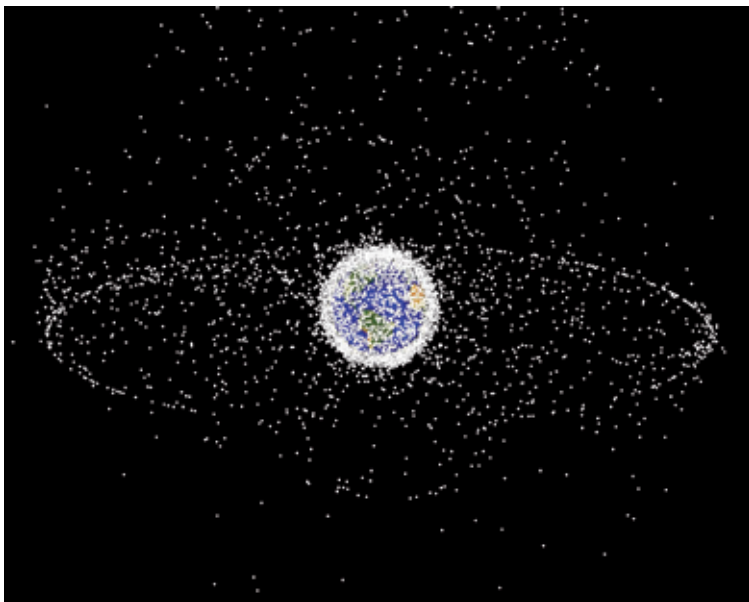
**Рис. 2.2.2.** История изменения количества КО в ОКП

Примерная классификация техногенных космических объектов в околоземном пространстве представлена на рис. 2.2.1. Здесь дадим ее краткий обзор.

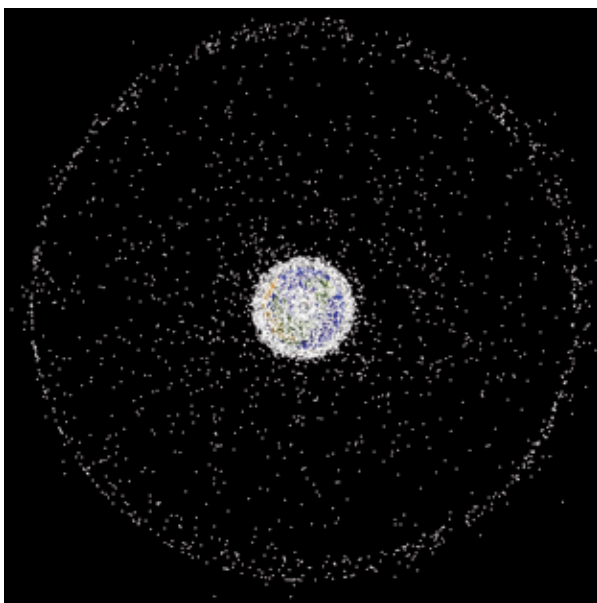
К функциональным КА, в соответствии с данным во введении определением, будем относить:

- автоматические КА, управляемые с Земли и имеющие определенное, как правило, узкое целевое назначение, и пилотируемые космические корабли;
- временно не функционирующие на данный момент времени резервные КА, находящиеся на орбитах в режиме ожидания;
- пассивные, но функционально полезные КО, например, калибровочные сферы или диполи типа «Пион», ODERACS, орбитальные платформы с уголковыми отражателями и другими настроечными или эталонными устройствами и т. п.

Последнюю категорию точнее было бы назвать «Функциональные КО» (а не КА). Они составляют приблизительно 1/4...1/5 от общего числа КА, находящихся на орбитах (количество тех и других постоянно меняется вследствие запуска новых ИСЗ, схода с орбит и перехода каких-то из одной категории в другую), и всего лишь порядка 5 % от общего числа каталогизированных КО.



**Рис. 2.2.3.** Каталогизированные космические объекты



**Рис. 2.2.4.** Космические объекты вместе с геостационарным кольцом. Вид с Северного полюса

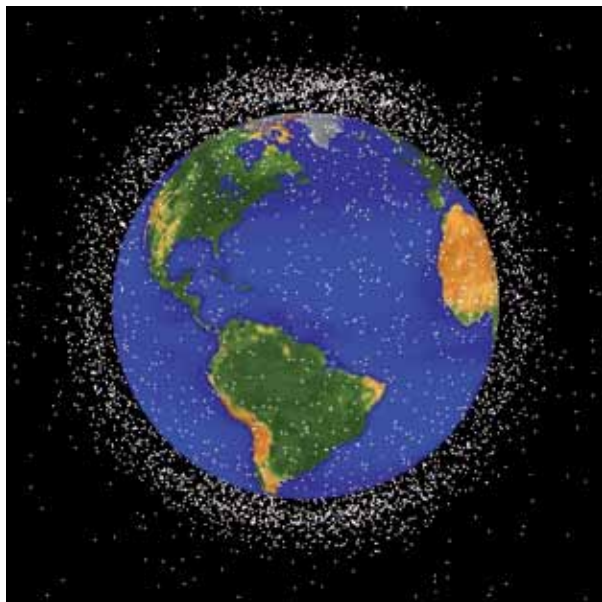


Рис. 2.2.5. «Срез» каталога КО на фоне Земли

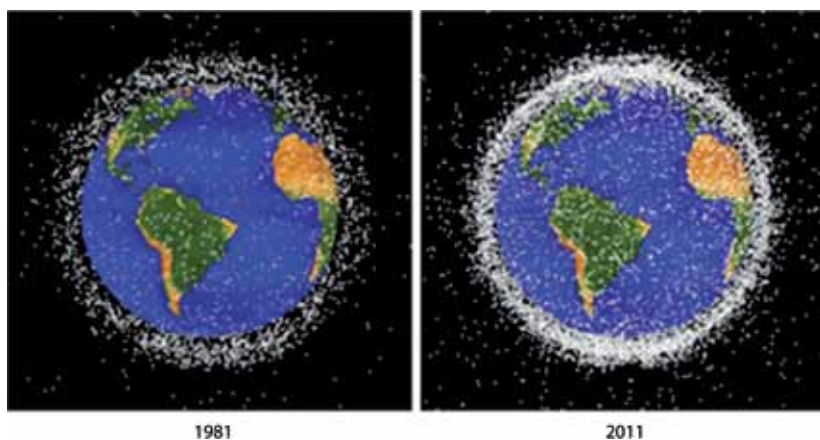


Рис. 2.2.5а. «Срезы» каталогов с интервалом 30 лет

Функциональные КО отличаются большим разнообразием размеров, форм, покрытий, определяющих отражательные свойства объекта, орбит функционирования (консервации или ожидания, если это резервные КА) и, конечно же, назначения. Последнее определяет все остальное.

Значительно более обширную популяцию (приблизительно в 4...5 раз) составляют КА, утратившие функциональность (вследствие неустраняемой неисправности или полного расхода рабочего ресурса). Таким образом, действующие КА со временем пополняют популяцию КМ. На 5 января 2011 г. общее их число (функциональных и нефункциональных), каталогизированное СККП США, составляло 3380 [Satellite..., 2011a]. Некоторые расхождения в количестве каталогизированных КА могут объясняться тем, что в публикуемые и обмениваемые каталоги КО НАСА не включают аппараты военного назначения.



**Рис. 2.2.6.** Наноспутник GeneSat-1

КА сильно разнятся своими размерами и массой. С одной стороны, это многотонные конструкции, такие как МКС, ОС «Мир» (135 т), «Салют-7» (43 т). С другой стороны, в конструировании космической техники давно уже наметилась тенденция к миниатюризации. Например, в 2006 г. США был запущен, а в августе 2010 г. вошел в плотные слои атмосферы пятикилограммовый наноспутник GeneSat 1 с размерами 10×10×35 см. Он предназначался для изучения влияния микрогравитации на биологические культуры (рис. 2.2.6) [Reentry..., 2010].

В сентябре 2009 г. Швейцария запустила свой первый ИСЗ с помощью РН Polar Express с индийского полигона. Этот наноспутник под названием «Швейцарский кубик», изготовленный в Федеральной политехнической школе в Лозанне и предназначенный для изучения ночных атмосферных свечений, имел массу всего 820 г. [Space..., 2010]. К настоящему времени микроспутники есть у США, России, ЕКА, Китая, Франции, Израиля, Великобритании, Индии, Канады, Швейцарии, Турции. В разд. 1 уже говорилось, что в США даже разрабатывается специальная параллельная микроСККП космического базирования, состоящая из наноспутников [US..., 2010].

К категории крупных КО (обычно более крупных, чем функциональные) относятся ракеты-носители. Если после вывода НОКО на орбите остается лишь одна ступень, то после запуска ВОКО на орбитах могут оказаться и три ступени. Самые крупные первые ступени РН обычно вскоре входят в атмосферу и либо сгорают, либо их крупные обломки падают на Землю. Последние ступени РН могут долго находиться на орбитах.

В процессе запуска, вывода на орбиту, активации и функционирования КА высвобождается множество временных и вспомогательных технологических приделков, уже сыгравших свою роль и более не нужных для дальнейшего активного существования КА. Это заглушки, крышки для линз, временный крепеж, пиротехника, взрывные болты, защитное покрытие кабелей, элементы арматуры, страховочные стяжки (крепления безопасности) солнечных панелей и других раскрывающихся в космосе элементов конструкции и т. п.

Во время пилотируемого полета КК на борту накапливается всякого рода мусор, в том числе и продукты жизнедеятельности экипажа. Все это, во всяком случае раньше, выбрасывалось в открытый космос. И если в последнее время к этому стали относиться более ответственно (контейнеры с бортовым мусором стали возвращать на Землю), то космонавты, работая в открытом космосе, бывает теряют или роняют инструменты, перчатки и даже целые сумки с инструментами, пополняя популяцию КМ.

Довольно много операционных отходов образуется в процессе активного полета КА. В течение первых восьми лет работы орбитальной станции (ОС) «Мир» от нее было отделено более 200 только крупных элементов, которые удалось обнаружить наземными наблюдательными средствами и каталогизировать [Orbital..., 1995]. Опять-таки это только видимая и зарегистрированная часть «айсберга».

Значительную популяцию, широко представленную в ОКП, составляют фрагменты разрушений КО в результате взрывов и столкновений. В нее сейчас входит около 60 % каталогизированных КО и, возможно, большая доля не каталогизированных. Эта популяция охватывает широкий диапазон размеров. При разрушении, особенно при столкновении, образуется, кроме крупных обломков, очень много мелкого КМ, количество которого подсчитать не удается.

Несмотря на то, что фрагменты разрушений количественно превосходят все типы КМ, на цельные (не разрушенные) КА и РН приходится наибольшая доля суммарной площади поперечного сечения и массы КМ, т. е. это наиболее опасные КО. Потенциальные столкновения с ними имеют наибольшую вероятность, а последствия столкновений не идут ни в какое сравнение со всеми остальными: образуется гигантское количество обломков и осколков самых различных размеров и масс, постепенно охватывающих широкий, непрерывно расширяющийся спектр орбит. Причем большое количество крупных обломков способно к дальнейшим катastroфическим столкновениям. Иными словами, отработавшие КА и РН, особенно на высоких орбитах, сильно увеличивают долгосрочный потенциал столкновений.

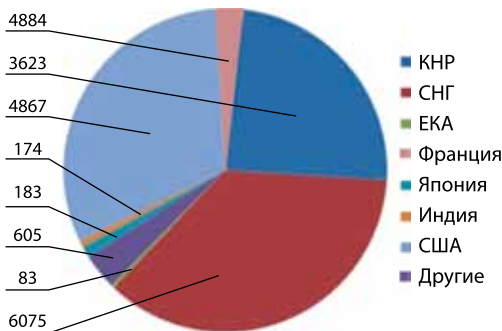
Чем больше суммарная площадь поперечного (вектору набегающего потока КМ) сечения некоторой популяции КМ, тем больше вероятность столкновений с ее составляющими. С другой стороны, сечение большой площади является хорошим фильтром (уловителем, очистителем) для самого мелкого мусора. Разумеется, при условии, что столкновение с ним не образует нового КМ, что вполне реально с учетом возможных огром-



ных скоростей столкновений. Этот вопрос требует более углубленного изучения.

КА может взорваться и в процессе функционирования, и по завершении активного существования. Причины самые разнообразные. Это взрывы баков с компонентами топлива и баллонов со сжатым газом, неполадки в двигателях, короткое замыкание батарей аккумуляторов, случайно возникающие высокие угловые скорости вращения КА, прочие нарушения в структурах и компонентах, а также намеренные подрывы. Взрывы РН по большей части обусловлены наличием остатков горючего и окислителя в баках после выполнения РН своей миссии. Взрыв происходит в результате неконтролируемого смешивания горючего и окислителя либо под воздействием физических факторов (повышенное давление, например, из-за перегрева бака или неисправности клапана сброса давления).

На рис. 2.2.7 показано распределение каталогизированных КО по различным государствам и группам государств по состоянию на 6 июля 2011 г. Диаграмма построена по данным каталога КО СККП США [Satellite..., 2011b]. Общее количество каталогизированных КО на эту дату составляло 16 094 КО, 95 % которого КМ.



**Рис. 2.2.7.** КО, принадлежащие различным странам (по состоянию на 6 июля 2011 г.)

Есть еще одна категория КМ, о которой говорилось выше — продукты деградации, старения поверхности КО. Размер его фрагментов может значительно колебаться. Это могут быть и мельчайшие частицы краски, абляционного покрытия, используемые для терморегуляции КА и РН, постепенно отслаивающиеся под воздействием атмосферы (даже сильно разреженной), солнечной радиации, ударов пылинок КМ. Отваливаются и относительно крупные элементы: плитки термозащитного слоя, фрагменты бронезащитных щитов, солнечных панелей. Зачастую размеры их таковы, что они могут наблюдаться и наземными средствами. Например, в 1993 г. с поверхности действующего ИСЗ СОВЕ (Cosmic Background Explorer) отделилось более 40 объектов, обнаруженных и сопровождавшихся средствами американской СККП. Скорее всего, это были сегменты термозащитного одеяла, оторвавшиеся в результате температурных перепадов [Orbital..., 1995].

В заключение, на основе анализа всей доступной информации сделаем обобщающий вывод, который может оказаться полезным при построении моделей прогноза засоренности ОКП. Состав и количество КМ постоянно изменяется. Можно выделить три его составляющие: компонента А — короткоживущая популяция, обращающаяся близко к плотным слоям атмосферы, которую ожидает сгорание в атмосфере в ближайшее время; компонента В — долгоживущая популяция, т. е. КМ на значительных высотах, которая очень нескоро достигнет плотных слоев атмосферы; компонента С — «молодой» КМ, образующийся в результате текущих запусков ИСЗ, взрывов и столкновений КО, деградации их поверхности и т. п. Компонента С (точнее, мета-компонента) — источник постоянного пополнения компонент А и В. За счет сокращения компоненты А происходит постоянное очищение ОКП от мусора, однако ее убывание не компенсирует рост общей популяции за счет компоненты С. В среднем два-три каталогизированных КО ежедневно входят в плотные слои атмосферы и, как правило, сгорают. Однако темп появления новых КО из различных источников заметно выше. Последнее хорошо видно из рис. 2.2.2 и подтверждается сделанным моделью НАСА LEGEND [Liou, 2010] прогнозом роста на ближайшие 100 лет количества столкновений крупных КО (более 10 см) в области низких орбит (рис. 2.4.1 и 2.4.2).

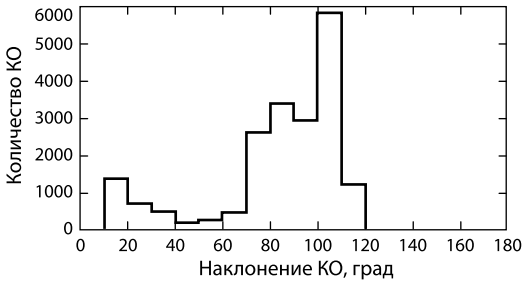
### 2.3. Распределение КМ разных типов по различным параметрам

В настоящее время КМ разных типов распределен в ОКП крайне неравномерно. Даже в сравнительно населенных полусинхронном поясе и на ГСО средняя плотность только каталогизированных КО в 100 раз ниже, чем в низкоорбитальной области. В других высокоорбитальных областях плотность в 1000 раз ниже. Судя по данным радара «Хэйстэк» о корреляции распределений среднеразмерного и крупного КМ, можно предполагать, что средняя пространственная плотность среднеразмерного КМ, если не в такой же пропорции, то значительно ниже на высоких орбитах, чем на низких. Для геостационарной области плотность КО быстро падает с удалением от ГСО. Плотность потока КО уменьшается почти в 10 раз при удалении от ГСО на 50 км и примерно в 100 раз при удалении на 500 км.

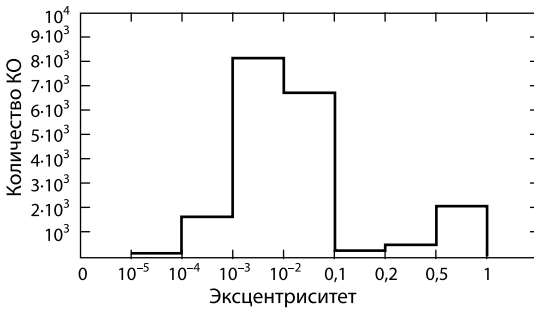
Вследствие относительной скудности собранных измерительных данных, значительной и часто непредсказуемой динамики образования и распространения различных потоков КМ, любые оценки общей популяции КО (в том числе и касающиеся распределения КМ) не отличаются высокой достоверностью. С достаточной определенностью можно говорить только о распределении крупного КМ, так как он в значительной степени каталогизирован и по нему накоплено много фактических данных (как в части координатной, так и некоординатной информации). Ниже приводятся гистограммы распределений КО по их параметрам (рис. 2.3.1–2.3.4).

Интересно сравнить, как изменяется распределение со временем. Довольно полное и подробное сравнение распределений каталогизированных КО по различным параметрам за сравнительно протяженный период времени, а также сравнительный анализ каталогов КО СККП России

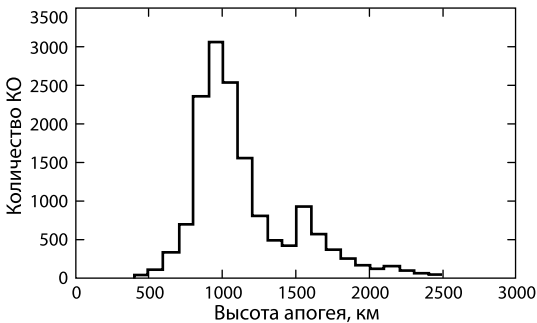
и США дается в [Dicky, 2000, 2003]. Здесь мы приведем обновленные сравнительные данные для каталогов КО за 1999 и за 2010 гг. Гистограммы на рис. 2.3.5–2.3.7 наглядно иллюстрируют изменение распределений КО по высотам и наклонениям орбит за 11 лет. Кривые распределений 2010 г. практически абсолютно мажорируют кривые распределений 1999 г. Исключение составляют лишь незначительные участки на рис. 2.3.6 (для орбит в диапазоне 3000...40 000 км).



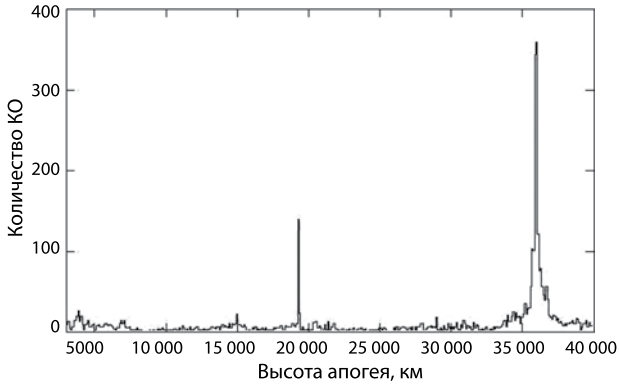
**Рис. 2.3.1.** Распределение КО по наклонениям. Общее количество КО 19 377 (2010)



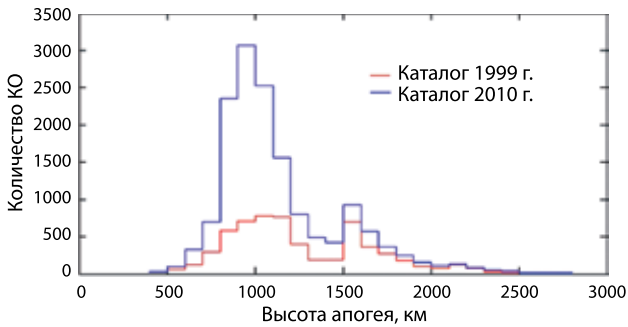
**Рис. 2.3.2.** Распределение КО по эксцентриситету. Общее количество КО 19 377 (2010)



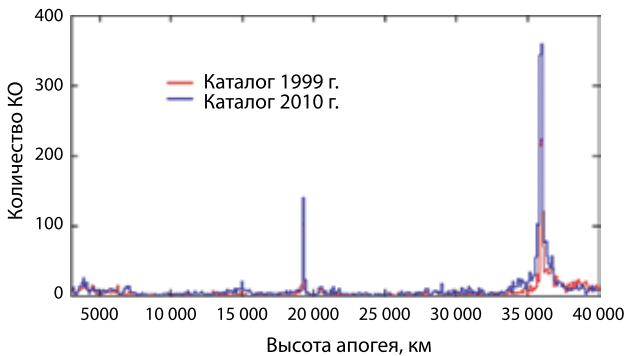
**Рис. 2.3.3.** Распределение КО по высоте апогея (в диапазоне высот 100...3000 км). Общее количество КО 19 377 (2010)



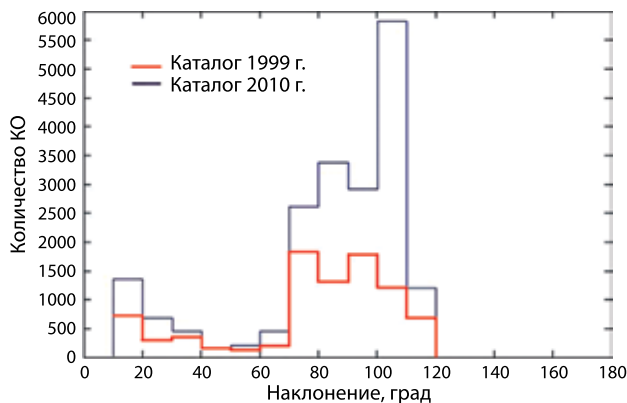
**Рис. 2.3.4.** Распределение КО по высоте апогея в диапазоне высот 3000...40 000 км. Общее количество КО 19 377 (2010)



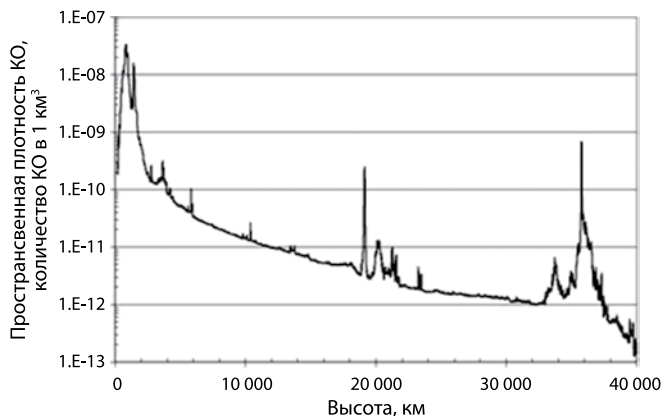
**Рис. 2.3.5.** Сравнение распределений каталогизированных КО в диапазоне высот 100...3000 км по высоте апогея орбиты



**Рис. 2.3.6.** Сравнение распределений каталогизированных КО в диапазоне высот 3000...40 000 км по высоте апогея орбиты



**Рис. 2.3.7.** Сравнение распределений каталогизированных КО по наклонению



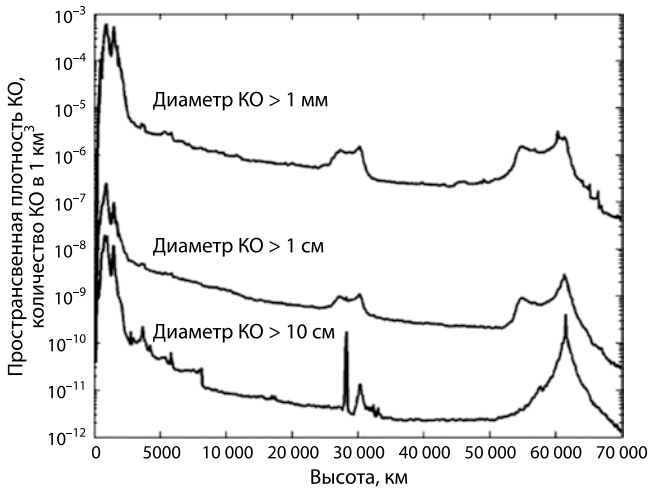
**Рис. 2.3.8.** Распределение по высотам пространственной плотности каталогизированных КО (данные Аэрокосмической корпорации США). По оси ординат — количество КО в километре кубическом

Распределение по высотам пространственной плотности каталогизированных КО приведено на рис. 2.3.8 [Ailor, 2008].

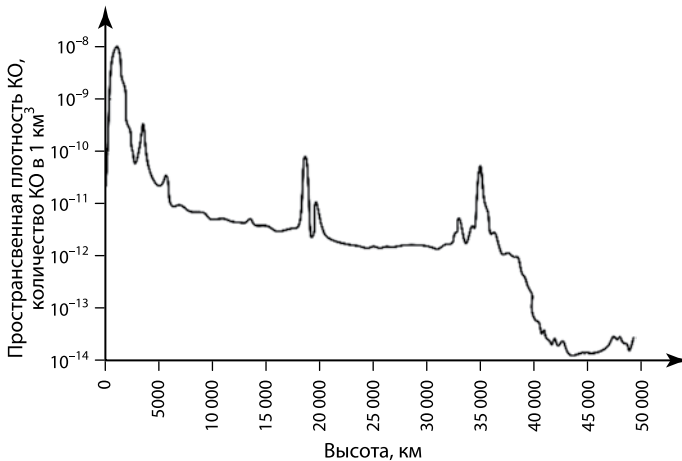
На рис. 2.3.9 [Rossi, 2005] показано распределение КМ по высотам орбит для трех размеров: крупные КО — более 10 см; среднеразмерный КМ — от 1 см до 10 см; мелкий — от 1 мм до 1 см. Эти распределения из двух разных источников довольно хорошо согласуются между собой, особенно в области высот ниже 25 000 км.

Есть еще одна кривая (это уже третий источник) для аналогичного распределения [Orbital..., 1995], предоставленная корпорацией Kaman Sciences (рис. 2.3.10). Она по своему характеру ближе к кривой Аэрокосмической корпорации США (см. рис. 2.3.8).

При анализе распределений КМ различных размеров, представленных на рис. 2.3.9, по высотам первое, что бросается в глаза — явная корреляция распределений всех трех категорий КМ. Эту корреляцию можно объяснить, по крайней мере, двумя причинами.



**Рис. 2.3.9.** Распределения пространственной плотности КМ различных размеров по высотам



**Рис. 2.3.10.** Распределение по высотам пространственной плотности каталогизированных КО (данные корпорации Kaman Sciences)

Первая — мелкий КМ образуется, как правило, в результате разрушения крупных КО, поэтому сохраняет в некоторой степени в первое время после разрушения орбитальные параметры «родительских» КО.

Вторая — нижнее (базовое) распределение построено на основе каталогизированных регулярно наблюдаемых КО, т. е. оно наиболее достоверно. Два верхних распределения (для более мелких КО) — на основе моделей, использующих первое как исходное, опорное, сильно повлиявшее на распределение двух других. Кроме того, были учтены выборочные эпизодические наблюдения мелкого КМ с недостаточной представительностью. Таким образом, верхние два распределения получены с помощью аппарата модельной экстраполяции, причем под влиянием целого ряда допущений (иными словами, домыслов), обычно заменяющих недостающую реальную информацию. Эти допущения естественно выбирались с оглядкой на единственную достоверную информацию, представленную базовой, нижней кривой — второй источник корреляции.

Однако несмотря на корреляцию, два верхних распределения имеют значительно более размытые (по сравнению с нижним) экстремумы. Это, скорее всего, объясняется тем, что после разрушений крупных КО (их больше происходит в районе максимумов, т. е. уплотнений популяции КМ) орбиты образовавшихся мелких фрагментов, вследствие большого разброса начальных векторов скоростей имеют также большой разброс параметров, часто сильно отличающихся от параметров «материнской» орбиты. Тороид, охватывающий орбиты фрагментов, со временем будет расширяться (рис. 3.2.9). Соответственно, со временем станут еще больше расплываться и области максимумов распределений.

Анализ распределения КМ по различным параметрам приводит к следующим выводам.

Крупный КМ достаточно хорошо описан в каталогах КО обеих СККП и в архивах результатов независимых от СККП наблюдений, поэтому о его распределении можно говорить с наибольшей достоверностью. Общая картина пространственного распределения крупного КМ наглядно и с высокой достоверностью характеризуется рис. 2.2.3–2.2.5, представляющими собой временные срезы реального каталога в разных курсах.

Из гистограмм на рис. 2.3.3 и 2.3.4 следует, что явная концентрация КМ наблюдается на высотах ниже 2000 км, на 20 000 км и в геостационарном кольце. Причем ниже 2000 км распределение очень неравномерное: явные максимумы плотности наблюдаются на высотах от 900 до 1000 км и от 1400 до 1500 км. Значительной плотностью засоренности характеризуются также высоты от 700 до 900 км, от 1000 до 1200 км и от 1500 до 1600 км. Что касается состава КМ, то на этих высотах обращаются в основном осколки разрушений, случившиеся между 2000 и 18 000 км, сопутствующие выводу и функционированию космических аппаратов, а выше — отработавшие КА, РН и их крупные фрагменты.

Из рис. 2.3.1 видно, что большинство орбит, кроме ГСО, имеют сравнительно большие наклонения. Различие в наклонениях приводит к асимметричному распределению КО по широте. Например, орбиты с низкими наклонениями как бы «оттягивают» на себя КО из довольно переполненных высокоширотных областей.

Строго полярных орбит мало, поэтому над полюсами Земли плотность КО низка. Некоторое повышение плотности наблюдается на наклонениях 63...65°. Эту нишу заполняют высокоэллиптические орбиты аппаратов типа «Молния» и сопутствующий им КМ. Полусинхронные орбиты поделены между Россией и США. Орбиты американских КА имеют наклонение 55°, а российских — 65°.

Самая переполненная орбита — ГСО. Для сохранения выделенной КА долготы точки его стояния (если он функционирующий) осуществляются периодические коррекции орбиты, которые также поддерживают значение наклонения орбиты близким к нулю. Если этого не делать, то случится то же, что происходит с отработавшими (пассивными) КА (не переведенными на орбиту захоронения) или с фрагментами их разрушения и сопутствующим КМ. Орбитальная плоскость таких КО под воздействием несферичности Земли и возмущений от Луны и Солнца будет совершать колебания относительно плоскости Лапласа (наклоненной к экватору на 7,3°) с амплитудой около 15° и периодом 53 года [Сочилина, 1984а, б].

Кроме того, ввиду эллиптичности земного экватора пассивные КО на ГСО подвержены дрейфу вдоль нее и колебаниям относительно ближайшей стабильной точки (либо 75° в. д., либо 105° з. д.) с периодом два года. Под действием всех этих факторов КМ в геостационарном кольце имеет значительный разброс наклонений орбит ( $\pm 15^\circ$  и даже больше из-за разброса начальных скоростей осколков разрушения) и долгот их пересечения с экваториальной плоскостью.

Популяция среднеразмерного КМ изучена гораздо хуже, чем популяция крупного (каталогизированного). Доля некаталогизированных КО возрастает с ростом высоты даже в низкоорбитальной области. Оценки характеристик среднеразмерного КМ получены модельной экстраполяцией сравнительно небольшого объема измерений его предшественников на низких высотах и сравнительно высоких наклонениях преимущественно наземными СН в режимах выборочного зондирования.

Экстраполяция — достаточно широко распространенный прием получения значений характеристик КМ в недоступной измерениям области. Но она оправдана лишь, когда с требуемой точностью выяснены истинные закономерности и связи между значениями характеристик в области с достаточным объемом их измерений и в интересующей нас области, слишком бедной измерениями (если они вообще есть). Другой вариант — модель, с помощью которой осуществляется экстраполяция, хорошо и своевременно откалибрована (т. е. с учетом возможной динамики этих закономерностей и связей).

В первом приближении можно допустить, что среднеразмерный КМ находится на тех же орбитах, что и породившие его крупные КО в результате их разрушения (включая деградацию). Но среднеразмерный КМ, порожденный разными категориями крупных КО, имеет разные начальные характеристики и ведет себя по-разному. Взрыв баков РН с остатками топлива в них может породить множество осколков с большим разбросом начальных векторов скоростей. Дальнейшая динамика параметров

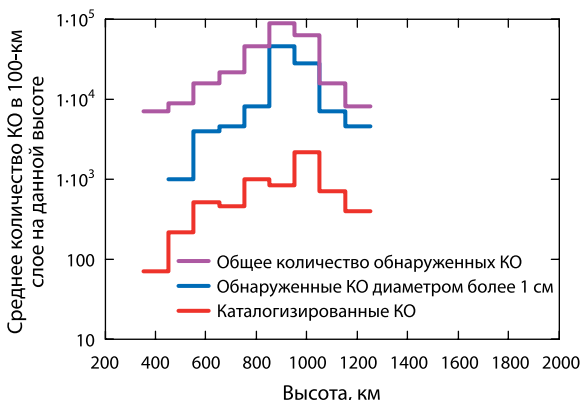


их орбит будет сильно отличаться от динамики орбит КМ, возникающего в результате «возрастной» деградации поверхности КО, или продуктов работы твердотопливных двигателей. Происхождение среднеразмерного КМ — самое темное место. О нем можно только догадываться по косвенным признакам. Даже эпизодические выборочные измерения этой категории показывают, что его количество значительно больше чем крупных КО. Оно не может быть исчерпано только сопутствующими миссиям объектами и фрагментами известных взрывов и столкновений. Остается предполагать, что большинство такого КМ — продукты незарегистрированных разрушений крупных КО.

Динамика характеристик популяции среднеразмерного КМ отличается от таковой крупного КМ еще и ввиду различного действия возмущающих сил на объекты с разными размерами, массой и формой поверхности. Среднеразмерный КМ обычно характеризуется большим отношением площади поперечного сечения к массе и, следовательно, больше подвержен воздействию атмосферного торможения.

Большое количество среднеразмерного КМ образуется в результате катастрофических разрушений, с огромным разбросом начальных скоростей мелких осколков (гораздо большим, чем у крупных обломков). Поэтому они выходят на орбиты с большим разбросом высот, наклонений и эксцентриситетов [Johnson, 1985].

Самую полную измерительную информацию о среднеразмерном КМ на сегодняшний день дают кампании наблюдений наземными средствами и, прежде всего, с помощью РЛС «Хэйстэк» и ХЭКС.



**Рис. 2.3.11.** Распределение по высоте количества КО, обнаруженных радаром «Хэйстэк» в 547,6-часовом сеансе в парковом режиме при угле места  $90^\circ$ , и каталогизированных КО (данные НАСА)

На рис. 2.3.11 показано распределение обнаруженного в одной из кампаний (продолжительностью 547,6 ч) радаром «Хэйстэк» (в вертикальном парковом режиме) КМ размером от 1 см до 10 см по высотам

90 в сравнении с распределением каталогизированных КО с дискретностью 100 км [Orbital..., 1995; Stansbery et al., 1994].

Бросается в глаза подобие этих двух распределений. Но есть между ними и различия. Объем популяции КМ, обнаруженного «Хэйстэком», ниже 1000 км с падением высоты уменьшается быстрее, чем количество каталогизированных КО, а в области 900...1000 км наблюдается явный пик в популяции КМ, обнаруженного «Хэйстэком», и такого пика нет (наоборот, имеется небольшой провал) в популяции крупных (каталогизированных) КО.

Первое различие вполне согласуется с предположением большей подверженности среднеразмерных КО, чем крупных, торможению в атмосфере, а пик в области 900...1000 км еще раз указывает на то, что источник образования частиц размером 1...10 см в этой области высот — скорее всего незарегистрированные разрушения крупных КО. Этим же можно объяснить и небольшой провал в распределении крупных КО.

Поскольку «Хэйстэк» позволяет оценивать также наклонение и эксцентриситет, его измерения свидетельствуют, что среднеразмерный КМ чаще, чем крупные КО обнаруживается на орбитах с меньшими наклонениями и большим эксцентриситетом. Кроме того, большое число КО, обнаруженных на высоте 900...1000 км, движутся по почти круговым орбитам с наклонениями  $\sim 65^\circ$  [Stansbery et al., 1994]. После тщательного анализа результатов наблюдений «Хэйстэка» американские эксперты пришли к выводу, что большое количество КО на высотах 900...1000 км, имеющих наклонение орбит  $60...70^\circ$ , говорит о наличии мощного источника образования среднеразмерного КМ в этой области. Если бы этот источник был взрывом или столкновением крупных КО, то разброс параметров орбит КМ был бы гораздо шире, чем наблюдаемый, хотя в этой популяции могут быть и продукты неизвестных взрывов. Поляриметрические измерения «Хэйстэка» показывают, что частицы КМ из этой популяции имеют относительно гладкие и близкие к сферической поверхности, а не изрезанные, которые были бы типичны для продуктов взрывного разрушения. Анализ орбитальных и физических характеристик популяции показывает, что эти объекты могут быть десятками и сотнями тысяч капель диаметром 0,6...2,0 см натрий-калиевого охладителя, вытекающего из нефункционирующего реактора российского КА системы морской космической разведки и целеуказания RORSAT [Kessler et al., 1995; Stansbery et al., 1995].

Гораздо меньше наблюдений, свидетельствующих о возможных источниках других концентраций КМ, не предсказанных моделями. Таких, например, как концентрация КМ, обнаруженная «Хэйстэком» на наклонениях  $25...30^\circ$ . Это другой район, в котором наблюдалось очень мало разрушений [Kessler, 1993].

В ОКП существуют весьма многочисленные популяции мелкого КМ (размером  $< 1$  см и  $< 1$  мм). О их наличии мы узнаем из анализа возвращаемых на Землю КА (LDEF, PALAPA, Solar Max и др.) и, в значительно меньшей степени ввиду их ограниченности, от активных бортовых датчиков

(например, установленных на борту шаттла, ОС «Салют», «Мир», КА LDEF, EURECA). Но все эти данные пришли с высот менее 600 км. Можно только предполагать, что на больших высотах из-за малого влияния атмосферы плотность частиц размером менее 1 мм должна возрастать с высотой.

Образование мелких техногенных частиц, так же как и среднеразмерных, связано либо с выводом и функционированием КА (окись алюминия и т. п.), либо с разрушениями крупных КО (взрывы, столкновения, старение поверхности). Продукты выхлопа твердотопливных двигателей имеют приблизительно сферическую форму и диаметр в среднем 10 мкм. Возмущающие силы действуют на мелкие частицы еще интенсивнее. В частности, из-за, как правило, большего отношения А/М у мелкого КМ, последний существенно подвержен воздействию давления солнечной радиации и сопротивления атмосферы. Анализ показывает, что менее 5 % окиси алюминия остаются на орбитах не больше одного года [Muller, Kessler, 1985], тогда как крупные продукты разрушений могут находиться в космосе годами.

Продукты разрушений по размерам охватывают все диапазоны (крупный, среднеразмерный, мелкий) и имеют значительное разнообразие форм. Различные виды разрушений характеризуются и разным соотношением образующихся крупных, мелких и среднеразмерных осколков (см., например, рис. 2.1.1, где сравнивается выход фрагментов различных размеров в результате взрыва и сверхскоростного столкновения КО). Предполагается, что мелкие осколки в момент образования характеризуются более широким диапазоном векторов начальных скоростей, чем крупные и среднеразмерные и столь же широким диапазоном начальных и эволюционирующих орбит.

В [Orbital..., 1995] приведен краткий обзор результатов экспериментов с LDEF. Подробный же отчет о результатах обследования поверхности этого КА содержится в выпущенном НАСА трехтомнике [LDEF..., 1993]. Измерения, полученные от активных датчиков с борта LDEF в первый период его полета (1984–1990), впервые указали на высоко динамичную природу популяции мелкого КМ. Это было подтверждено также экспериментом с КА HITEN [Munzenmayer et al., 1993]. Эксперимент с космической пылью [Mulholland et al., 1991] был единственным экспериментом в программе LDEF, в котором измерялось время удара. Оказалось, что большинство ударов было связано со скоплениями КМ. Это, конечно, не могла бы показать миссия с пассивными датчиками.

Эксперимент поучительный, так как продемонстрировал, что именно регистрация времени ударов открывает возможность отследить динамику популяции среднеразмерного и мелкого КМ. Если бы на пути этих потоков оказались бы СН, работающие в парковом режиме, они отметили бы увеличение интенсивности потока КМ на 3...5 порядков в течение нескольких минут. В процессе полета LDEF эти скопления обнаруживались снова и снова приблизительно в одной и той же точке орбиты LDEF, которая медленно перемещалась с характерной скоростью прецессии орбиты, что позволило вычислить параметры орбит скоплений КМ. Существование таких скоплений указывает на то, что в предыдущем,

92 пассивном эксперименте с LDEF измеренный им, сильно усредненный за 6 лет полета интегральный поток КМ на самом деле мог быть очень зависимым от времени, особенно для мелкого КМ, из которого эти скопления преимущественно состояли.

Результаты экспериментов с LDEF заставили задуматься над возможными источниками образования обнаруженных роев КМ. Выдвигалось предположение, что они состоят из окиси алюминия — продукта работы твердотопливного реактивного двигателя. Однако такие частицы быстро сходят с орбиты, т. е. не могут существовать несколько месяцев. Дональд Кесслер предположил, что отработавшая ступень РН могла медленно испускать остатки пылевидных частиц и тем самым сформировать долго живущие скопления [Kessler, 1993]. Другим возможным источником могли быть кусочки краски, эродировавшие под действием атомарного кислорода с поверхности КО на высокоэллиптической орбите. Уже в другой своей работе Д. Кесслер показал, что для образования такого скопления КМ, какой наблюдался LDEF, требуется расход менее 1 г краски в год с поверхности КА или РН [Kessler, 1990]. Высказывалось также предположение, что наблюдавшиеся рои — продукты неизвестных разрушений. В работе [Potter, 1993] было показано, что малые частицы, образовавшиеся в результате сверхскоростных столкновений среднеразмерных и крупных КО, могут создавать скопления КМ с распределением размеров, аналогичных тому, который был у обнаруженных LDEF.

Все это очень интересно, но объективный вывод неутешительный: *объем измерений малоразмерных частиц ( $< 1$  см), который к тому же удалось получить только на низких высотах, настолько незначителен, что нет оснований делать какие-либо выводы относительно распределения мелкого мусора по высотам. Кроме того, на самых низких орбитах, вследствие кратковременного орбитального существования КО в этой области, среда очень динамична и претерпевает существенные изменения в самый короткий период времени. Таким образом, для объективного описания малоразмерной популяции КМ в настоящее время недостаточен не только объем необходимых измерений, но и частота их обновления.*

Наши знания о популяциях мелкого и среднеразмерного КМ составлены, главным образом, путем экстраполяции с использованием незначительного объема измерений и далеко не совершенных моделей. Улучшить модели помогло бы выяснение источников образования мелкого и среднеразмерного КМ.

## 2.4. Прогноз развития процесса засорения ОКП в будущем

Специалистов всего мира, причастных к изучению и освоению космоса, беспокоит не только текущее состояние ОКП, но и то, что нас ожидает в близком и далеком будущем. Если вникнуть в результаты исследований современного состояния засоренности близкого космоса, и без всяких моделей становится очевидным, что в будущем нельзя ожидать ничего обнадеживающего в этом плане.

*Вдумайтесь в следующий факт. С начала космической эры (это более 50 лет) осуществлено более 4700 запусков ИСЗ, и только 10 из них породили одну треть каталога КО. Самое неприятное, что из этой десятки 6 приходится на последние 10 лет. И это несмотря на постоянные призывы ученых ограничить дальнейшее засорение космоса.*

С 1960 г. число каталогизированных КО возрастало почти линейно со средним темпом 220 в год. Так продолжалось до 2007 и 2009 гг., когда случились два события — испытание китайского АСАТа на высоте 850 км и столкновение КА «Иридиум-33» и «Космос-2251», в результате которых каталог пополнился сразу 5000 новых КО. Об этом подробно будет говориться в подразд. 3.2.

Без очищающего действия атмосферы рост популяции КМ был бы еще более впечатляющим. Баланс между процессами образования нового КМ и «поглощения» его атмосферой определяет масштабы и распределение будущей популяции КМ. Этот баланс сильно меняется с высотой орбит. На высотах менее 500 км не стоит ожидать быстрого роста количества КО, а на пиках 11-летних солнечных циклов убыль каталогизированных объектов превышает их прирост. На больших высотах и некоторых высокоэллиптических орбитах попавшие туда КО могут оставаться десятки, тысячи и даже миллионы лет, практически наблюдается только приток КМ.

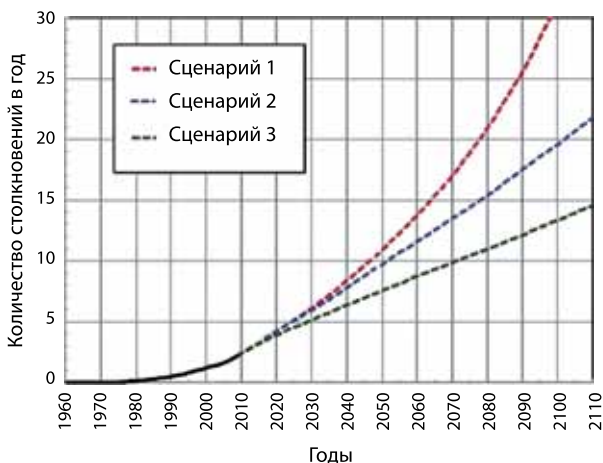
В США, России, ЕКА, Японии еще с 1980-х гг. начали разрабатывать модели для предсказания изменения состояния засоренности космоса. Эти модели постоянно совершенствуются, и, хотя все они построены при множестве различных допущений (у каждой свои), они, в общем, выполняют схожие операции для предсказания будущих популяций. Для каждого высотного диапазона рассчитывается начальная популяция на основе измерений или моделей текущей популяции. Затем орбиты начальной популяции прогнозируются с использованием детерминированных или статистических методов. При этом некоторые КО удаляются из каждой высотной популяции, другие вводятся (как результат действия возмущающих сил). Как дополнительная вероятность изменения состава популяции учитывается прогноз запуска новых ИСЗ, возможных взрывов и столкновений КО. Если по прогнозу имеет место столкновение или взрыв, включается другая модель — столкновения или взрыва — для оценки последствий. Затем вся процедура повторяется, причем выходные данные первой итерации используются как начальные для второй (т. е. на следующий интервал времени).

Эти модели полезны для прогноза популяции крупного и, в меньшей степени, среднеразмерного КМ. Что касается мелкого, то из-за скудности реальных сведений о его количестве и распределении в пространстве, чрезвычайно трудно оценить текущую популяцию и тем более будущую. Тем не менее, с определенной уверенностью можно утверждать, что:

- количество мелких КО, образующихся в результате разрушений будет увеличиваться с ростом числа столкновений, поскольку при этом образуется огромное количество мелких осколков, что показано и теоретически, и в лабораторных тестах [Potter, 1993];

- количество очень малых частиц на орбитах (таких как мельчайшие фрагменты разрушений, продукты работы твердотопливных двигателей и возрастной деградации поверхностей КО) может быстро и заметно изменяться под сильным влиянием возмущающих сил, так что их популяция в любой момент времени будет очень сильно зависеть от КМ, произведенного за самые последние годы, может быть даже 1...2 года.

На рис. 2.4.1 [Liou, 2010] показан полученный с помощью модели LEGEND прогноз техногенной засоренности ОКП на ближайшие 100 лет для нескольких сценариев освоения космоса.

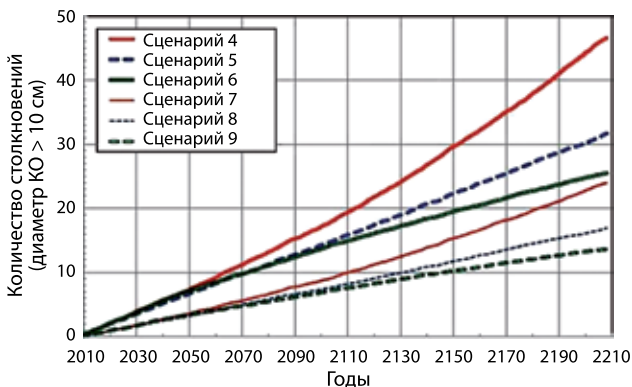


**Рис. 2.4.1.** Прогноз роста количества столкновений крупных НОКО (крупнее 10 см), усредненный по 100 прогонам модели НАСА LEGEND

Верхняя кривая предсказывает резкое увеличение частоты столкновений в случае, если не предпринимать никаких мер по предотвращению засорения ОКП (сценарий 1). Средняя — рост числа столкновений для сценария, в котором 90 % отработавших КА будут удаляться с рабочих орбит (сценарий 2). Нижняя — асимптотически линейный рост числа столкновений при условии полного отказа от дальнейших запусков ИСЗ (сценарий 3). Нелинейный отрезок кривой (сплошной) до 2010 г. — дань накопленному влиянию запусков в предшествующий период. Последняя кривая красноречиво говорит, что, если даже человечество сейчас полностью откажется от космической деятельности, ОКП продолжит засоряться из-за столкновений крупных КО с КМ, причем количество последних продолжит свой рост, по крайней мере, в ближайшие 100 лет.

Интересно сравнить представленные на рис. 2.4.2 результаты работы той же модели LEGEND (также усредненные по 100 прогонам) для трех других сценариев [Liou, 2011a], в которых регулярные запуски продолжатся, но вместе с тем будут предприниматься довольно жесткие меры по сдерживанию дальнейшего засорения ОКП. Сценарий 4 — на фоне регулярных запусков 90 % отработавших КА уводятся на орбиты захоронения.

Сценарий 5 — кроме мер сценария 4, начиная с 2020 г., ежегодно по два крупных «мертвых» КА принудительно удаляются с орбит. Сценарий 6 — от пятого отличается только тем, что не два, а пять КО принудительно уводятся с орбит. Три верхние кривые учитывают все столкновения, а три нижние (сценарии 7, 8, 9, соответственно) отражают (для тех же сценариев) только катастрофические столкновения (при столкновении на 1 г массы приходится 40 Дж энергии).



**Рис. 2.4.2.** Прогноз количества катастрофических столкновений на 200 лет для различных сценариев продолжения освоения космоса

Итак, даже при самом бережном режиме (принудительно ежегодно удаляются пять крупных КО) на интервале прогноза произойдет 14 катастрофических столкновений, и при всех сценариях количество столкновений будет только возрастать.

Модель SPDA [Назаренко, 2010] дает следующие результаты при прогнозировании состояния засоренности ОКП и изменения количества столкновений на 200 лет. Сценарий 1 — полное прекращение запусков новых ИСЗ и исключение возможности взрывов в космосе. Для такого сценария модель предсказывает через 200 лет снижение количества КО размером более 20 см в два раза, но число их столкновений в год будет монотонно расти в течение этих лет, хотя и с небольшим замедлением за счет диссипативного эффекта у нижней границы области низких орбит. Число же столкновений объектов размером 10...20 см будет увеличиваться еще круче. Именно за счет возрастания числа столкновений будет расти и количество более мелких КО, в частности, количество КО размером от 1 до 2,5 см за 200 лет увеличится почти в пять раз (рис. 2.4.3). Это ничто иное как каскадный эффект (см. ниже подразд. 3.3) или его непосредственный предвестник, причем даже в случае самого оптимистического сценария и для крупных КО!

Сценарий 2 — запуски новых ИСЗ продолжают с прежней интенсивностью, взрывы в космосе исключаются (рис. 2.4.4). В отличие от первого — рост числа крупных КО (>20 см) продолжится. Через 200 лет их будет в полтора раза больше, чем сейчас. Ежегодное число столкновений

представлено уже не выпуклой, а вогнутой функцией (т. е. растет с ускорением), и оно через 200 лет будет почти в 3,5 раза большим, чем для первого сценария. Количество КО размером 10...20 см увеличится более, чем в три раза, мелких КО (<2,5 см) — до 20 раз [Назаренко, 2010]. Экспоненциальный характер роста числа столкновений крупных КО и общего количества мелких КО при весьма умеренном увеличении количества крупных (каталогизированных) КО — уже признак каскадного эффекта.

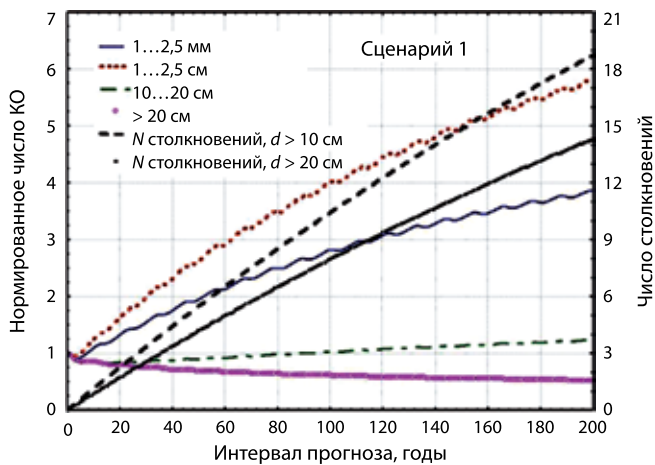


Рис. 2.4.3. Изменение числа КО и количества столкновений для сценария 1

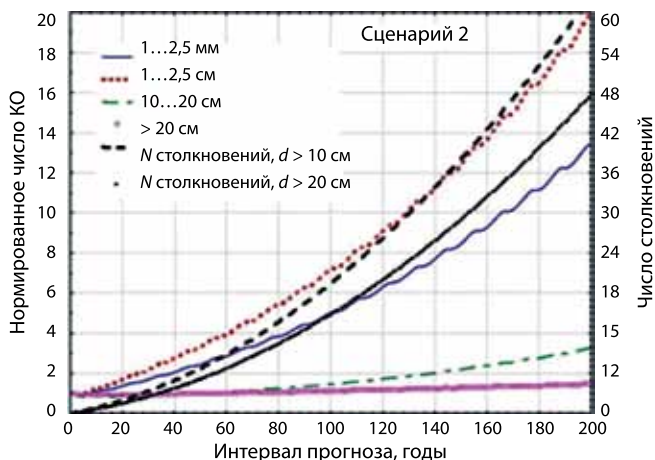


Рис. 2.4.4. Изменение числа КО и количества столкновений для сценария 2

Итак, анализ результатов работы многих моделей техногенного засорения ОКП подсказывает неутешительный вывод. Если бы единственными



добавками к популяции КМ в будущем были запускаемые новые КА и выводящие их на орбиты РН (остающиеся на орбитах по завершении своих миссий), сопутствующий миссиям КМ, продукты деградации поверхности КО и фрагменты взрывов (но не столкновений!), общая популяция КМ продолжала бы свой приблизительно линейный рост. Введение мер по снижению количества взрывов КА и РН и ограничение количества высвобождаемого в полете сопутствующего космическим миссиям мусора может привести к замедлению темпа роста популяции. Но он продолжится, оставаясь линейным. Уплотнение графика запусков ИСЗ приведет к ускорению темпа роста популяции. Столкновения КО, если они продолжатся (а они, без сомнения, продолжатся), потенциально опасны значительным, причем экспоненциальным ростом популяции КМ в будущем. Подробнее об этом будет рассказано в подразд. 3.3.

## Раздел 3. ПОСЛЕДСТВИЯ ЗАСОРЕННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ ЧЕЛОВЕЧЕСТВА

Несмотря на то, что некоторые аспекты последствий техногенной засоренности ОКП начали проявляться уже на довольно ранних этапах освоения космоса, у широких кругов общества, включая ученых, осознание этой опасности возникло с большим опозданием.

### 3.1. Различные виды последствий техногенного засорения ОКП

*Ущерб для экологии Земли и ОКП — пространства деятельности человека.* Техногенный мусор в ОКП — это принципиальное экологическое изменение околоземной среды, нарушение ее первозданной чистоты, которое неумолимо прогрессирует. Вследствие накопления мелкой фракции КМ (как мы уже видели, весьма многочисленной) снижается прозрачность околоземной среды, что давно уже заметили астрономы-наблюдатели, столкнувшись с создаваемыми КМ помехами астрономическим наблюдениям, особенно с длительными экспозициями [Interagency Report..., 1995; Orbital..., 1995; Report..., 1989]. Неуклонно нарастающая засоренность ОКП постепенно, но все больше и больше нарушает сложившийся за миллионы (если не за миллиарды) лет баланс свето- и теплообмена Земли с внешней средой. **Это явление можно считать первым, причем зловеще устремленным в будущее, последствием техногенного засорения ОКП.** Следует также помнить, что попадающие на земную поверхность при запусках КА компоненты топлива, например, гептил (горючее жидкостных ракетных двигателей), сильнейший канцероген. При неудачных запусках, процент которых довольно высок, разливы гептила бывают катастрофическими.

*Падение КО и их обломков на Землю.* Наиболее популяризированное средствами массовой информации последствие засорения ОКП, также имеющее непосредственное отношение к экологии Земли, — падение на Землю фрагментов КО после их вхождения в плотные слои атмосферы.

Такие события случались неоднократно и вызывали мощный международный резонанс. Достаточно вспомнить падение на Землю обломков ИСЗ «Космос-954» с радиоактивными материалами на борту в 1978 г.; американской космической лаборатории «Скайлэб» в 1979 г.; ИСЗ «Космос-1402» (с бортовым ядерным реактором) в 1983 г.; орбитально-го комплекса (ОК) «Салют-7» – «Космос-1686» в 1991 г.; транспортного корабля «Прогресс М-17» в 1994 г.; ИСЗ «Космос-398» в 1995 г.; китайской спускаемой капсулы FSW 1-5 и российской межпланетной станции «Марс-96» в 1996 г. Наконец, наделавшее много шума затопление огромной орбитальной станции «Мир» в марте 2001 г.

Одним из последних событий этого ряда была катастрофа запущенного 16 января 2003 г. американского шаттла «Колумбия», случившаяся за 16 мин до предполагаемой посадки. Первоначально причиной гибели корабля посчитали нарушение теплозащитного покрытия носка левого крыла вследствие удара оторвавшегося при старте от топливного бака куска пенопласта. Однако, по сообщению Associated Press [vip.lenta.ru 06.02.2003, 05:22:39], НАСА в дальнейшем отказалось от этого предположения. Руководитель программы шаттлов Рон Диттмор (Ron Dittmore) официально заявил, что «члены комиссии тщательно изучили видеозапись столкновения шаттла с осколком изоляции (весом около 1,1 кг), после чего пришли к выводу, что это происшествие не могло послужить причиной катастрофы. Даже удвоив в расчетах скорость объектов во время удара, инженеры пришли к выводу, что обломок не мог нанести «Колумбии» сколько-нибудь серьезных повреждений».

Диттмор добавил, что «...теперь специалисты предполагают, что произошло еще какое-то событие, ставшее роковым для космического челнока».

Со своей стороны добавим, что, если бы повреждение от удара пенопласта было действительно серьезным, это проявилось бы при наборе «Колумбией» высоты, во всяком случае, датчики сигнализировали бы перегрев.

Что же это за «еще какое-то событие, ставшее роковым»? Вполне возможно, за 17 дней полета в космосе шаттл мог претерпеть столкновение с КМ.

Одним из первых в истории космической деятельности опаснейшим прецедентом стало падение на Землю ИСЗ морской космической разведки и целеуказания «Космос-954» серии РОРСАТ с бортовым реактором, спутник был выведен на низкую орбиту 18 сентября 1977 г. Бортовая энергетическая установка предназначалась для электропитания мощного радара, ориентированного на Землю. Орбита регулярно корректировалась с целью ее подъема. Когда топливо для коррекций почти закончилось, было решено отправить реактор на более высокую орбиту захоронения со временем существования 300...1000 лет.

Радиоактивное топливо в реакторе имело период полураспада 70 лет. Однако реактор отделить не удалось, и КА вместе с ним и 30 кг обогащенного урана 24 января 1978 г. вошел в плотные слои атмосферы. Радиоактивные обломки разбросало на огромной (площадь порядка 800 км<sup>2</sup>), к счастью малонаселенной, территории Канады в районе Великих озер. Радиоактивные бериллиевые контейнеры были обнаружены поисковой командой Канады. Очистка территории от радиоактивного загрязнения обошлась Канаде 14 млн дол. В соответствии с Конвенцией об ответственности 1972 г. Канада потребовала возмещения ущерба в сумме 6 млн дол. СССР, в конце концов, заплатил три.

Вскоре после этой драматической истории внимание общественности сосредоточилось на входе в атмосферу американской «летающей лаборатории» «Скайлэб», которая прекратила существование над Австралией 11 мая 1979 г. Опять-таки к счастью, область падения обломков оказалась

малонаселенной. Время и место падения и «Космоса-954», и «Скайлэб» точно предсказать не удалось [Анц-Медор, Поттер, 1991; Portree, Loftus, 1999; ..., 1978].

На рис. 3.1.1–3.1.7 [Ailor, 2008] показаны достигшие поверхности Земли фрагменты сошедших с орбиты космических объектов, найденные в самых разных частях света.



**Рис. 3.1.1.** Обнаруженные в Таиланде в 2005 г. обломки топливных баков



**Рис. 3.1.2.** Фрагмент 3-й ступени РН «Дельта» (60 кг, Аргентина, 2004 г.), которая вывела на орбиту американский GPS «Навстар-35». Это титановый кожух твердотопливного двигателя STAR-48B [Rocket..., 2004].



**Рис. 3.1.3.** Фрагмент 3-й ступени РН «Дельта» (56 кг, Саудовская Аравия, 2001 г.)



**Рис. 3.1.4.** 70-килограммовый главный титановый кожух твердотопливного двигателя верхней ступени РН «Дельта», найденный в 240 км от Эль-Рияда [РАМ-D Debris..., 2001]



**Рис. 3.1.5.** Обломки 2-й ступени РН «Дельта» (окрестности Кейптауна, 2000 г.)



**Рис. 3.1.6.** Баллон для сжатого газа РН «Зенит», найденный в штате Колорадо в марте 2011 г.



**Рис. 3.1.7.** Найденный в Австралии кожух твердотопливного двигателя третьей ступени РН «Дельта-2»

С учетом поверхности мирового океана и наличия множества пустынных областей на суше, такая представительная экспозиция обнаруженных обломков КО весьма наглядно говорит о том, что падение крупных фрагментов КО на Землю не такая уж редкость. В будущем частота падений и их опасность для людей только возрастет.

В январе 2011 г. после успешного испытания новой российской РН «Зенит-3», предназначенной для вывода нового поколения метеорологических КА на ГСО, две ее ступени остались на орбитах: одна на недолговечной низкой парковой орбите, вторая — на высокоэллиптической. Нижняя 9-тонная ступень вошла в атмосферу на высоте 80 км над Лос-Анжелесом 19 марта. Траектория обломков прошла над штатами Юта и Колорадо. 22 марта в графстве Мофат сотрудники шерифа обнаружили металлическую сферу диаметром 30 дюймов с маркировкой на русском языке (бак из системы сжатия), внешний вид которой показан на рис. 3.1.6 [Russian Launch..., 2011].

В 2008 г. в Австралии при перегоне скота был найден кожух от твердотопливного реактивного двигателя третьей ступени РН «Дельта-2», использованной в июне 1990 г. для вывода индийского ИСЗ INSAT-1D на геостационарную орбиту (см. рис. 3.1.7). Перед входом в плотные слои атмосферы орбита имела параметры 135×39 750 км [Eighteen-Year-Old..., 2008].

Широкий резонанс в обществе вызвало падение на Землю обломков орбитального комплекса «Салют 7» – «Космос-1686» в 1991 г. Этому событию был посвящен специальный научный семинар в Центре управления полетами ЕКА в Дармштадте в апреле 1991 г. «Салют-7» был запущен 19 апреля 1982 г. На его борту работали сменяя друг друга в общей сложности более 20 космонавтов. В феврале 1985 г. с 20-тонной ОС радиоконтакт был потерян и она стала неуправляемой. В июне того же года В. Джанибеков и В. Савиных на корабле «Союз Т-13» осуществили рискованную ручную стыковку с медленно вращающейся станцией. Огромную информационную помощь при этом им оказала российская СККП. Космонавтам удалось стабилизировать станцию, сориентировать

солнечные панели в сторону Солнца и зарядить батареи, т. е. по сути они реанимировали станцию.

В октябре 1985 г. со станцией состыковали 18-тонный ИСЗ «Космос-1686», образовав орбитальный комплекс. В августе 1986 г. с помощью двигателей обоих аппаратов ОК был поднят на высоту 490 км с перспективой его длительного функционирования. Однако возрастание солнечной активности привело к взбуханию атмосферы и торможению комплекса. Падение 43-тонной конструкции произошло 7 февраля 1991 г. Правительство Аргентины сообщило ООН, что фрагменты ОК найдены на территории Аргентины [Clark, 1988; Flury, 1991; Orly König Lopez, 1995].

Из последствий такого типа наиболее опасно выпадение на Землю радиоактивных материалов (например, фрагментов бортовых энергетических реакторов). Про ИСЗ «Космос-954» было сказано выше. «Космос-1402» с радиоактивными материалами упал в Атлантический океан.

*Опасность подобных событий не только в самом факте падения, но и в том, что его район и время предсказываются неточно. Виной тому, главным образом, неопределенность упреждающего расчета атмосферного торможения падающей массы.*

Тем не менее, СККП США выпускает официальные предупреждения о предстоящих входах КО в плотные слои атмосферы и угрозе падения обломков на Землю. Эти прогнозы, известные как «Слежение за падающими КО» (Tracking and Impact Prediction — TIP), выпускаются ежедневно, начиная с 4-го дня до события, и несколько раз в последние 24 часа существования КО на орбите [Johnson, 2008a].

Чаще всего поверхности Земли достигают топливные баки РН (титановые или из нержавеющей стали). Ввиду их значительной массы и большого объема они конечно же представляют серьезную опасность. Если же в них сохранились остатки топлива, то при падении они могут еще и взорваться. В последнее время рассматривается возможность предотвращения таких ситуаций с использованием специальной идеологии на этапе проектирования [Kelley, Johnson, 2011].

Тем не менее падение обломков КО на Землю — далеко не самая большая неприятность для человечества. Хотя трудно себе представить последствия падения крупного обломка, например, на АЭС, и вероятность этого вовсе не так уж близка к нулю.

*Опасность столкновений в космосе и их конструктивные последствия.* Создание космической техники, как и вся космическая деятельность, обходится населению Земли не дешево. Космический аппарат — дорогое удовольствие и его потеря — ощутимый удар по карману налогоплательщика. Поэтому нарастание угрозы прежде всего действующим аппаратам со стороны КМ должно настораживать.

Характеристики потока КМ сильно варьируют с изменением высоты и, в меньшей степени, наклона. Поэтому риск столкновения КА и в

принципе любого КО с элементами КМ существенно зависит от параметров орбиты самого КА (КО), его размеров, конфигурации и ориентации. Вероятность столкновения прямо пропорциональна площади поперечного сечения КО, перпендикулярного потоку КМ, и времени экспозиции этого сечения потоку. Ежедневно происходят сотни опасных сближений (ближе, чем на 1 км) между каталогизированными КО [Accidental..., 2005]. Это уже показатель опасности столкновения, причем вполне определенный, так как каталогизированные КО — самая определенная популяция КМ, о которой мы знаем практически все, в отличие от любой другой популяции.

Но вероятность столкновения — это только половина угрозы. Один и тот же кусок КМ может разрушить один тип КА, а другому нанести сравнительно небольшое повреждение.

Поэтому одной из задач конструкторов космической техники представляется определение степени опасности со стороны КМ для создаваемого КА с учетом всех существенных факторов. Точность предсказания правдоподобного ущерба КА за время его космической миссии зависит от правильности оценки потока КМ на пути следования КА и адекватности используемой модели определения ущерба данной конструкции со стороны КМ в случае столкновения. Другая задача — выбор конструкции аппарата, минимизирующей ущерб.

В связи с этим следует иметь в виду, что в некоторых орбитальных областях (особенно на больших высотах) поток КМ не может быть определен с достаточно высокой точностью из-за скудности измерительной информации при построении текущих оценок популяции КМ в этих областях (прежде всего мелкого и среднеразмерного). Точность предсказания ущерба тоже весьма неопределенная. Поскольку оба подлежащие учету фактора содержат значительные неопределенности, то и результирующее предсказание риска для данной конструкции КА со стороны КМ при выполнении им миссии тоже отличается значительной неопределенностью.

Когда скоро столкновение уже произошло, ущерб, причиняемый ударом КМ, зависит от размеров и относительной скорости соударяющихся КО, состава их материала и конфигурации, угла, под которым КМ ударяется в КА, и, конечно же, от степени уязвимости места (компонента) КА, на которое пришелся удар.

Орбитальная область, где произошло столкновение, тоже влияет на ущерб хотя бы потому, что от нее зависят средняя и предельная относительные скорости столкновений. И это важно учитывать как при выборе орбиты планируемой миссии (программы полета), так и конфигурации и защитного покрытия КА. На низких, практически круговых, орбитах относительная скорость возможных столкновений изменяется от почти нулевой (для КО, движущегося «вдогон» цели по той же орбите) до более чем 15 км/с (при столкновении лоб в лоб). Столкновение ВЭКО в окрестности перигея может происходить и при больших скоростях. Доля высокоскоростных столкновений возрастает для объектов с



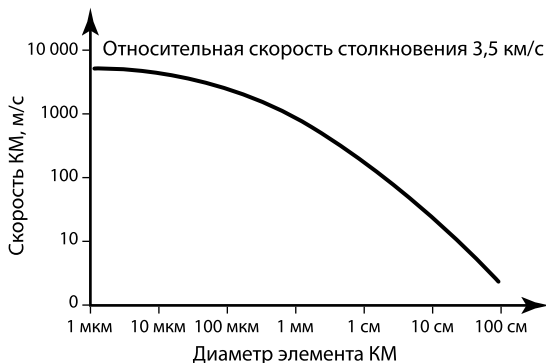
высокими наклонениями. На полусинхронных круговых орбитах орбитальная скорость составляет около 3,9 км/с, так что теоретически максимальная скорость столкновений в этой области будет около 7,8 км/с. На ГСО орбитальная скорость движения равна приблизительно 3 км/с. Но из-за того, что КА и РН на ГСО движутся в одном направлении и имеют малую разницу в наклонениях орбит, средняя относительная скорость столкновений в этой области равна 0,5 км/с. Это много меньше, чем в низкоорбитальной области, но все же сравнимо со скоростью пули.

В результате столкновения КА с элементом КМ может произойти полное или частичное его разрушение. Удар может вывести КА из строя, нарушив функционирование даже отдельного компонента, а также нанести повреждения поверхности аппарата, что сделает невозможным поддержание его стабильного теплового режима и дальнейшего использования по назначению. Современные оценки показывают [McKnight, 1993], что полное разрушение происходит в случае, если отношение кинетической энергии атакующего объекта к массе атакуемого превышает 40 Дж/г. Отдельные части КА могут отличаться различной степенью уязвимости от ударов КМ. Например, небольшая болванка, даже на небольшой относительной скорости ударившаяся в солнечную панель, скорее всего разрушит только панель, но не весь КА, хотя и может нарушить его стабилизацию (по крайней мере временно).

Разрушение КА опасно не только его потерей, но и образованием иногда очень большого количества обломков как крупных, так и мелких. Особенно опасно разрушение аппарата, несущего на борту радиоактивные материалы. В конце 1990-х гг. таких КА в ОКП было около 60. При высокоэнергетическом столкновении они могут разрушиться. При наблюдениях с Земли высвободившиеся радиоактивные фрагменты никак себя не проявляют (только действующие реакторы имеют обнаружимый уровень излучения). Но они могут войти в атмосферу раньше, чем с учетом периода полураспада станут безопасными и достигнут поверхности Земли (как это уже неоднократно случалось) со всеми вытекающими отсюда последствиями.

В [Orbital..., 1995] приводится рассчитанный с помощью модели разрушения такой пример. В результате столкновения КА с массой 420 кг и КО с массой 500 г при относительной скорости 13 км/с образуется от 50 до 100 обломков массой более 0,5 кг — достаточной, чтобы вызвать последующие катастрофические разрушения. Количество образующихся более мелких осколков рассчитать гораздо труднее. Однако известно, что общее количество осколков будет возрастать с уменьшением их размеров (число сантиметровых может исчисляться миллионами). И эти фрагменты будут отделяться с большим разбросом скоростей: чем мельче осколки, тем больше разброс начальных скоростей и, следовательно, тем больший диапазон результирующих орбит. Между прочим, вектор скорости отделения фрагмента в момент столкновения — самый трудно предсказуемый параметр для модели разрушения. На рис. 3.1.8 [Johnson, 1985] показано распределение максимальных начальных скоростей образующихся осколков в зависимости от их размеров.

Столкновение НОКО со среднеразмерным КМ может иметь значительные разрушительные последствия. В низкоорбитальной области элемент КМ, по массе составляющий всего 0,1 % от массы КА, может разнести его на множество фрагментов. На больших высотах, где относительные скорости столкновений меньше, космическому аппарату для полного разрушения потребуется столкнуться со значительно более крупным КО. На ГСО только самые крупные элементы среднеразмерного КМ могут причинить КА ощутимый ущерб.



**Рис. 3.1.8.** Максимальные скорости отделения осколков в функции их размера

В зависимости от многочисленных и разнообразных условий удара и конфигурации КА повреждения могут быть в виде кратеров, сколов, пробоин, трещин, царапин. Даже если ударивший в КА объект и не проникнет сквозь его оболочку, обратная ударная волна может вызвать сколы на внутренней стенке в месте удара и вызвать серьезные повреждения внутреннего оснащения.

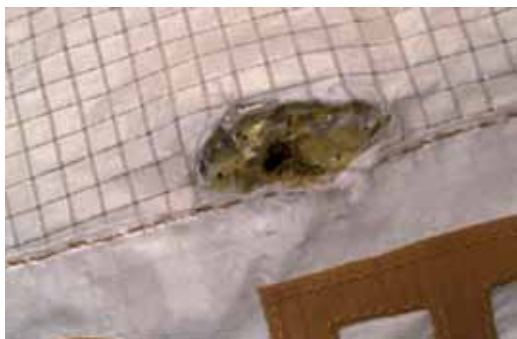
Механический момент от удара может вызвать импульсное повреждение типа скручивания или изгибания структурных компонент и передачу энергии ударной волны через различные структуры и компоненты аппарата. Результат воздействия КМ на КА сильно зависит от его конструкции и степени защиты, но некоторые компоненты очень трудно защитить эффективно (тросы, штанги, оптику, солнечные панели).

О нарастании угрозы столкновений свидетельствуют: неуклонно возрастающая расчетная вероятность столкновений на основе реальных наблюдений и моделей; динамика каталога КО (рис. 2.2.2; участвовавшие регистрируемые факты столкновений, которые еще 10...15 лет назад были большой редкостью. Кроме публичных событий, существует множество прошедших незаметно, но внесших свой вклад в формирование картины нарастания опасности столкновений в космосе. Достаточно вспомнить следы и пробоины от ударов довольно крупных КО, регулярно обнаруживаемые космонавтами на МКС и экипажем шаттла при осмотре солнечных панелей и прочей внешней оснастки станции, космического телескопа «Хаббл» и иных КА.

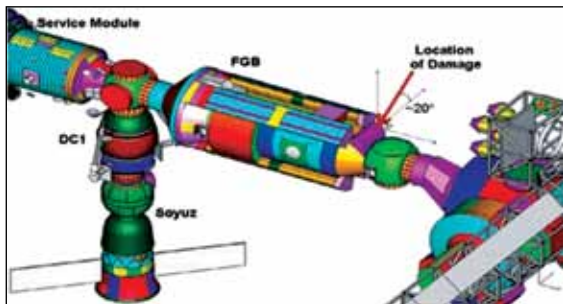
На рис. 3.1.9, 3.1.10, 3.1.13, 3.1.17, 3.1.21–3.1.28 показаны пробойны и серьезные повреждения, полученные оборудованием различных КА в результате атак КМ.



**Рис. 3.1.9.** Сильные повреждения солнечных панелей модуля «Спектр» ОС «Мир», полученные в июне 1997 г.



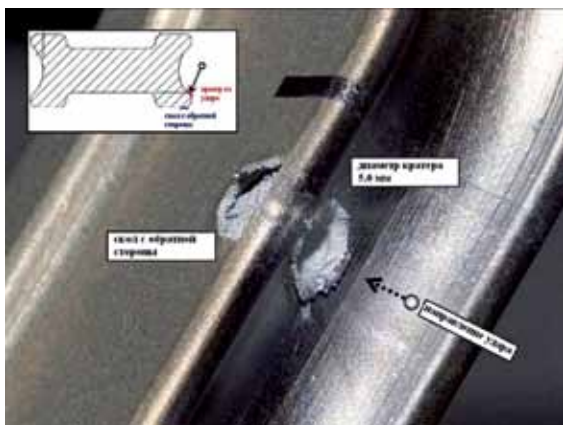
**Рис. 3.1.10.** Повреждение термозащитного покрытия российского модуля «Заря» на МКС, обнаруженное в июне 2007 г. во время его внешнего осмотра. Разрыв внешнего слоя имеет размеры 6,7×3,3 см, а отверстие в нижних слоях — 1×0,85 см



**Рис. 3.1.11.** Положение российского модуля «Заря» в структуре МКС и локализация повреждения



**Рис. 3.1.12.** Инспектированная командами миссий шаттла STS-122 и STS-123 поверхность МКС



**Рис. 3.1.13.** Одно из повреждений МКС на поручне D

В июне 2007 г. во время специального осмотра экипаж МКС доложил о повреждении от удара КМ на блоке радиатора термозащитного покрытия российского модуля «Заря», охарактеризовав его как похожее на пулевое отверстие (см. рис. 3.1.10 и 3.1.11). Размеры разрыва наружного слоя —  $6,7 \times 3,3$  см, отверстий в нижних слоях многослойного «одеяла» — приблизительно  $1,0 \times 0,85$  см. Последующий лабораторный анализ показал, что подобное повреждение мог нанести КО размером от 0,2 до 0,3 см, атаковавший модуль почти вскользь ( $\sim 70^\circ$  от нормали к поверхности покрытия) на скорости менее 6 км/с [Christiansen et al., 2007].

Экипажи шаттла миссий STS-122 и STS-123 при внешнем осмотре МКС обнаружили целый ряд повреждений от ударов КМ [Hyde et al., 2008] (рис. 3.1.12).

Одно из повреждений на алюминиевом D-образном поручне (рукоятке) довольно сильное. Это кратер диаметром около 5 мм. Кроме того, на противоположной стороне от ударной волны образовался скол. Все это хорошо видно на рис. 3.1.13 [Hyde et al., 2008].

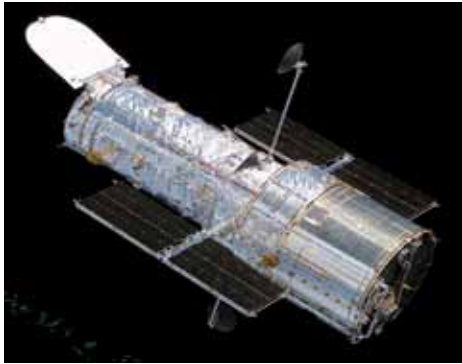
В апреле 2010 г. экипажем шаттла (миссия STS-131) были доставлены для лабораторного анализа на Землю две защитные алюминиевые панели переходного шлюза МКС после почти девяти лет их пребывания в космосе. Размер каждой панели —  $1,3 \times 0,84$  м, толщина — 0,02 м. На них обнаружено 58 кратеров от ударов КМ (24 на одной и 34 на другой) размером от 0,3 мм и более. Самый большой кратер имел размер 1,8 мм. В кратерах обнаружены частицы силикагласса и тефлона. Возможно, это вторичные удары осколков от солнечных панелей, поврежденных КМ.

В 1990 г. на орбиту с помощью шаттла «Дискавери» (миссия STS-31) был выведен телескоп «Хаббл» (Hubble Space Telescope, HST), предназначенный для наблюдения электромагнитного излучения, для которого земная атмосфера непрозрачна прежде всего в инфракрасном диапазоне (рис. 3.1.14). Конструкция телескопа довольно защищенная. По расчетам Института космических телескопов ее соударения с КМ размером 5 мм и более должны происходить один раз в 17 лет, а с более мелким, конечно, гораздо чаще. При этом 40 % конструкции, включая солнечные батареи, могли получить лишь незначительные повреждения [Portree, Loftus, 1999].

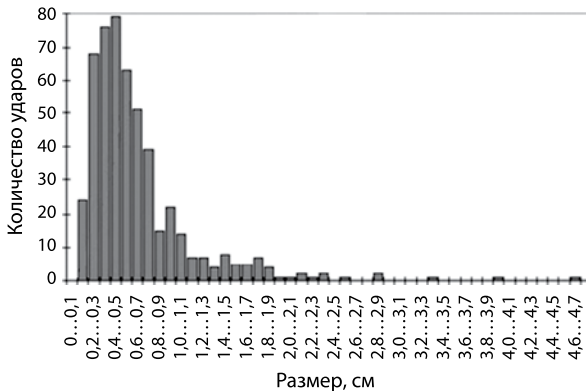
В течение длительного функционирования телескопа он многократно подвергался ударам КМ. Естественно, к нему периодически направлялись команды специалистов для осмотра и проведения ремонтных работ.

Ремонтная бригада космонавтов, прибывшая на межорбитальном корабле через семь лет полета «Хаббла», насчитала 511 следов от ударов частиц КМ размером от 1 мм до 5 см. На рис. 3.1.15 представлена гистограмма распределения количества ударов в обшивку и внешние оснащенные телескопа по размерам столкнувшихся с ним частиц [Ailor, 2008]. Из нее видно, что чаще всего случались столкновения с КМ размером от 1 мм до 1 см. Чем крупнее частицы КМ, тем реже столкновения с ними. Однако не следует думать, как может показаться из гистограммы, что

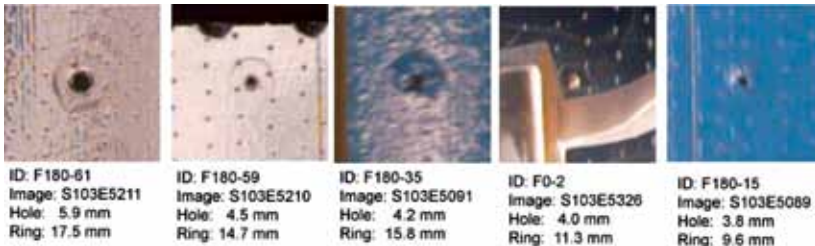
столкновения с частицами мельче 1 мм происходили редко. Просто следы от очень мелкого мусора не вошли в выборку, по которой она строилась (рис. 3.1.16).



**Рис. 3.1.14.** Телескоп «Хаббл» космического базирования



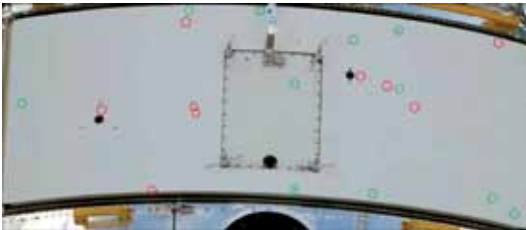
**Рис. 3.1.15.** Распределение количества ударов элементов КМ в оборудовании космического телескопа «Хаббл» по размерам (от 1 мм до 5 см) за семь лет полета



**Рис. 3.1.16.** Пробоины от ударов мелких частиц на поверхности HST, выявленные с помощью снимков Скотта Келли и измеренные в лаборатории НАСА



**Рис. 3.1.17.** В центре — радиатор камеры 2, возвращенный на Землю. Снимок сделан из грузового люка шаттла «Атлантис», пристыкованного к HST



**Рис. 3.1.18.** Крупный план радиатора

В мае 2009 г. командой шаттла «Атлантис» миссии STS-125 был снят с телескопа и возвращен на Землю радиатор (размером 2,2×0,8 м) широкоугольной камеры (радиатор был экспонирован в космосе с 1993 г.). Ввиду относительно большой площади его поверхности и значительного времени экспозиции, он может служить уникальным интегральным детектором ударов микрометеоров и КМ в области высот 560...620 км. Послеполетный анализ поверхности с помощью цифрового микроскопа выявил 685 кратеров от ударов частиц размером 300 мкм и крупнее [Liou and team, 2010]. Расположение радиатора на космическом телескопе показано на рис. 3.1.17 и 3.1.18 [ММОД..., 2009]. На рис. 3.1.18 красными кружками помечены повреждения, обнаруженные еще в инспекционной миссии 2002 г., зелеными — новые кратеры, выявленные в 2009 г.

После первых 10 лет работы телескопа «Хаббл» в антенне КА обнаружили дыру размером около 2 см от удара КМ. Во время миссии STS-103 в 1999 г. был произведен осмотр поверхности HST с фотографированием отдельных участков. Астронавт Скотт Келли сделал 99 снимков специальной камерой через иллюминатор из кабины корабля. Впоследствии исследователи выбрали для подробного анализа 571 след от ударов КМ и микрометеороидов. Наибольшее отверстие имело размер 2...3 мм, а большинство пробоин — от 1 до 2 мм. Вокруг каждой пробоины образовалась вмятина вдвое большего диаметра [New Report..., 2002; Survey..., 2002].

112 Примеры повреждений показаны на рис. 3.1.16. Наибольшая плотность ударов на обследованной в этой миссии поверхности HST составила 45 ударов на квадратный метр. Это кумулятивный результат за 10 лет полета HST.

То, что удалось вернуть с HST (и не только с него), обычно тщательно исследуется в наземных лабораториях [Anz-Meador, 2011; Klinkrad, Stokes, 2006; Opiela et al., 2010].

В результате взрыва или столкновения образуется во много раз больше осколков, чем при любом другом событии в космосе. Эти осколки занимают все более расширяющийся спектр орбит, которые постепенно группируются в тороидальное облако, трансформирующееся тем стремительнее, чем больше разброс начальных векторов скоростей фрагментов. Все это можно видеть на примере разрушения китайского КА «Фенгюн-1С» (см. рис. 3.2.4).

Характерная черта засорения ОКП — постоянное возрастание вероятности столкновений и их катастрофичности даже при небольших размерах частиц мусора (из-за гигантских относительных скоростях во время столкновения). Например, алюминиевый шарик массой в 1 г, движущийся со скоростью 10 км/с, несет такую же разрушительную силу, что и 160-килограммовый сейф, летящий со скоростью 100 км/ч [Interagency Report..., 1995; Report..., 1989].

Высокая вероятность столкновения функционирующих КА с элементами КМ вынуждает конструкторов прибегать к весьма дорогостоящей защите — бронированию корпуса КА и выведению в космос значительно большей массы, чем это необходимо для выполнения целевой задачи. При этом дополнительная масса сама в конце концов становится вкладом в КМ.

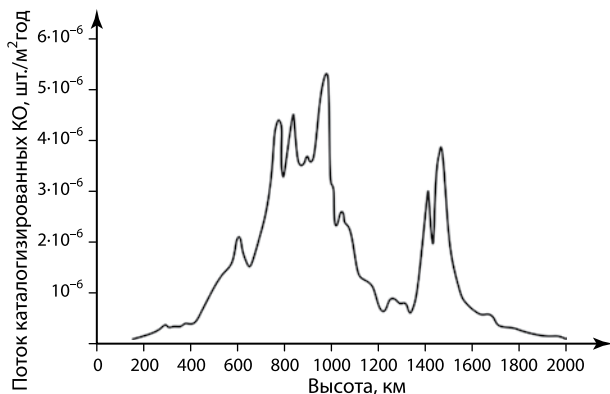
Но бронирование может спасти только от столкновения с мелким КМ ( $\ll 1$  см). Что же касается крупного, то здесь никакая броня не поможет. Известны многочисленные факты потери дорогостоящих КА в результате столкновений в космосе. Например, французского CERISE, американского «Иридиум-33».

Вероятность столкновения в космосе — очень растяжимое понятие: оно имеет смысл лишь при задании эпохи, интервала времени, размеров и формы КО, параметров их орбит и т. д. Например, вероятность столкновения КО диаметром 10 м с каталогизированным КО (т. е. размером более 10 см) на высотах 800...1000 км в течение 1997 г. составляла 0,0004, а в 2000 г. — уже 0,01! На высоте 400 км эта вероятность в пять раз меньше.

На рис. 3.1.19 [Orbital..., 1995] показано изменение потока каталогизированного КМ в области низких орбит в зависимости от высоты. Но при этом не учитывался некаталогизированный КМ, а наблюдения «Хэйстэка» показали, что распределение КО размером порядка 1 см аналогично распределению крупного КМ в значительной части области низких орбит (см. рис. 2.3.11). Например, на типичной для шаттла и МКС высоте 300 км



поток как крупного, так и среднеразмерного КМ в 50 раз меньше, чем на высоте 1000 км. Причем на этих высотах вероятность столкновения изменяется более чем в два раза, в зависимости от уровня солнечной активности.



**Рис. 3.1.19.** Распределение потока НОКО по высоте (по данным Kaman Sciences Corporation)

В значительно меньшей степени вероятность столкновений зависит от наклона орбит. Демпфирует эту зависимость тот факт, что две круговые орбиты с одинаковыми высотами пересекаются дважды за виток независимо от их наклона. Более детальный анализ зависимости вероятности столкновений от наклона [Kessler, 1981b] указывает на то, что она возрастает до максимального значения для объектов, движущихся по орбитам с комплементарными наклонами. Например, КО на орбите с  $i = 80^\circ$  имеет большую вероятность столкнуться из-за большого количества солнечно-синхронных орбит с наклонами  $100^\circ$  с объектами на этих орбитах. Аналогично, КО с наклоном орбиты  $100^\circ$  имеет наибольший шанс столкнуться с КО на орбите с  $i = 80^\circ$ . Так как орбит с наклоном более  $120^\circ$  очень мало, то КО с наклоном менее  $60^\circ$  свойственна меньшая вероятность столкновения.

Вероятность столкновения КО на высокоэллиптических орбитах сильно изменяется вдоль их траектории. ВЭКО типа «Молния» почти не встречают потоков КМ на своем пути, лишь на короткое время погружаются в своем перигее в густо населенную область низких орбит. Они никогда не пересекают ГСО, а из-за значительных изменений высоты перигея все больше погружаются в область низких орбит, что сравнительно быстро приближает время завершения их орбитального существования.

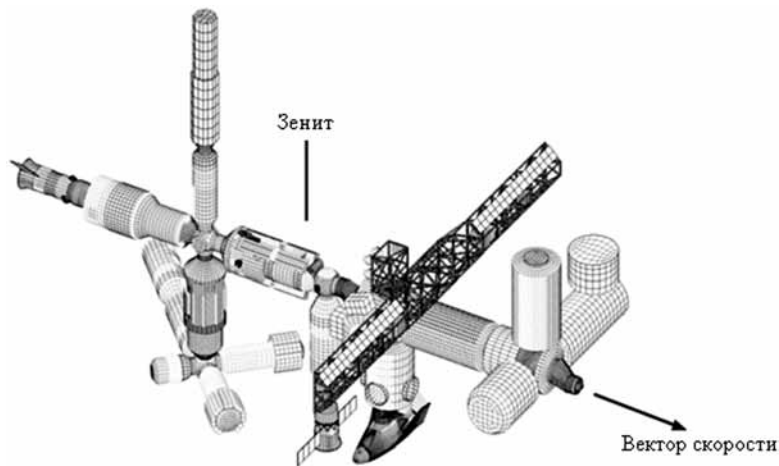
КО на переходных эллиптических орбитах (GTO) периодически «ныряют» как в область низких орбит (в районе перигея на каждом витке), так и в область ГСО (в районе апогея, когда прецессия орбиты заставляет проходить через ГСО). Последнее происходит гораздо реже, и это хорошо, так как они проходят через ГСО на скорости около 2 км/с, что много больше типичной скорости столкновений на ГСО.

Чтобы убедиться, что вероятность столкновений крупных КО прогрессивно растет, необязательно ее рассчитывать. Достаточно посмотреть рост числа столкновений каталогизированных КО на рис. 2.4.1, отображенный сплошной черной кривой (до 2011 г.). График построен на основе не расчетных, а свершившихся событий.

Как следствие опасности столкновений, действующим КА все чаще приходится прибегать к маневрам уклонения. Например, в 2009 г. только КА, контролируемым НАСА, пришлось совершить восемь маневров [Avoiding..., 2010]:

- 27 января TDRS-3 — уклонение от РН «Протон»
- 22 марта МКС — уклонение от обломков РН «CZ-4»
- 23 апреля Cloudsat — уклонение от обломков КА «Космос-2251»
- 11 мая EO-1 — уклонение от обломков РН «Зенит»
- 17 июля МКС — уклонение от обломков РН «Протон»
- 10 сентября «Спейс Шаттл» — уклонение от КМ с МКС
- 29 сентября Parosol (Франция) — уклонение от обломков КА «Фенгюнь-1С»
- 25 ноября Aqua — уклонение от обломков КА «Фенгюнь-1С»
- 11 декабря Landsat-7 — уклонение от «Формсат-3D».

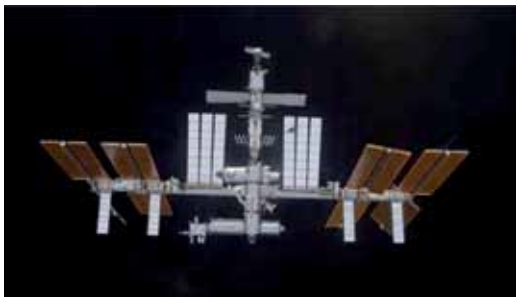
Последствия техногенного засорения ОКП ярко проявились в функционировании Международной космической станции, которая в 2010 г. отпраздновала 10-летие непрерывного полета в пилотируемом режиме (рис. 3.1.20, 3.1.21).



**Рис. 3.1.20.** Последняя (предстартовая) конфигурация МКС (без солнечных панелей). Всего 90 000 элементов. Группы элементов образуют модули. Модули формируют полную сборку МКС и определяют ее поверхность [Lear, Christiansen, 1999]

Только в 2008 г. было зафиксировано 246 опасных сближений МКС с элементами КМ, в том числе 41 — в так называемой «красной зоне» (крайне опасной, когда вероятность столкновения оценивается выше 0,0001).

Свой первый маневр ухода станция совершила 26 октября 1999 г. В ожидавшемся сближении МКС с отработавшей верхней ступенью РН «Пегас» вероятность столкновения составляла 0,003, что намного выше «красного» предела. Для ухода от столкновения нужно было «поднять» МКС, увеличив ее скорость на 1 м/с. Совместными действиями московского и хьюстонского ЦУПов станция была переориентирована. Включением двигателя российского модуля «Заря» на 5 с за 18 ч до максимального сближения ее орбита была изменена. Вместо рассчитанного промаха в 1 км оба КО прошли один мимо другого на расстоянии 140 км [ISS Performs..., 2000].



**Рис. 3.1.21.** Международная космическая станция

МКС вынуждена совершать маневры ухода от столкновений с КО в среднем пока один раз в год (о целесообразности стратегии современного реагирования на опасные сближения в разд. 5).

После взрыва ИСЗ «Космос-2421» в марте 2008 г. орбиты некоторых его осколков стали пересекать траекторию МКС [The Multiple..., 2008]. 27 августа один из фрагментов должен был пролететь в непосредственной близости от станции (расчетный промах — 1,6 км, вероятность столкновения 1/72). В это время к МКС был пристыкован европейский межорбитальный модуль «Жюль Верн». С его помощью и был совершен маневр уклонения [ISS Maneuvers..., 2008].

26 октября 2010 г. МКС опять была вынуждена «уходить» от столкновения с крупным обломком американского ИСЗ UARS. За 10 дней до входа этого обломка в атмосферу Объединенный центр космических операций Стратегического командования США (JSpOC) и ЦУП НАСА рассчитали, что 26 октября этот обломок недопустимо близко пройдет около МКС (может столкнуться с ней с вероятностью выше «красного порога»). За два часа до предельного сближения, после подтверждения превышения предельного риска столкновения, был осуществлен небольшой маневр скоростью (+0,4 м/с), выполненный с помощью транспортного корабля «Прогресс-07М», пристыкованного к кормовому порту модуля «Звезда» [International..., 2011b].

20 апреля 2011 г. уже в пятый раз за последние 2,5 года МКС совершила очередной маневр ухода от столкновения. На этот раз виновником ока-

зался обломок размером 15...20 см ИСЗ «Космос-2251», образовавшийся в результате его столкновения с американским «Иридиум-33». Когда за несколько часов до сближения расчетная вероятность столкновения с МКС превысила «красный порог», был совершен маневр уклонения с помощью европейского межорбитального модуля ATV-2, изменившего скорость движения МКС на 0,5 м/с. Это был 12-й маневр уклонения МКС, проведенный с октября 1999 г. До 2008 г. все маневры имели целью уход от столкновения с целыми КА и ступенями РН. Последние пять маневров — уклонение от фрагментов разрушений [International..., 2011a].

До сих пор МКС удавалось уходить от столкновений, совершая маневр уклонения. В дальнейшем в связи с учащением опасных сближений на это может не хватить энергетического ресурса станции. Кроме того, невозможно предсказать сближение с малоразмерными, не каталогизированными КО, которые так же крайне опасны для МКС. Уже неоднократно экипажу МКС объявлялась аварийная готовность к экстренной эвакуации ввиду возможного столкновения с КМ.

Так, 12 марта 2009 г. космонавты были вынуждены временно переселиться со станции в эвакуационный корабль «Союз ТМА-13» с готовностью к расстыковке с МКС и возвращению на Землю. Причина была в болванке размером 13 см, двигавшейся по орбите 145×4230 км, которая пролетала в крайне опасной близости от МКС. Быстро меняющаяся орбита болванки (из-за очень низкого перигея) привела к большому запаздыванию оценки степени опасности и не оставляла времени на организацию маневра.

В конце июня 2011 г. расчетная вероятность столкновения с другим не каталогизированным, но наблюдаемым обломком оказалась равной 0,003 (расчетный промах 725 м). Из-за быстрого изменения эллиптической орбиты обломка было недостаточно времени на расчет и осуществление маневра ухода. По тревоге 28 июня космонавты переместились в пристыкованные тогда два транспортных корабля «Союз», на которых в случае столкновения должны были вернуться на Землю. К счастью, обломок пролетел мимо, не задев МКС, и команда вернулась на борт станции [International..., 2011a].

Спустя десятилетие после запуска можно считать, что МКС выдержала испытание временем и космическим мусором. Из первоначальной 20-тонной конструкции она превратилась в 300-тонный гигант со всеми вытекающими отсюда последствиями. Естественно, ввиду нынешних размеров она стала более уязвимой мишенью для КМ. Поверхность МКС никогда не была обследована полностью. Тем не менее, уже зарегистрирован большой объем повреждений от сверхскоростных ударов КМ. Кроме обычных и типичных следов ударов на больших по площади солнечных панелях, обнаружено множество кратеров, царапин, эрозий на иллюминаторах, поручнях, термопокрытиях, радиаторах, стыковочных портах и т. д.

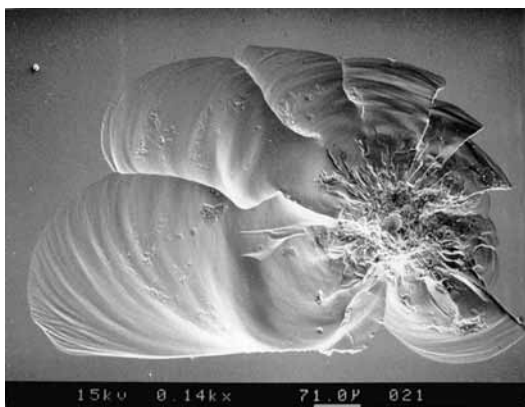
В то же время МКС за время своего существования породила множество сопутствующего КМ, из которого около 70 фрагментов было каталоги-

зировано. Это и потерянные камеры, стаканы, сумка с инструментами, а также намеренно выброшенное за ненадобностью оборудование и другие предметы — в среднем 10 объектов в год. Это не считая более мелкого КМ. К счастью, он существовал на орбите не более 15 месяцев [Aksenov et al., 2010; Johnson, 2009].

Американские шаттлы, находясь на орбите, совершили до 2008 г., по крайней мере, восемь раз маневр уклонения от столкновения [Ailor, 2008]. Причем в конце ноября 1991 г., когда на угрозы со стороны КМ практически не обращали внимания, шаттл миссии STS-44 настолько приблизился к опасному коридору полета советской отработавшей ступени РН, что был вынужден совершить маневр уклонения, запустив сразу два маневровых двигателя на 7 с.

Шаттлы неоднократно подвергались ударам частиц размером более 1 мм. В первых 33 полетах они получали повреждения черепичного покрытия снизу. Несколько термозащитных иллюминаторов пришлось заменить из-за повреждений. В 1983 г. во время миссии STS-7 удар всего лишь кусочка краски размером 0,2 мм при относительной скорости 3...6 км/с привел к образованию 4-мм кратера в иллюминаторе корабля, и его также пришлось заменить.

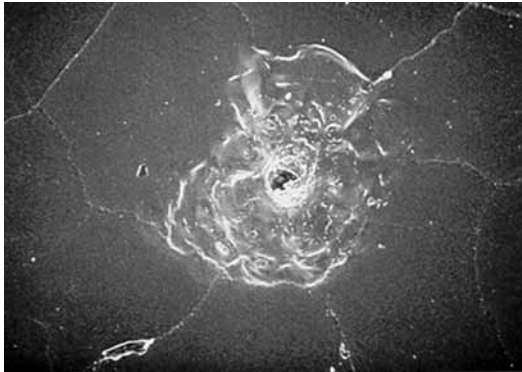
При осмотре иллюминатора № 6 миссии STS-50 был обнаружен кратер диаметром 1 мм от удара частицы размером 100...150 мкм (рис. 3.1.22). Химический и спектральный анализ показал, что этот след оставил продукт работы твердотопливного двигателя состава  $Al_2O_3$  [Jackson, Bernhard, 1997].



**Рис. 3.1.22.** Кратер на иллюминаторе шаттла миссии STS-50 от удара частицы, выброшенной из сопла твердотопливного двигателя

В июне 1999 г. шаттл «Дискавери» (миссия STS-96) осуществил первую стыковку с МКС. Послеполетная инспекция выявила множество повреждений, 64 из которых были исследованы очень тщательно специальными методами (рис. 3.1.23). Размер кратеров колебался от 0,125 до 4,0 мм. На

иллюминаторе командного отсека выявлено 50 повреждений. Материал КМ, вызвавшего эти повреждения, включал кусочки краски (50 %), алюминий (40 %) и нержавеющую сталь (10 %). На панелях радиатора и гибком изоляционном поверхностном слое обнаружено 12 следов от ударов КМ и метеороидов. В кратерах обнаружены частицы краски и алюминия [Kerr, 2000].



**Рис. 3.1.23.** Повреждение на иллюминаторе кабины шаттла миссии STS-97 от удара частицы из нержавеющей стали [ISS Space..., 2001]



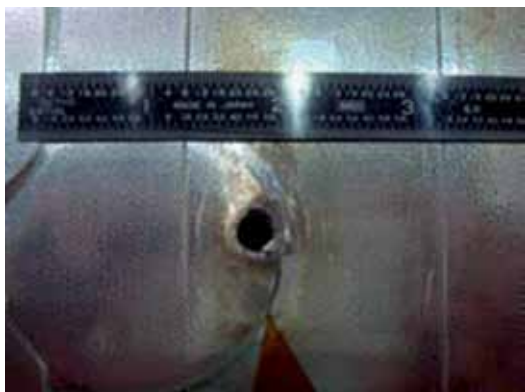
**Рис. 3.1.24.** Пробоина и трещина на панели радиатора шаттла миссии STS-115

Послеполетное обследование шаттла «Дискавери» (миссия STS-114) выявило 41 след от ударов микрометеороидов или КМ. 14 ударов пришлось на лобовые иллюминаторы модуля экипажа. Повреждено пять окон из восьми. Самый крупный кратер обнаружен на окне № 4. Его размер — 6,6×5,8 мм. Он был вызван ударом частицы диаметром 0,22 мм. Окно пришлось заменить.

Радиаторы дверей отсека полезного груза выдержали 19 ударов КМ. Один из ударов вызвал перфорацию в лицевом щите диаметром 0,61 мм.

Размер частицы, виновной в этом, оценен в 0,4 мм. На внешнем покрытии двери обнаружено повреждение размером 5,8×4,5 мм [Hyde et al., 2006].

После возвращения из полета шаттла STS-115 в Космическом центре Кеннеди при обследовании правого борта была обнаружена крупная пробоина на 4-й панели радиатора двери грузового отсека [Hyde et al., 2007]. Диаметр пробоины — 2,74 мм. Рядом с пробоиной — трещина длиной 6,8 мм (рис. 3.1.24). Надо отметить, что после каждого возвращения шаттлов НАСА проводила тщательный лабораторный анализ повреждений, полученных от ударов КМ [Hyde et al., 2010].



**Рис. 3.1.25.** Повреждение панели радиатора шаттла «Эндевор» миссии STS-118 к МКС

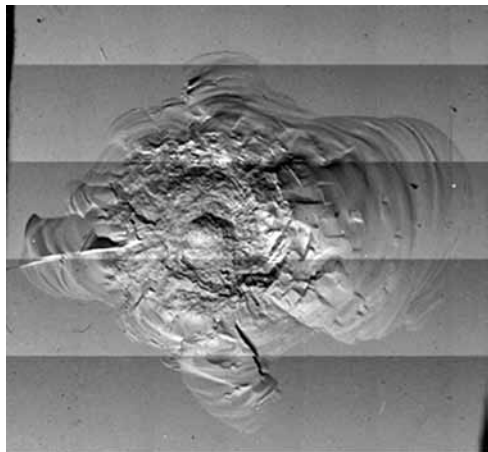


**Рис. 3.1.26.** Повреждение термозащитного одеяла под панелью радиатора

В августе 2007 г. во время полета шаттла «Эндевор» миссии STS-118 к МКС были пробиты насквозь задняя левосторонняя панель радиатора системы охлаждения. Толщина панели радиатора составляла 12,7 мм. Размер входного отверстия от удара — 7,4×5,3 мм (рис. 3.1.25). Ударившийся КО разрушился при ударе, его осколки нанесли множественные поврежде-

ния вокруг основного отверстия. Пробившие панель частицы повредили затем и термозащитное одеяло (рис. 3.1.26). Послеполетный анализ показал, что столкнувшийся с шаттлом элемент КМ состоял из титанового сплава со следами цинка и имел размер от 1,5 до 2 мм [Lear et al., 2008].

В ноябре 2008 г. во время полета шаттла «Эндевор» миссии STS-126 к МКС от удара частицы КМ на иллюминаторе образовался кратер размером 12,4×10,3 мм глубиной 0,63 мм. Это был наибольший кратер из всех, обнаруженных на иллюминаторах шаттлов (рис. 3.1.27) [Herrin et al., 2009].



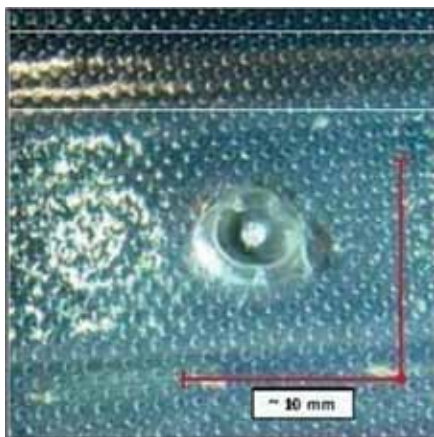
**Рис. 3.1.27.** Крупный кратер на иллюминаторе шаттла «Эндевор» миссии STS-126

В результате послеполетной инспекции шаттла «Дискавери» STS-128 было обнаружено 14 следов ударов на иллюминаторах кабины команды, 16 на переднем срезе крыла и носовой поверхности, 21 на панели радиаторов контура охлаждения. Среди них был кратер, представляющий особый интерес. Он оказался не самым крупным, но находился в стратегически важной точке — на алюминиевой защитной пластине, непосредственно прикрывающей трубы контура охлаждения электронного оборудования. Если бы не эта пластина, была бы пробита труба и произошла утечка фреона. В этом случае шаттл должен был приземлиться в течение 24 ч. Кстати, последующее моделирование подтвердило, что без защитной пластины контур охлаждения был бы пробит. [Christiansen et al., 1993; Orbital..., 2010] (рис. 3.1.28, 1.3.29). Подробно история повреждений поверхности шаттлов с 1992 по 2000 г. изложена в [Hyde et al., 2000].

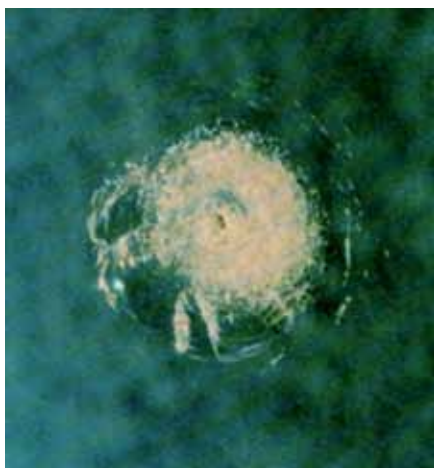
Есть и военные аспекты последствий техногенной засоренности ОКП. Во-первых, в результате столкновений с КМ КА военного ведомства уже несут ощутимый ущерб, как это было с очень дорогим экспериментальным КА Минобороны Франции CERISE в 1996 г. Довольно часто происходят сбои в работе военных спутников, которые операторы затрудняются объяснить. В конце концов, большинство экспертов склоняется к версии столкновения с КМ.



Во-вторых, незарегистрированное (недоказанное, «неофициальное») столкновение военного КА с элементом КМ, приведшее к внезапному прекращению его функционирования или выходу из строя хотя бы части его аппаратуры, может быть воспринято как нападение и спровоцировать военный конфликт со всеми вытекающими последствиями.



**Рис. 3.1.28.** Кратер от удара КМ в защитную пластину контура охлаждения



**Рис. 3.1.29.** 4-миллиметровый кратер от удара кусочка краски 0,2 мм в иллюминатор шаттла

В-третьих, с военной точки зрения, популяция КМ представляет собой мощную неуправляемую орбитальную группировку, которая представляет значительную опасность для функционирования не только национальных и зарубежных космических аппаратов, но и наземных объектов военного назначения.

Самое первое разрушение, причиной которого стал взрыв на орбите, случилось 29 июня 1961 г. [Johnson, 2011]. Верхняя ступень американской РН «Эйблстар» взорвалась примерно через час после того, как вывела на орбиту КА «Транзит-4А» вместе с двумя другими научными спутниками «Инджун-1» и «Солрад-3». Образовалось приблизительно 300 обломков. Вся официальная орбитальная популяция в то время составляла всего 54 КО. Тогда еще не существовало систем ККП, обнаружение и сопровождение КО осуществлялось эпизодически отдельными СН или операторами нескольких действующих КА. На сегодняшний день официально зарегистрировано более чем 200 разрушений КО. С 1984 г. НАСА регулярно публикует «Историю разрушений КО на орбитах», которую можно найти в формате Adobe PDF на веб-сайте программного подразделения НАСА по проблемам техногенного засорения космического пространства <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/SatelliteFragHistory/fraghistory.html>.

К 1995 г. было известно уже о 120 взрывах на орбитах (серьезных столкновений КО тогда еще не было зарегистрировано), которые привели к образованию более 8000 каталогизированных (т. е. крупных) фрагментов. К 2006 г. их было обнаружено уже 190, а к 2011 — более 200. Одних только зарегистрированных преднамеренных взрывов КА и верхних ступеней РН с 1964 г. произошло 56 и 2, соответственно [Johnson, 2010]. На самом деле их было гораздо больше.

До разрушений КА «Фенгюн-1С», «Иридиум-33» и «Космос-2251» фрагменты разрушений КО составляли около 40 % от объема всего каталога КО. После взрывов этих спутников доля фрагментов подскочила до 57 % и продолжает расти в результате обнаружения все новых и новых осколков. При этом из не каталогизированных, но сопровождаемых СККП США КО размером более 1 см, подавляющее большинство (приблизительно 95 %) составляют осколки от разрушений КО. Исследования показывают, что такая же доля приходится на фрагменты разрушений и среди всей популяции КО размером более 1 см, т. е. включая не сопровождаемые СККП. Более 4 % всех космических миссий в той или иной степени сопровождались разрушениями КА или РН [Satellite..., 2002].

Остановимся на официально зарегистрированных и имевших серьезные последствия событиях такого рода.

С 1963 по 1982 г. СССР провел 23 испытания противоспутникового оружия, из которых семь завершились перехватом. В результате образовалось 736 каталогизированных осколков, из которых до сих пор на орбитах остаются более 30 % [Johnson et al., 2007; History..., 2004; Russia..., 2009; Space..., 2008; Zak, 2008].

С 1964 г. прошла целая серия катастроф КА, имевших радионуклиды на борту, которые в результате достигли земной поверхности.

Закончился аварией РН запуск американского КА Transit VBN-3 в апреле 1964 г. После разрушения аппарата на высоте 80 км около 100 г плутония было рассеяно в атмосфере.

Для сравнения заметим, что в мае 1968 г. во время неудачного запуска американского экспериментального метеоспутника Nimbus В два плутониевых генератора упали в Атлантический океан. Их достали со дна и использовали повторно на следующем аппарате этой серии.

В результате аварии в феврале 1969 г. РН «Протон-К», при попытке запуска первого советского лунохода «Е-8», радиоизотопный генератор на полонии-210 упал в районе полигона Байконур. Как рассказывает бывший сотрудник НПО им. С.А. Лавочкина В.П. Долгополов, генератор нашли солдаты и обогрелись им в казарме.

В апреле 1970 г. при возвращении лунного модуля Aquarius экспедиции Apollo-13 контейнеры с плутонием упали в Тихий океан восточнее Новой Зеландии.

В январе 1978 г. потерпел аварию советский спутник морской космической разведки и целеуказания серии РОРСАТ «Космос-954» с бортовой ядерной энергетической установкой, что привело к радиоактивному загрязнению обширного района на севере Канады. Об этом подробно было рассказано в подразд. 3.1.

Подобная катастрофа произошла в феврале 1983 г. со спутником той же серии «Космос-1402». Но на этот раз «повезло» в том смысле, что остатки активной зоны реактора упали не на Землю, а в Атлантический океан.

В 1973 г. США начали разработку обитаемой космической лаборатории Skylab. Это была весьма массивная конструкция массой 77 т, длиной 24,6 м, с максимальным диаметром 6,6 м и внутренним объемом 352,4 м<sup>3</sup>. Запущена 14 мая 1973 г. для проведения технологических, астрофизических, биолого-медицинских исследований и наблюдения земной поверхности. С мая 1973 г. по февраль 1974 г. на борту станции работали три экспедиции. Стоимость программы «Скайлэб» составила 3 млрд дол. в ценах того времени. 11 июля 1979 г. Центр управления полетами сориентировал ОС для входа в атмосферу с точкой затопления в 1300 км южнее Кейптауна. Но ошибка в расчетах в пределах 4 % и непредусмотренное более медленное разрушение станции привели к смещению точки падения. Часть обломков упала и была обнаружена в Австралии. С тех пор австралийское руководство очень болезненно реагирует на падение космических обломков на ее территорию [Portree, Loftus, 1999] («Новости космонавтики». 1996. № 22, 23).

Советский военный навигационный ИСЗ «Космос-1275» массой 700 кг неожиданно взорвался в июле 1981 г. на высоте 977 км и образовал более 300 каталогизированных фрагментов. Возможная причина — удар крупного элемента КМ [Potter, 1993] (официальная версия — взрыв аккумуляторной батареи).

В июне 1983 г. шаттл «Челленджер» STS-7 столкнулся с кусочком обогащенной титаном краски размером 0,2 мм при относительной скорости 5 км/с. В результате на иллюминаторе образовался кратер диаметром 4 мм. Команда шаттла заметила повреждение во время полета и сразу сообщила в ЦУП.

13 ноября 1986 г. третья ступень РН «Ариан V-16» взрывается над восточной Африкой и образует облако осколков, которое тут же зарегистрировал американский радар в Турции. В феврале 1987 г. было каталогизировано 465 фрагментов этого взрыва. Они образовали вокруг Земли кольцо шириной 30°, наклоненное к экватору под 98,7°, с диапазоном высот от 500 до 1400 км, которое расширилось примерно на 10° в месяц. Вскоре стало очевидным, что взрыв «Ариан V-16» оказался самым «урожайным» на осколки разрушением из всех предшествующих. Несколько позднее директор Центра астрофизических исследований в Колорадо Роберт Калп заявил, что в результате этого взрыва образовалось более 500 каталогизированных фрагментов и 5000 более мелких осколков, способных причинить существенный ущерб действующим КА [Johnson, 1989; Portree, Loftus, 1999].

Но этот «рекорд» продержался недолго. Спустя несколько месяцев взрыв советского КА «Космос-1813» породил 850 каталогизированных обломков.

В мае 1991 г. произошел взрыв второй ступени американской РН «Дельта-2910» с образованием 237 каталогизированных обломков.

21 февраля 1992 г. на почти геосинхронной орбите взорвалась ступень американской РН «Титан IIIС Транстэйдж», образовав облако из более чем 500 осколков размером более 2 см [Hanada, Matney, 2002].

В июне 1996 г. взорвался вспомогательный разгонный блок (топливо — гидразин) американской РН «Пегас». В результате образовалось 713 крупных осколков. С помощью радаров «Хэйстэк» и «Голдстоун» удалось зафиксировать еще порядка 300 000 осколков размером более 4 мм [Johnson, 1998]. Блок имел сухую массу всего 97 кг. Образование такого количества наблюдаемых СККП США осколков стало загадкой, поскольку шло вразрез со всеми имевшимися моделями разрушений. Положительным следствием этого события было решение Orbital Sciences Corporation (OSC) существенно переработать проект вспомогательного гидразинного разгонного блока РН «Пегас», чтобы исключить повторение подобных взрывов.

Самым знаковым событием 1996 г. стало столкновение 24 июля очень дорогого французского (британской конструкции) военного экспериментального микроспутника (масса 50 кг) радиоэлектронной разведки с фрагментом РН ЕКА «Ариан». Это было первое официально зарегистрированное столкновение двух каталогизированных КО. Фрагмент КМ перебил 6-метровую штангу с гравитационным датчиком, после чего нормальное функционирование спутника стало невозможным. Столкновение произошло при относительной скорости 14,8 км/с [Johnson, 1996].

16 ноября 1996 г. с помощью трехступенчатой РН «Протон-К» был запущен КА «Марс-96» с разгонным блоком. Если бы все пошло по программе, автоматическая межпланетная станция должна была выйти на гелиоцентрическую орбиту с большой полуосью 185,759 млн км, эксцентриситетом 0,2, наклоном 2,11°, периодом 505 сут. Продолжительность полета к Марсу составила бы 300 сут. Но... Включение разгонного блока 17 ноября прошло нештатно, перевод КА на высокоэллиптическую орбиту выполнен не был. КА и разгонный блок разделились и остались на низких орбитах. По данным российской СККП, «Марс-96» сошел с орбиты 17 ноября, разгонный блок на сутки позже. Его обломки упали в южной части Тихого океана южнее Новой Зеландии. С местом падения КА существует большая неопределенность. По данным разных расчетных групп, вход аппарата в атмосферу произошел либо над Тихим океаном, либо над Южной Америкой (Чили, Французская Гвиана), либо над Атлантикой. Вторая ступень РН упала в Горном Алтае и при этом убила корову [Россия..., 1996].

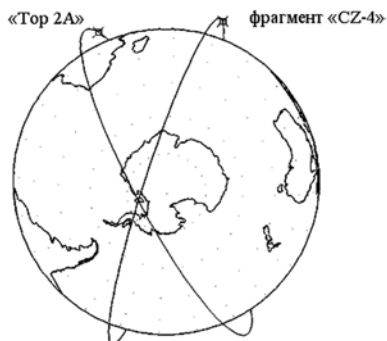
В средствах массовой информации широко освещалось столкновение ОС «Мир» с КК «Прогресс М-34» 25 июня 1997 г. Станция получила при этом значительные повреждения, и возникла определенная угроза безопасности ее экипажа. Удар зацепил и солнечные батареи модуля «Спектр», в которых при визуальном осмотре была найдена большая дыра. Образовались и фрагменты, один из которых был вскоре обнаружен СККП США. Однако осталось неясно, принадлежал ли он ОС «Мир» или КК «Прогресс М-34» [Three..., 1997].

Российский «Космос-2313» массой 3 т выполнил маневр завершения полета 22–23 апреля 1997 г. и пребывал в состоянии естественного погружения в атмосферу, как вдруг 26 июня на высоте 285 км было зафиксировано его разрушение. Вскоре обнаружилось 90 его фрагментов, большинство которых к 30 июня сгорело в атмосфере. [Portree, Loftus, 1999; Three..., 1997].

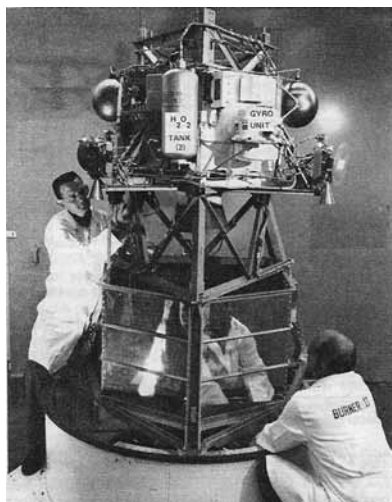
Российский разведывательный спутник «Космос-2343» массой 6,5 т завершил свою четырехмесячную миссию, и 16 сентября 1997 г. осуществил самоподрыв на высоте 230 км над Камчаткой. Три из пяти предыдущих ИСЗ этой серии («Космос-2101, -2163 и -2225») были подорваны приблизительно в том же районе. В течение 48 ч СККП США удалось каталогизировать 32 фрагмента «Космоса-2343», некоторые из них имели апогей орбиты около 900 км, что указывает на скорость отделения при взрыве порядка 200 м/с. Часть обломков вскоре сгорела. СККП США каталогизировала всего 180 фрагментов. Была произведена оценка угрозы для ОС «Мир». Расчет и моделирование показали, что ни один из опасных фрагментов не попадал в «брус» размером 4×10×4 км с центром в ОС «Мир», хотя некоторые обломки пролетели на расстоянии 20 км от станции [Johnson, 1997].

В феврале 1998 г. в течение одной недели взорвались подряд три верхних ступени РН. Почти полуторатонная третья ступень РН «Циклон», летавшая в космосе почти 10 лет, взорвалась 15 февраля и образовала более 80 фрагментов. 17 февраля пришел черед взорваться девятилетней

третьей (верхней) ступени РН «Ариан-4» массой 1200 кг. Наконец, 21 февраля произошел взрыв японской COMETS H-II, которая так и не смогла выйти на заданную программой переходную высокоэллиптическую орбиту. Причина — неполадки в двигателе. [Three..., 1998].



**Рис. 3.2.1.** Случайное столкновение двух КО произошло в южном полушарии на высоте 885 км



**Рис. 3.2.2.** На стенде верхняя часть последней ступени РН «Тор 2А», участвовавшая в столкновении

В 2000 г. первым был мощный взрыв 1000-килограммовой третьей ступени китайской РН «Долгий марш 4» («Лонг Марч 4», CZ-4). Он породил 300 крупных обломков, которые были каталогизированы [The First..., 2000]. Но на этом его история не закончилась. Один из фрагментов взрыва через пять лет, т. е. в январе 2005 г. столкнулся с последней ступенью американской РН «Тор 2А» [Accidental..., 2005] — типичный пример каскада. Корпус РН (верхней части последней ступени) был сравнительно

небольшим: в поперечном сечении —  $1 \text{ м}^2$  (рис. 3.2.1, 3.2.2). Фрагмент китайской РН и того меньше —  $0,06 \text{ м}^2$ .

По аэродинамическим причинам в перигее орбит происходили взрывы российских КА серии «Молния-3» и «Око» в 2000 и 2001 гг.

23 марта 2001 г. после 15 лет полета 135-тонный российский ОК «Мир» был успешно затоплен в Тихом океане.

21 ноября 2001 г. российский «Космос-2367» массой 3 т претерпел значительное разрушение всего 30 километрами выше орбиты МКС с образованием 200 крупных обломков, которые были каталогизированы, и еще более 100 мелких, наблюдавшихся специальными СН. 40 % фрагментов оказались на орбитах, пересекавших орбиту МКС. НАСА пришлось оценивать риски не только для МКС, но и для предстоящего через несколько дней полета шаттла миссии STS-108, который не так хорошо защищен от мелких осколков, как МКС. К счастью, все обошлось.

Спустя две недели в окрестности перигея своей орбиты взорвалась «Молния 3-35», образовав более 20 обломков.

19 декабря взорвалась 4-я ступень индийского PSLV с образованием более 300 обломков. Это было первое официально зарегистрированное разрушение индийского КО. Причина взрыва неизвестна, но предполагается — это остатки топлива в баках или сжатый газ. Всего в 2001 г. было зафиксировано девять разрушений КО [Two..., 2002].

Регулярно происходили взрывы остатков топлива в российских РН «Протон». К 2001 г. насчитывалось 25 таких взрывов.

В 2002 г. ряд СН зафиксировал неожиданное изменение орбиты недействующего уже в течение 30 лет ИСЗ «Космос-539» и отделение от него фрагмента размером 20...50 см, который был каталогизирован. Отделение произошло со скоростью 19 м/с. Наиболее правдоподобное объяснение — столкновение ИСЗ с небольшим КО [A New Collision..., 2002].

В феврале 2002 г. наблюдалось разрушение верхней ступени РН «Ариан-4» на высокоэллиптической орбите  $250 \times 26\,550 \text{ км}$  с образованием, по крайней мере, 9 фрагментов. Это было шестое известное разрушение третьей ступени РН «Ариан-4» [Second..., 2002].

В 2003 г. наблюдалось шесть разрушений. В трех случаях взорвались двигатели осадки топлива ДМ СОЗ РН «Протон»; в результате столкновения с КМ отделились фрагменты от космического телескопа «Хаббл», французского КА SARA (по-видимому, фрагмент его антенны) и КА NOAA [Satellite..., 2004].

В феврале 2004 г. произошло разрушение российского «Космос-2383». Обнаружено 50 фрагментов, из которых 13 было каталогизировано. Многие из обломков пересекли орбиту МКС, что вызвало серьезное беспокойство у операторов [Fragmentation..., 2004].

Первое значительное разрушение 2006 г. случилось 4 мая. Неожиданно взорвалась после 20 лет космического полета третья ступень советской РН «Циклон» (сухая масса 1360 кг), много лет пребывавшая в «дремлющем» состоянии. Образовалось более 50 фрагментов (размером более 5 см), из которых 49 было официально каталогизировано. Примерно через месяц взорвался после 17 лет полета двигатель осадки топлива 4-й ступени (разгонного блока) РН «Протон». Взрыв породил более 70 обломков. Это было 34-е событие такого рода с 1988 г. В феврале произошло менее заметное событие — разрушение старейшего (пятого по счету) ИСЗ «Авангард-3», соединенного с третьей ступенью РН, с общей массой всего 45 кг. От него отделился только один фрагмент. Возможными причинами разрушения посчитали возрастную деградацию материала поверхности сборки и удар мелкого метеороида или частицы КМ [First..., 2006].

Всплеск взрывов наблюдался во второй половине 2006 г. 17 ноября, после 64 дней функционирования, взорвался с образованием множества фрагментов, из которых 28 были сразу каталогизированы, российский ИСЗ наблюдения поверхности Земли «Космос-2423». Это была штатная программа завершения полета. То есть взрыв был ожидаем, чего не скажешь про вторую ступень американской РН «Дельта IV».

После успешного вывода полезного груза на 850-километровую солнечно-синхронную орбиту и разделения вторая ступень совершала программный управляемый вход в атмосферу, но в процессе этого вдруг было обнаружено множество фрагментов, выброшенных в направлении, обратном движению ступени, из которых каталогизировано 60. Природа взрыва непонятна. Также неожиданным был взрыв второй ступени РН «Дельта II» после 17-летнего пассивного полета, причем в конце своего функционирования она была пассивирована, т. е. на борту не осталось энергии для провокации взрыва.

В 2006 г. было еще несколько взрывов, в том числе разрушение второй ступени японской РН Н-2А; вспомогательного двигателя РН; верхней ступени РН «Молния» [Significant..., 2007; Three..., 2006].

19 февраля 2007 г. взорвался разгонный блок «Бриз-М» РН «Протон». В результате не удалось вывести спутник связи «Арабсат-4А» на геостационарную орбиту. Он почти с полным баком топлива остался на орбите  $495 \times 14\,750$  км и наклоном  $51,5^\circ$  [Four Satellite..., 2007]. После взрыва образовалось более 1000 осколков.

В 2007 г. было восемь взрывов.

11 января 2007 г. при испытаниях китайского кинетического противоспутникового оружия была атакована и взорвана мишень — метеорологический китайский ИСЗ «Фенгюн-1С» (международный номер 1999-025А) массой почти 960 кг, на почти круговой солнечно-синхронной орбите высотой  $\sim 850$  км и наклоном  $98,8^\circ$  (рис. 3.2.3). В результате кинетического удара с относительной скоростью  $\sim 9$  км/с в интенсивно используемой области орбит образовалось облако осколков, из которых



в течение первой недели было обнаружено более 600. К 11 июля 2007 г. было каталогизировано уже 2347 осколков. К середине сентября 2010 г. их было 3037 [Chinese Debris..., 2010]. По данным [Fengyun-1C..., 2008, 2009; Stokely, Matney, 2008], радар «Хэйстэк» зарегистрировал еще более 150 000 не каталогизированных осколков от взрыва размером до 1 см.



**Рис. 3.2.3.** КА «Фенгюн-1С» до разрушения

Интересно, что общее количество фрагментов от разрушения КА «Фенгюн-1С» (обнаруженных СККП США и радаром «Хэйстэк») превысило предсказанное Стандартной моделью разрушения от столкновения НАСА [Stansbery, 2008].

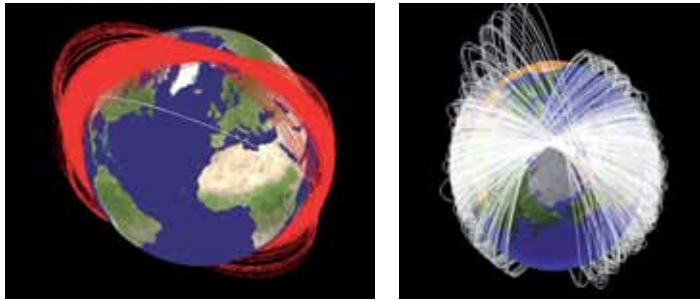
Это событие расценивается специалистами как самое драматическое в истории «размножения» КМ, и наглядно демонстрируется резким его скачком на диаграмме рис. 2.2.2 над абсциссой 2007 г. Количество каталогизированного КМ, который накапливался в течение 50 лет, в одно мгновение возросло более чем на треть, а фрагментов разрушений — сразу на 75 % [Detection..., 2007]. Ничего подобного за всю историю освоения космоса не наблюдалось.

Произошедшее усугубляется еще и тем, что по оценке специалистов [Chinese Debris..., 2010; Johnson et al., 2007] основная масса образовавшихся осколков (~95 %) продолжит свое орбитальное существование в течение, по крайней мере, нескольких десятков лет, а часть из них — сотни лет [Space..., 2008]. К июлю 2007 г. сгорело только 13 из каталогизированных обломков. К середине сентября 97 % всех обнаруженных и каталогизированных на тот момент обломков от взрыва (3067) все еще оставались на орбитах [Chinese Debris..., 2010].

И все это в области орбит, насыщенных действующими КА, в частности, метеорологическими, океанической разведки: российские «Метеор-1», «Метеор-2», американские NOAA, DMSP, китайские серии «Фенгюн» и др.

Из-за огромного числа образовавшихся фрагментов и большого разброса векторов начальных скоростей уже в первые шесть месяцев после взрыва некоторым действующим КА пришлось совершить маневры ухода от столкновения с ними. КА НАСА Terra, движущемуся по почти круговой орбите со средней высотой 705 км, 22 июня была дана команда на маневр ухода от 35-сантиметрового обломка (расчетное сближение составило 19 м). Спустя несколько дней МКС приготовилась к подобному маневру, который был отменен перед самым включением двигателя после того, как уточненное значение промаха оказалось приемлемым.

После разрушения КА «Фенгюн-1С» орбиты образовавшихся осколков были ограничены достаточно узким диапазоном наклонений и прямых восхождений. Однако различные скорости прецессий орбит привели со временем к существенному расширению этого диапазона. На рис. 3.2.4 показана эволюция всего пучка орбит фрагментов за шесть месяцев. Облако осколков охватило диапазон по высоте от 200 до 4000 км [Detection..., 2007; Chinese Anti-satellite..., 2007; Liou, Johnson, 2008a, b].



**Рис. 3.2.4.** Расплывающийся тороидальный пучок орбит осколков от разрушения ИСЗ «Фенгюн-1С» с интервалом шесть месяцев

Для сравнения напомним об аналогичном событии годом позже. 21 февраля 2008 г. США провели испытание противоспутникового оружия ACAT, в результате которого ракетой SV-3 был разрушен ИСЗ USA-193 [Kaufman, White, 2008]. Спутник вышел из строя сразу после вывода на околоземную орбиту. Его топливный бак остался заполненным не использованным гидразином, а анализ выживаемости показал, что он может достичь поверхности Земли и создать серьезные проблемы в зависимости от того, куда бак упадет.

По мнению американцев, кинетический удар по спутнику и его разрушение на орбите убивали сразу двух зайцев: с одной стороны, проводилось испытание кинетического оружия, с другой, устранялась угроза падения на Землю бака, заполненного гидразином. 21 февраля спутник был разрушен на множество мелких осколков (360 было обнаружено и сопровождалось до их входа в атмосферу), большая часть которых сгорела в атмосфере в течение одного часа после удара ракеты. К концу марта на орбитах оставалось всего несколько фрагментов, последний сгорел в атмосфере летом того же года [Satellite..., 2008].

Эксперимент, проводившийся на высоте 250 км (гораздо меньшей, чем в первом испытании ACATa и, тем более чем в китайском), был построен таким образом, что 99 % образовавшихся осколков сгорели в атмосфере в течение недели.

Как известно, первое испытание ACATa состоялось 13 сентября 1985 г. Противоспутник запустили с борта самолета F-15 и разрушили ИСЗ Solwind на орбите 545×515 км. Образовалось 285 фрагментов разрушения цели, многие из которых просуществовали в космосе более 15 лет.

Некоторые из них прошли на расстоянии 1,3 км от МКС. Последний из осколков сгорел в феврале 2004 г. [Grego, 2006; online: Union of Concerned Scientists, [http://www.ucsusa.org/global\\_security/space\\_weapons/a-history-of-asat-rogams.html](http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/a-history-of-asat-rogams.html); Data compiled from the public satellite catalog, 2008].

Спустя месяц после разрушения китайского «Фенгюн-1С» произошли еще четыре взрыва. Двух китайских КА и двух российских компонентов запуска: Beidou 2A, CBERS-1; двигатель осадки топлива российской РН «Протон» и разгонного блока «Бриз-М».

Последний взрыв заслуживает особого внимания. В феврале 2006 г. РН «Протон» с разгонным блоком «Бриз-М» был использован для вывода ИСЗ «Арабсат-4А» на низкую парковую орбиту. Через 50 мин после вывода двигатель «Бриза-М» снова был включен (второе включение из четырех запланированных). Однако из-за возникшей неисправности отработал меньше положенного времени и не включился снова. КА в результате не вышел на штатную операционную орбиту, отделился от РН, и позже была отдана команда на его управляемый вход в атмосферу. 19 февраля 2007 г. двухтонная конструкция «Бриза-М» взорвалась и разлетелась на более чем 1000 различных с Земли обломков, находясь на орбите  $495 \times 14\,705$  км с наклоном  $51,5^\circ$ .

По счастливой случайности, взрыв наблюдался, по крайней мере, тремя астрономами в разных частях Австралии и был сфотографирован. На нескольких снимках ясно видно распространение облака обломков малой яркости. Причина взрыва — скорее всего неизрасходованное топливо на борту разгонного блока. Хотя все четыре взрыва непреднамеренные, по крайней мере, три из них можно было предотвратить. Как рекомендовано во многих национальных и интернациональных руководствах по снижению засоренности ОКП, КА и ступени РН в конце своего активного существования должны быть пассивированы (например, путем сброса остатков топлива) [Four Satellite..., 2007].

10 ноября 2007 г. случился довольно загадочный инцидент. Спутник НАСА для исследования верхней атмосферы UARS (Upper Atmosphere Research Satellite), после успешного выполнения своей 14-летней миссии в 2005 г. был пассивирован (топливные баки опустошены и аккумуляторы разряжены) и переведен на более низкую орбиту захоронения с целью сокращения срока существования. В течение последующих двух лет его высота постепенно снижалась, как вдруг 10 ноября 2007 г. от 5,7-тонной конструкции неожиданно отделилось, по крайней мере, четыре фрагмента (с умеренной скоростью). Два из них упали на Землю в конце ноября, остальные оставались на орбите до конца года. По мнению оператора, взорваться спутник не мог, поскольку был полностью пассивирован, если не считать мизерного количества сжатого газа в баллончике. Единственной объяснимой причиной разрушения могло быть столкновение с небольшим ненаблюдаемым элементом КМ [Two..., 2008].

Через день после этого инцидента США провели первый пуск РН «Дельта-IV» в 2007 г. Предыдущий ее полет в 2006 г. закончился незапланированным разрушением второй ступени с образованием 60 фрагментов.

На этот раз вторая ступень РН также произвела две дюжины обломков размером более 10 см. Как и в предыдущем случае, образование фрагментов не помешало РН успешно выполнить свою функцию — вывести полезный груз на запланированную орбиту.

В марте 2008 г. по неизвестной причине взорвался российский «Космос-2421» (точнее, в марте – июне этот КА испытал три последовательных взрыва — 14 марта, 28 апреля и 9 июня [ISS Maneuvers..., 2008; The Multiple..., 2008]) с образованием 506 фрагментов, 90 % которых имели размеры от 5 до 20 см. Взрыв произошел всего лишь в 60 км над МКС. К счастью, основная масса осколков уже сгорела в атмосфере к началу 2009 г. (рис. 3.2.5).



**Рис. 3.2.5.** КА «Космос-2421»

В течение нескольких месяцев многочисленные обломки и осколки от разрушения «Космоса-2421» проходили близко от МКС, и каждый раз приходилось планировать маневры ухода от столкновений, которые отменялись лишь, когда уточненные вероятности столкновений опускались ниже «красного» порога 0,0001. Один маневр (27 августа) пришлось совершить при расчетной вероятности столкновения 0,014 (расчетный промах 1,6 км). Его осуществили с помощью пристыкованного в то время к МКС Европейского автоматического модуля (АММ) «Жюль Верн». За два часа до предполагаемого столкновения включили его двигатели с целью замедления движения станции (на 1 м/с), чтобы чуть-чуть снизить среднюю высоту орбиты станции, предварительно повернув МКС на 180° относительно первоначальной «нормальной» ориентации.

Это был восьмой маневр за полетную программу МКС [ISS Maneuvers..., 2008; ISS Crew..., 2009; The Multiple..., 2008; Orbital..., 2008].

В начале июля 2008 г. 21-летний «Космос-1818» с законсервированным ядерным реактором на борту стал источником нового облака КМ, 30 его фрагментов были обнаружены СККП США и еще множество небольших металлических сфер — с помощью специальных СН. Это был первый из двух однотипных спутников, испытывавших новую ядерную энергетическую установку. Причина взрыва до сих пор остается невыясненной (вполне возможно было столкновение с КМ). По мнению некоторых экспертов, образовавшиеся металлические сферы могли быть каплями натрий-калиевого охладителя, который использовался в предыдущих версиях реактора [Kessler et al., 1997; New Debris..., 2009].

Неожиданное даже для операторов столкновение американского «Иридиума-33» (рис. 3.2.6) с российским «Космосом-2251» (рис. 3.2.7), так

же как и, в свое время, столкновение французского CERISE с обломком PH Ariane), нанесло удар по скептикам, утверждавшим, что, вероятность серьезных катастроф мала, и апеллировавшим к факту редких регистраций столкновений. Вместе с тем, известный специалист Пулковской обсерватории А. Сочилиня, исследуя орбитальное поведение КА на ГСО, показала, что по крайней мере 40 из них испытали столкновение с относительно крупными КО [Sochilina et al., 1998].

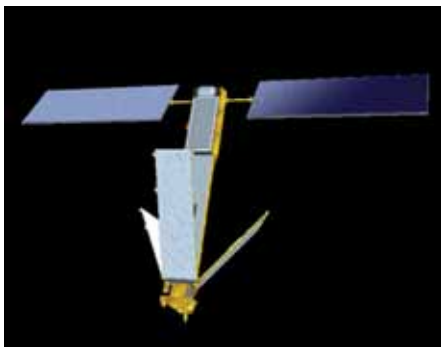


Рис. 3.2.6. КА «Иридиум-33»

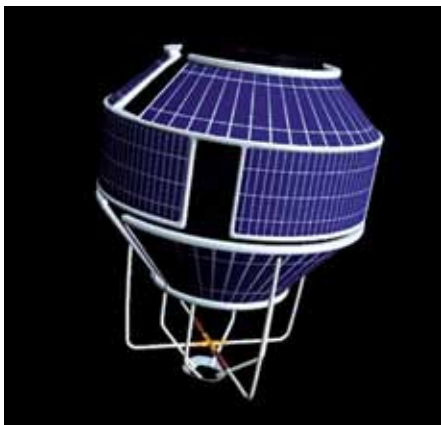
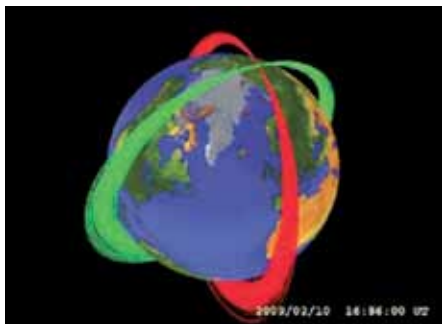


Рис. 3.2.7. КА «Космос-2251»

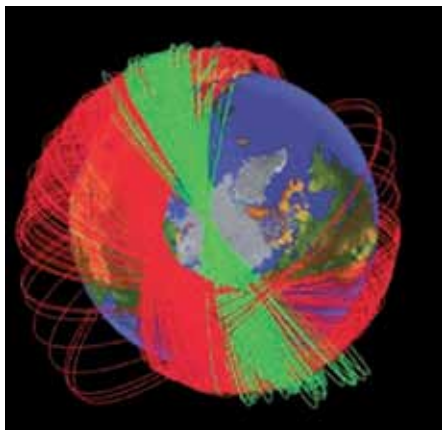
Итак, 10 февраля 2009 г. действующий КА обеспечения глобальной спутниковой связью объектов США «Иридиум-33» (70 спутников в системе «Иридиум» на одной рабочей высоте) столкнулся с уже нефункционирующим российским ИСЗ «Космос-2251» (класса «Стрела-2М», диаметр 2,05 м, гравитационная штанга длиной 18 м, масса 900 кг) (рис. 3.2.8). Размеры «Иридиума-33» оцениваются как 2×1 м, масса 560 кг. Столкновение произошло над районом крайнего севера Сибири на высоте около 790 км при относительной скорости 11,646 км/с с образованием большого числа

обломков. Наклонения орбит спутников составляли 86,4 и 74,0°, соответственно. Плоскости орбит в момент столкновения пересекались почти под прямым углом. Летом 2010 г. СККП США было зарегистрировано более 2100 фрагментов от обоих аппаратов.

Количество фрагментов, образовавшихся от разрушения «Космоса-2251», более чем вдвое превысило таковое от разрушения «Иридиум-33», что приблизительно соответствует соотношению масс исходных объектов. После столкновения объем каталога КО СККП США увеличился на 15,6 % (на 2347 КО), а количество не каталогизированных, но сопровождаемых СН, возросло на 6000 КО [Space..., 2010].



**Рис. 3.2.8.** Положение орбитальных плоскостей аппаратов «Иридиум-33» и «Космос-2251» в момент столкновения [Satellite..., 2009]



**Рис. 3.2.9.** Эволюция орбит фрагментов разрушения ИСЗ «Иридиум-33» и «Космос-2251» через шесть месяцев после столкновения

Более детальный анализ столкновения КА «Иридиум-33» и «Космос-2251» можно найти в [Kelso, 2009; Makarov et al. 2011; Matney, 2010; Nazarenko, 2009b, 2011; Satellite..., 2009] (рис. 3.2.9).

Суммарное количество мелких фрагментов (размером около 1 см) от ИСЗ «Фенгюн-1С», «Иридиум-33» и «Космос-2251» по данным радиолокаторов «Хэйстэк» и ХЭКС составляет около 250 000, а крупных (свыше 10 см) — порядка 5500 [Update..., 2010]. Объем каталога КО скачком увеличился на 60 % (см. рис. 2.2.2)!

Насколько серьезно было воспринято это событие, можно судить по тому факту, что уже в апреле 2009 г. в Конгрессе США проводятся слушания под девизом «Сохранение космической среды для гражданского и коммерческого использования». Перед Комитетом палаты Конгресса по науке и технологиям (Подкомитет по космосу и авионавтике) выступили генерал-лейтенант Ларри Джеймс от Стратегического командования США, Николас Джонсон — руководитель подразделения НАСА по проблемам техногенного засорения космоса, Ричард Дарбелло от Генеральной корпорации Интелсат и Скотт Пэйс от Института космической политики Университета им. Джорджа Вашингтона (рис. 3.2.10) [Congressional..., 2009].



**Рис. 3.2.10.** Слева направо: генерал-лейтенант Ларри Джеймс, Николас Джонсон, Ричард Дарбелло, Скотт Пэйв

В июне 2009 г. в Вене на своем ежегодном собрании Комитет ООН по мирному использованию космоса (COPUOS) заслушал ряд докладов, инициированных столкновением «Иридиума» и «Космоса». Бригадный генерал Сьюзен Хелмз (бывшая космонавтка) объявила, что Стратегическое командование США изыскивает возможности проведения оценки опасных сближений для большего числа действующих КА. Николас Джонсон сообщил последние данные о природе облака осколков от столкновения спутников и его возможной эволюции [United..., 2009].

Единственная польза от историй, происшедших с КА «Фенгюн-1С», «Иридиум-33» и «Космос-2251», в том, что они помогают понять процесс фрагментации крупных КО при столкновениях и предоставляют редкую возможность для проверки и калибровки моделей фрагментации по реальным данным.

Более полный обзор событий в космосе, происшедших с самого начала космической эры, можно найти в выпускаемых НАСА сериях Chronology и Orbital Debris Quarterly News [Accidental..., 2005; Cizek, 2001; History..., 2004; Johnson et al., 2008; Krisko, 2006; Portree, Loftus, 1993, 1999 и др.].

Пока столкновения в космосе не выводили из строя дорогостоящие, выполняющие важные государственные, социальные, экономические и даже стратегические функции КА, они оставались незамеченными в прямом и переносном смысле. Но после гибели французского КА CERISE и американского «Иридиума-33» проблема опасности столкновений и их предотвращения стала выходить на передний план.

Столкновения, как и взрывы, особенно неприятны своими последствиями — образованием множества осколков и расширением занимаемой ими орбитальной области вследствие разброса векторов начальных скоростей фрагментов. Но этим дело не ограничивается. Дональд Кесслер из Джонсоновского космического Центра НАСА первым обратил внимание на то, что при достижении определенной критической плотности мусора в той или иной орбитальной области в результате все возрастающего числа столкновений может начаться процесс образования вторичных осколков, т.е. так называемый «каскадный эффект», или «синдром Кесслера». По сути *космический мусор приобретает некий агрессивный характер*, которому уже мало что можно противопоставить. Это как пожар, который легче предотвратить, чем тушить.

Впервые свою гипотезу Дональд Кесслер опубликовал в 1978 г. [Kessler, Cour-Palais, 1978]. Первые исследования каскадного эффекта были проведены в [Eichler, Rex, 1992; Kessler, 1991; Kessler, Cour-Palais, 1978; Potter, 1993], а одни из последних в [Назаренко, 2010; Kessler et al., 2010].

Вероятность столкновений в любой орбитальной области растет приблизительно пропорционально квадрату количества КО. При этом каждая орбитальная область имеет свою «критическую плотность» КО. Другими словами, там должно присутствовать достаточное количество объектов с большой массой для обеспечения в результате столкновений прироста фрагментов, превышающего убыль КО в результате схода с орбиты (например, под действием атмосферного торможения или принудительного снятия КО с орбит). Когда эта критическая плотность будет достигнута, фрагменты мусора становятся главной причиной все возрастающей частоты новых столкновений, хотя их временной масштаб может быть растянут здесь на десятки и сотни лет.

В 1990-х гг. уже существовали отдельные орбитальные области, в которых пространственная плотность КМ превышала критический уровень. На рис. 3.3.1 показано, как изменяется с высотой критическая плотность КМ в низкоорбитальной области, зависящая от таких факторов, как сопротивление атмосферы, размеров КО, распределения наклонов орбит и др. [Kessler, 1991]. Районы, в которых реальная плотность КМ превышает критическую, заштрихованы (от 900 до 1000 км и около 1500 км). Популяция КМ там будет увеличиваться количественно, даже если не будет притока новых КО извне, а количество фрагментов от столкновений в соответствии с синдромом Кесслера — расти экспоненциально. Это видно из сравнения распределений каталогизированных КО по высоте по состоянию на 1999 и 2010 гг. (см. рис. 2.3.5 и 2.3.6). Для среднеразмер-



ного и мелкого КМ эта разница была бы еще более впечатляющей, так как в результате столкновений КО мелких осколков образуется значительно больше, чем крупных, и еще больше, чем при взрыве (см. рис. 2.1.1).



**Рис. 3.3.1.** Критическая плотность в низкоорбитальной области

Конечно, запуски новых КА (вместе с их РН и сопутствующим КМ) и взрывные разрушения также вносят вклад в рост популяции КМ в этих районах, тем более, что они наиболее привлекательны для функционирования многих типов КА и поэтому пользуются повышенным спросом. Соответственно «оптимизация» условий возникновения каскадного процесса столкновений КО там будет поддерживаться постоянно.

В низкоорбитальных районах ОКП, в которых еще не достигнута критическая плотность КО, она может возрасти за счет фрагментов от столкновений в соседних. Ранее уже говорилось о том, что многие фрагменты, особенно при взрывах, отделяются с очень высокими скоростями, и их орбиты распределяются довольно широко в пространстве. За счет этого, а также постепенного снижения КМ в нижележащие районы из-за сопротивления атмосферы, реальная плотность там будет повышаться. Кроме того, фрагменты от столкновений ВЭКО с НОКО будут пересекать низкоорбитальные районы на очень высоких скоростях, вызывать дополнительную угрозу столкновений и соответственно провоцировать каскадный эффект.

Высокие орбитальные районы обычно менее засорены, чем низкие. И скорости столкновений там ниже, что обуславливает образование меньшего числа фрагментов при столкновении. При этом осколки распространяются там шире, чем на низких орбитах (см. подразд. 1.1 и рис. 1.1.3), что снижает вероятность новых столкновений. Все это препятствует развитию каскадного эффекта на высоких орбитах.

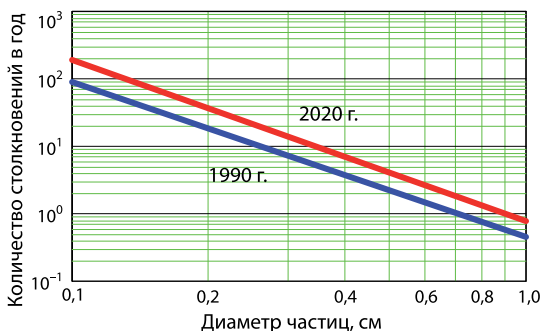
На ГСО, в окрестности которой, скорость столкновений еще меньше и векторы скоростей КО при их сближении в своем большинстве близки

к коллинеарным, даже если столкновение случится, осколки распространятся в гораздо большем объеме, чем на низких орбитах, и каскадного эффекта придется ждать, возможно, тысячи и десятки тысяч лет [Kessler, 1993]. Следовательно, в отличие от низкоорбитальных областей на ГСО популяция КМ будет расти в основном за счет взрывов и запусков новых КА, а не столкновений.

Начало цепной ядерной реакции не заметить трудно. Хотя развивается она стремительно. С синдромом Кесслера дело обстоит иначе из-за масштаба времени. Оказывается не так просто понять, начался цепной процесс или нет. Ввиду растянутого масштаба времени судить приходится и по косвенным признакам. Именно поэтому нет единодушного мнения ученых на этот счет. Трудность осмысления этого явления двойная: нельзя точно предсказать начало процесса и нужно уяснить временной масштаб его развития. И то, и другое сильно зависят от многочисленных исходных неопределенностей.

Многие независимые модели будущей популяции КМ подтверждают, что каскадные столкновения уже происходят на околоземных орбитах [Назаренко, 2010; Kessler, 1991; Kessler, Cour-Palais, 1978; Kessler et al., 1993, 2010; Potter, 1993; Rex, Eichler, 1993; Rossi et al., 1993; Su, 1993; Talent, 1992].

Эти модели в своей основе имеют различные методологии, различаются ключевыми исходными данными и параметрами, такими как начальная популяция, количество и распределение осколков, образующихся при взрыве и столкновении. Однако их прогнозы дают схожие результаты. Все они предсказывают «более чем линейный» (скажем прямо, экспоненциальный) рост популяции КМ в области низких орбит на следующее столетие.



**Рис. 3.3.2.** Частота столкновений с частицами различных размеров на высотах 900...1000 км

Еще в 1993 г. Э. Поттер [Potter, 1993] привел свидетельства уже начавшегося каскадного процесса в некоторых областях орбит, в частности, на высотах между 900 и 1000 км. Результаты наблюдений, анализа, расчета и моделирования указывают на значительный рост частоты столкновений в этом диапазоне высот. На рис. 3.3.2 в логарифмическом масштабе

дано сравнение количества столкновений в год с частицами размером от 1 мм до 1 см в 1990 и 2020 гг.

По мнению некоторых экспертов [Назаренко, 2010], каскадный эффект уже начался для малоразмерной фракции. Э. Поттер [Potter, 1993] считает, что для крупных КО каскадный эффект пока не наблюдается, но конструкторы уже вынуждены бронировать КА. Достаточно взглянуть на возвращенные на Землю экспонированные в космосе поверхности, посмотреть историю зарегистрированных столкновений, результаты прогнозирования засоренности космоса и эти опасения становятся убедительными. **Практически в каждом номере периодического (ежеквартального) журнала НАСА “Orbital Debris Quarterly News” публикуются сообщения об очередных столкновениях в космосе.**

Каскадный процесс столкновений не обязательно будет охватывать полностью все ОКП. Орбитальная область, в которой он начнется, должна отвечать определенным требованиям:

- достаточно высокая плотность КО;
- не очень сильные атмосферные возмущения;
- достаточно высокие скорости столкновений.

Смысл второго требования — количество выбывающих из данной области КО не должно снижать плотности потока КО в ней. Перечисленные условия обеспечивают достаточно большое число высокоэнергетических столкновений.

Коль скоро каскадный процесс столкновений начался, его нельзя остановить снижением частоты запусков новых КА и даже их прекращением, поскольку этот процесс самодостаточен и поддерживает сам себя. Если в орбитальную область, где начался цепной процесс столкновений, прекратить приток новых масс извне, количество столкновений начнет снижаться, но не ранее чем через сотни и тысячи лет. В то же время, несмотря на то, что большинство крупных объектов постепенно разрушатся, и из-за резко возросшего количества осколков, вероятность столкновения действующих КА с КО может оказаться очень высокой.

После начала каскадного процесса при достижении некоторой критической плотности засоренности ОКП его развитие поддерживается тремя главными факторами: большим количеством образующихся при столкновении осколков (из-за высокой энергии столкновений даже при небольшой массе одного из участвующих в нем КО); высокой скоростью осколков, которая не только квадратично усиливает энергию столкновений, но и позволяет им за короткое время «пронизывать» гигантское пространство, тем самым повышая вероятность столкновения; орбитальной замкнутостью КО в ОКП, из-за чего продукты разрушения (т. е. «размножившийся» КО) в основной своей массе остаются в ОКП, увеличивая вероятность дальнейших столкновений.

Некоторые продукты разрушения из-за большого разброса начальных орбитальных параметров могут покинуть окрестность Земли, но такая

возможность нарушает замкнутость ОКП лишь теоретически и не может считаться определяющей в рассматриваемом процессе. Тем более что пока эти частицы будут избавляться от земного притяжения, они смогут успеть еще неоднократно столкнуться с КМ или с действующими КА.



**Рис. 3.3.3.** «Автору» каскадного эффекта Дональду Кесслеру вручают награду имени Джерома Ледерера «Пионер космической безопасности» 2008 г. Международной ассоциации оценки достижений в области космической безопасности (Don Kessler wins the Jerome Lederer — Space Safety Pioneer Award, 2008)

Итак, главной потенциальной опасностью со стороны КМ представляется мрачная перспектива развития каскадного эффекта, который приведет к практической невозможности использования ОКП в исследовательских, хозяйственных, коммерческих, военных и других целях. При этом может сильно пострадать экологическая обстановка на Земле. Возможно, это уже не перспектива, а реальность. Катастрофические столкновения действующих КА CERISE в 1996 г. и «Иридиума-33» с «Космосом-2251» в 2009 г. свидетельствуют о начале «синдрома Кесслера» [Liou, 2011a] (рис. 3.3.3).

### 3.4. Столкновения с мелким КМ

Для корректной оценки роли мелкого КМ в воздействии среды на КО нужно прежде всего избавиться от порочного убеждения, что, якобы, только крупные КО представляют действительно серьезную угрозу для действующих КА, а мелкий КМ их только поцарапает. Во-первых, если крупный КО способен полностью разрушить КА, то мелкий КМ может вывести из строя его важные внешние устройства, узлы и блоки КА. Во-вторых, мелкая частица при столкновении с КА с относительной скоростью 14...15 км/с и более может нанести ему ущерб более ощутимый, чем крупный осколок, столкнувшийся при малой относительной скорости. В-третьих, у КА есть крайне уязвимые места, как, например, оптика, солнечные панели и т. п., для которых даже царапина обернется ощутимым повреждением.

Результат удара сантиметровой алюминиевой сферы в 0,5-сантиметровую оболочку КА на скорости 10 км/с — типичный пример повреждения

от КМ. По данным американских исследователей [Orbital..., 1995], такой удар может полностью расплавить или по крайней мере частично испарить саму ударившую частицу и сделать пробоину в стенке КА с входным отверстием диаметром 3,3 см и выходным — 2,7 см. Сила удара, вызванная расширяющимся расплавом частицы КМ и материалом стенки, распространяясь на компоненты КА, расположенные в 2,5 см позади пробитой стенки, может превысить допустимую нагрузку для большинства материалов структур КА. В 15 см позади стенки она будет все еще близка к предельной нагрузке, допустимой для обычно используемых алюминиевых сплавов.

Удары мелкого КМ в хрупких материалах создают трещины, распространяющиеся далеко за пределы кратеров и пробоин (см. рис. 3.1.24; Hyde et al., 2007). Они могут приводить к локальным образованиям плазмы, которая может вызывать разряды и другие нарушения в электронном оборудовании, солнечных панелях. Повреждения от ударов КМ зачастую сочетаются с другими видами воздействий внешней агрессивной среды (атомарный кислород, ультрафиолетовое излучение) и вызывать в итоге большие повреждения, чем сумма индивидуальных повреждений от каждого фактора в отдельности — супераддитивная функция композиции.

И очень мелкие частицы способны вызвать серьезные повреждения. Например, частица диаметром 0,75 мм, ударяющаяся в 0,5-сантиметровое алюминиевое внешнее покрытие двигателя ориентации солнечных панелей, приведет к образованию осколков внутренней стенки покрытия и повредит двигатель. Частица диаметром 1 мм на относительной скорости 10 км/с может пробить радиатор с тонкостенными трубами охлаждения, какие используются в космических реакторах. Если в контуре охлаждения не предусмотрено автоматическое перекрытие или «отсечка» пробитых труб, может произойти утечка охладителя.

Даже если удары мелкого КМ не вызывают серьезных структурных повреждений, создаваемые ими сколы, кратеры, пробоины, царапины, мелкие трещины приводят к постепенной деградации поверхности КА, ослабляя ее и делая более уязвимой для воздействия агрессивной внешней среды.

Не удивительно, что основное внимание исследователей обращено именно на мелкий КМ. Этим объясняется и большой объем соответствующих публикаций. Мелкие частицы сталкиваются с подобными себе и крупными гораздо чаще, чем крупные КО между собой. При этом генерируются обширные потоки мелких частиц, часть которых покидает окрестности Земли, но большинство после недолговременной концентрации в области столкновения остается на долго живущих высокоэллиптических орбитах. Это подтверждается и измерениями с LDEF. Тильная поверхность этого КА испытала столкновения с малоразмерным КМ, следы которых можно объяснить только высокой эллиптичностью орбит оставивших их частиц [Kessler, 1992]. Многие из этих частиц — чешуйки отслоившейся краски. В то же время, во многих кратерах обнаружены окись алюминия, медь, серебро, никель, нержавеющая сталь, которые могли быть оставлены фрагментами конструкционных и других

компонент неизвестных КА [Horz, 1992]. Эксперимент с LDEF подтвердил наличие долгоживущих потоков мелкого КМ, происхождение которых можно объяснить их точечным источником — столкновением или взрывом КО [Mulholland et al., 1991].

Вероятность столкновения с частицами диаметром не более 1 мм практически равна единице. Поверхности КА Euresca, LDEF, Solar Max, PALAPA и др., возвращенных на Землю после нескольких лет пребывания в космосе, оказались испещренными множеством изъязнов, оставленных частицами КМ. По данным NASA на март 1997 г., в течение последних 16 мес эксплуатации шаттлов КМ настолько серьезно повредил их иллюминаторы, что 18 окон пришлось заменить, а каждое стоило тогда более 50 тыс. дол. В среднем после двух полетов у шаттла приходится заменять иллюминаторы. Наиболее уязвимыми оказались солнечные панели. На некоторых аппаратах они уже через 3 мес полета оказывались выведенными из строя. Повреждение обшивки КА, иллюминаторов, солнечных батарей, антенн, топливных и газовых баллонов, других навесных элементов если и не выводит их из строя, то, во всяком случае, сокращает срок службы.

Из-за трудностей обнаружения КО размером меньше 1 см на ГСО и даже регистрации самих разрушений, порождающих малые осколки, статистика и характеристики столкновений на ГСО и их последствия плохо изучены. Измерительные данные об объектах на ГСО (в отличие от НОКО) мы получаем лишь эпизодически.

Единственно, что известно наверняка, столкновения на ГСО в среднем менее опасны и повреждения от них не так катастрофичны, как в низкоорбитальной области. Тем не менее, необходимо лучше понимать истинное состояние среды на ГСО, особенно характеристики потоков средне- и малоразмерного КМ, так как на этих орбитах работают наиболее дорогостоящие КА. ГСО — крайне ограниченный по емкости, ценный ресурс для размещения там новых аппаратов, а время существования КО на ГСО — десятки, сотни тысяч и миллионы лет.

Белым пятном в наших представлениях о мелком КМ считаются источники его образования. Характеристики его популяции сильно зависят от времени и долгосрочного прогноза эволюции.

### 3.5. Возможности и средства оценки повреждений

Осмотр и первичный анализ повреждений от ударов КМ возможен непосредственно в космосе силами космонавтов. Так было на МКС, телескопе «Хаббл» и еще раньше на советских орбитальных станциях. Известно много случаев возвращения на Землю экспонированных в космосе поверхностей и самого тщательного их анализа в лабораторных условиях [LDEF..., 1993]. Очень много полезной информации о воздействии КМ на космические аппараты дают наземные лабораторные испытания с применением сверхскоростных ударов. В качестве вспомогательного средства используется компьютерное (аналитическое и цифровое) моделирование.

В наземных лабораториях исследуются:

- непосредственные результаты ударов КМ или его имитаций;
- воздействие ударов КМ на функциональные характеристики КА и его компоненты, их надежность, живучесть;
- эффективность методов противодействия повреждениям от ударов КМ (защитные покрытия, их материалы, конструкция, компоновка);
- воспроизведение разрушений КО (КА, РН, крупного КМ) в результате взрывов и столкновений, образование осколков.

При этом главный метод моделирования — экспериментальный сверхскоростной удар, а его цель — выяснение, как КА или его компоненты смогут перенести столкновение в космосе с КМ, а также уточнение влияния этих факторов на процесс засорения ОКП. Поскольку практически нереально и экономически накладно построить целый КА для последующего разрушения в лаборатории, испытания в основном проводятся на отдельных его компонентах и их сборках (топливные баки, связки проводов, изоляционные материалы, структурные блоки). Подробнее см. [Christiansen, 1990; Christiansen, Ortega, 1990; Orbital..., 1995; Schneider, Stilp, 1993; Whitney, 1993].

В рамках сотрудничества японского университета Кюсю и подразделения НАСА по проблемам техногенного засорения космоса недавно было проведено семь ударных тестов, где целями служили уже натурные КА — микроспутники размерами от 15×15×15 до 20×20×20 см. Масса этих аппаратов составляла примерно 1,5 кг. Каждая цель была полностью оборудована функциональной электроникой (батареи, приемники, передатчики). В двух последних тестах на спутниках монтировались солнечные панели и многослойное защитное покрытие корпуса. Все цели были обстреляны снарядами различных размеров и при разных скоростях ударов. Образовавшиеся фрагменты размером до 2 мм были собраны, изучены и каталогизированы. Результаты тестов использованы для улучшения модели разрушений НАСА [Hanada, Liou, 2009; Murakami et al., 2009].

Многие аналитические теории предсказания повреждений от ударов КМ основаны, с целью упрощения вывода математических зависимостей, на предположении сферичности формы КМ. Однако реальный КМ характеризуется большим разнообразием форм. Удар несферического тела может причинить значительно большее повреждение во многих ситуациях. Например, глубина проникновения и объем кратера от удара в толстую плоскую мишень сильно зависят от длины снаряда вдоль его оси полета в момент удара [Gehring, 1970]. Плоские снаряды в виде пластинок приводят к большим повреждениям, чем сферические той же массы и при такой же скорости [Boslough et al., 1993].

Экономически нереально испытывать все компоненты при всех возможных условиях ударов КМ. Поэтому критические элементы подвергают испытаниям в номинальных условиях, а затем обращаются к компьютерному моделированию с целью распространения полученных результатов на космический аппарат в целом.

Компьютерное моделирование служит связывающим звеном между результатами обследования поверхностей, реально подвергшихся воздействию КМ в космосе, и предположениями ученых, проверяя и калибруя последние. Модели также позволяют экстраполировать данные, полученные в лаборатории в ограниченном диапазоне, на широкий спектр условий, которые невозможно воспроизвести в лаборатории.

При проверке надежности броневых покрытий также прибегают к сочетанию натуральных экспериментов и компьютерного моделирования. Сочетание сверхскоростных тестов и компьютерного моделирования представляется довольно мощным инструментом оценки выживаемости КА и КС при ударах КМ.

Ударные испытания применяются и для исследования механизма образования осколков разрушения при сверхскоростном столкновении в космосе. Знать это очень важно для прогнозирования эволюции популяции КМ. Однако такие эксперименты очень дороги и их проведено немного. Конечно, полученные результаты можно экстраполировать с помощью компьютерных моделей, но со значительной степенью неопределенности ввиду ограниченности имеющихся данных.

Существует множество экспериментальных средств для моделирования и изучения ударов КМ, с помощью которых можно воспроизвести испытания с довольно крупными снарядами, разгоняемыми до больших скоростей. Однако есть определенные границы возможностей в этом направлении. Все разнообразие форм, размеров и состава КМ пока не может быть испытано во всех диапазонах скоростей. Имеются трудности с разгоном крупных снарядов до типичных скоростей столкновений в низкоорбитальной области ОКП. Эти ограничения затрудняют проектирование защитных покрытий, адекватных действительной космической среде, снижают точность предсказания ущерба от столкновения со среднеразмерными КО, добавляют неопределенность в прогнозирование будущей популяции засоренности ОКП.

При испытании броневых покрытий КА в лабораторных условиях обычно используются ударные частицы размером от 1 мм до 1 см и массой до нескольких грамм, но вполне возможно провести тест и с более крупными снарядами, разгоняемыми до типичных скоростей столкновений на высоких орбитах.

Стандартная лабораторная двухступенчатая газовая пушка на легком газе может разгонять объекты размером до 50 мм до скоростей около 8 км/с. Некоторые пушки ускоряют, правда более мелкие объекты, до 10 км/с и выше. Стандартный снаряд — сфера, но возможны и другие формы — тонкие пластинки, длинные стержни, цилиндры [Piekutowski, 1986].

Поскольку легкогазовая пушка не может разгонять снаряд до скоростей, типичных для столкновения НОКО (10...15 км/с), были созданы ультра-сверхскоростные пушки с расширенным диапазоном скоростей специально для изучения воздействия КМ на КА, способные доводить скорость небольших титановых пластинок до 15,8 км/с [Chhabildas et al., 1992].



В России существуют также крупные камеры, в которых можно квазианалитично моделировать экспериментальные орбитальные взрывы и столкновения в контролируемой среде [Fortov, 1993].

Конструкторы защитных покрытий в работе используют (как вспомогательный инструмент исследований) аналитические методы, включающие уравнения «баллистического предела» [Herrman, Wilbeck, 1986; Reimerdes et al., 1993; Ryan, Christiansen, 2010]. С их помощью рассчитываются размеры частицы, останавливаемой данным конкретным щитом в функции скорости удара, его угла, плотности атакующей частицы и уравнения размеров щита [Christiansen, 1992]. Есть и аналитические модели для предсказания повреждений от ударов и их последствий, но они несколько сложнее.

К сожалению, не хватает моделей стандартизированных оценок рисков для определения вероятностей выхода из строя компонент КА вследствие удара КМ и стандартизированных моделей ухудшения рабочих характеристик компонент КА. Из-за этого последствия ударов КМ для КА и его выживаемость приходится оценивать косвенно, прибегая к рискованной экстраполяции [Orbital..., 1995].

Следует иметь в виду, что диапазон возможностей разгона частиц нужной массы и формы при моделировании ударов КМ пока ограничен. Эти ограничения затрудняют проектирование броневого покрытия КА, адекватного действительной космической среде, снижают точность прогнозирования ущерба, добавляют неопределенность в предсказание будущей популяции КМ.

Другим слабым звеном в конструкции щитов от КМ часто бывает предположение, что крупный КМ состоит из алюминия, а мелкий из окиси алюминия. В реальности некоторые КО состоят из материалов более высокой плотности. При обследовании поверхности КА LDEF, как уже говорилось выше, обнаружены следы ударов частиц из нержавеющей стали, серебра, меди [Hörz, Bernhard, 1992]. Щит, готовый выдержать удары алюминиевого КМ, может оказаться неспособным противостоять ударам более плотных тел.

Конечно, нереально испытывать щиты и другие компоненты КА на удары КМ всех возможных размеров, масс, форм, составов во всех диапазонах космических скоростей. Здесь нужно обращаться за помощью к компьютерным моделям, откалиброванным по достаточному объему экспериментальных данных, для экстраполяции на недостающие условия испытаний.

### **3.6. Определение степени угрозы со стороны КМ для КА и выбор меры защиты**

Нет сомнений, что при конструировании КА и разработке программы миссии игнорирование угрозы со стороны КМ по меньшей мере безответственно. В современном проектировании КА необходимо получить

количественную оценку этой угрозы. Для этого конструктор должен проанализировать конкретную среду на пути будущего КА и четко представить себе уязвимость КА в этой среде.

Уже создано много аналитических, экспериментальных методов и инструментов для решения этой задачи. Но, пользуясь ими, мы не должны забывать о связанных с ними допущениях, ограничениях и неопределенностях.

Проектирование КА и его миссии состоит из целого ряда этапов. Каждый из которых в определенной, иногда весьма значительной степени, связан ограничениями, следующими из решений, принятых на предыдущих этапах. Чтобы избавиться от некоторых ограничений, если в этом возникает необходимость, приходится возвращаться к более ранним этапам и выполнять перепроектирование, что увеличивает стоимость проекта. Чем раньше КМ вводится как фактор в процессе проектирования, тем дешевле обойдется проект и более органично будет учтена реальность космического мусора в окончательной версии проекта.

Для каждого КА решение индивидуально, отлично от решений, принятых для других, так как количественная мера угрозы со стороны КМ, допустимого риска, конструкции и стоимости защиты напрямую зависит от массы, размеров, конфигурации аппарата, его рабочей орбиты, решаемых им задач.

Проектирование КА военного назначения должно подчиняться требованиям, подчас радикально отличным от принятых при создании наземного вооружения. Например, при проектировании космического кинетического оружия поражения необходимо учитывать, что наземных условиях выстрел снарядом (или пулей) имеет результатом попадание или промах. Сразу после этого снаряд или пуля, как правило, перестает существовать как таковые, т. е. уже не представляют опасности. В космосе при промахе кинетический снаряд продолжает полет с огромной космической скоростью и, следовательно, продолжает сохранять опасность, в том числе и для стороны, осуществившей выстрел.

Общий поток КМ, который встретит на своем пути проектируемый КА, зависит от высоты и наклона орбиты, его размеров и формы, ориентации по отношению к вектору скорости потока КМ, продолжительности миссии, текущего уровня солнечной активности. К настоящему времени создано множество моделей засоренности ОКП (и ее прогнозирования), которые могут быть использованы для оценки потока и они постоянно совершенствуются [Kessler et al., 1989, 1994; Krisko, 2009, 2010, 2011a; Sdunnus, Klinkrad, 1993; Xu et al., 2011].

Как только поток КМ определен и построено распределение углов атаки его элементов, можно оценить ожидаемое количество ударов по каждой компоненте КА за заданный период времени. В расчете учитываются и взаимное расположение компонент, экранирование каждой другими. Для этого существуют методики, которые использовались еще для анализа проектов ОС «Фридом», МКК «Шаттл», КА LDEF, ОК «Мир», МКК [Christiansen, 1993; Orbital..., 1995].

Количество ударов и их характеристики — это лишь исходная информация для определения ожидаемых последствий и влияния на выполнение КА своей миссии, т. е. оценка вероятности отказов и сбоев компонент и аппарата в целом. При этом нужно рассматривать следующие виды последствий ударов:

- выход из строя критических компонент (часто приводящие к отказу всего КА);
- повреждения после ударов высокоскоростных фрагментов;
- воздействие импульсных нагрузок от удара;
- влияние плазмы;
- изменение влияния данного повреждения во времени;
- поверхностная деградация от ударов.

Уязвимость КА в потоке КМ может быть определена как комбинация вероятностей отказов его различных компонент вследствие ударов КМ с учетом важности (критичности) каждой компоненты и их дублирования (избыточности).

Оценка уязвимости КА считается основанием для определения степени и вида защиты КА. В настоящее время применяются три вида защиты — пассивная, активная и операционная («стандарт» IADC). Пассивная защита — это не что иное как бронирование КА или его компонент. Активная — предполагает использование средств наблюдения для обеспечения заблаговременного предупреждения о грозящем столкновении и последующее применение мер защиты критических компонент КА или совершение маневра уклонения от потенциального столкновения. Операционная защита предусматривает изменение дизайна КА с допущением возможности умеренной деградации КА или изменения его функций с целью снижения общего риска для миссии. Задача конструктора КА — найти компромисс между стоимостью реализации каждого метода и выигрышем.

Бронирование, с одной стороны, защищает КА от ударов мелкого и, в меньшей степени, среднеразмерного КМ, с другой, удорожает конструкцию и выведение аппарата в космос, уменьшает массу полезного груза. Разумеется, масса брони пропорциональна размеру и массе частиц, от которых она защищает. «К счастью», с большей вероятностью КА подвергается ударам мелкого КМ, чем среднеразмерного и тем более крупного. Поэтому защищать броней от удара крупного КО не имеет смысла из-за малой вероятности столкновения и неспособности уберечь КА от разрушения, если столкновение все же произойдет.

Сам выбор конкретного защитного покрытия — это по сути компромисс между: допустимым уровнем риска повреждения КА или его критических компонент; добавленной массой щита и допустимым снижением массы полезного груза. Не следует также забывать, что добавление брони увеличивает не только массу аппарата, но и площадь его поперечного сечения. Это два больших минуса как с точки зрения повышения засоренности космоса в перспективе, так и увеличения вероятности столкновения с КМ.

Некоторую роль защиты КА выполняет его скелетная конструкция, которая должна быть достаточно массивной и прочной, чтобы выдержать пусковые нагрузки.

В космической индустрии используются два типа щитов — монолитный и многослойный с промежутками. Достоинство первого — простота и малый объем. Многослойный — обеспечивает лучшую защиту от высокоскоростного КМ, чем монолитный, при той же массе. Монолитный щит естественно использовать для защиты от мелкого КМ при средних и низких скоростях удара, когда энергия атакующей частицы слишком низка, чтобы сама частица разрушилась. В этом случае щит эффективен потому, что его масса достаточно велика, чтобы абсорбировать и рассеять энергию удара.

На типичных для НОКО скоростях столкновения атакующая частица обычно расплавляется или даже испаряется, а мельчайшие осколки или расплав либо образуют большой кратер в щите, либо пробивают его насквозь, в зависимости от толщины щита. Чтобы монолитный щит защищал от высокоскоростного удара (от перфорации), его толщина должна быть пропорциональна второй или третьей степени скорости столкновения [Swift, 1982; Cour-Palais, 1985, 1987]. При скоростях удара более 2...3 км/с многослойный щит (например, бампер Уиппла) эффективнее монолитного. Экспериментальные и теоретические данные показывают, что при типовой скорости удара в области низких орбит бампер Уиппла обеспечивает защиту, эквивалентную защите монолитного в 10...20 раз более массивного, чем бампер [Swift, 1982].

Когда высокоскоростной снаряд ударяется в бампер многослойного щита Уиппла, их взаимодействие возбуждает обратную ударную волну, разрушающую, расплавляющую и даже испаряющую материал снаряда. Затем мелкие и уже более медленные частицы движутся от бампера к следующему, улавливающему слою (кэтчеру) и, ударяясь в него, распределяют энергию удара (ее оставшуюся часть) по большей площади. При этом каждая мелкая частица обладает малой энергией и создает меньший момент. Поэтому кэтчер может быть более тонким, чем монолитный щит. Многослойный щит защищает не только от высокоскоростных частиц КМ, но и от медленно летящих, которые просто пробивают бампер и останавливаются более толстым кэтчером.

Толщина бампера и кэтчера выбирается с учетом самого быстрого, самого крупного и самого высокоэнергичного из ожидаемых атакующих КО, а промежуток между ними должен оптимизировать распределение энергии КО.

Разработано много усовершенствованных вариантов щита Уиппла, снижающих суммарную его массу для защиты КА в конкретной среде и уменьшающих масштабы вторичного осколкообразования при ударе — в том числе и для защиты МКС [Christiansen, 1994; Christiansen, Kerr, 1993; Cour-Palais, Crews, 1990; Lambert, 1994].

Системы активной защиты КА включают также средства наблюдения (бортовые или наземные) для предупреждения оператора о грозящем

столкновении и механизмы для защиты критических компонент и/или двигателя для выполнения маневра уклонения от столкновения. На сегодняшний день в качестве предупреждающих сенсоров используются наземные средства наблюдения, прежде всего СККП. На основе наблюдений рассчитываются потенциальные сближения КА с каталогизированными КО. В случае превышения вероятности столкновения допустимого уровня риска с помощью маневровых двигателей совершается маневр уклонения. Основы маневров уклонения от столкновения изложены в работе [Foster, Stansbery, 2003] и ряде документов НАСА.

Существуют и другие проекты активной защиты. Например, бортовые сенсоры обнаруживают приближение КО, после чего закрываются шторки над чувствительным компонентом КА или он разворачивается, подставляя приближающему объекту более защищенную сторону. Могут также выбрасываться особые щиты навстречу атакующему КО, или использоваться оружие направленной энергии (лазер, плазма и т.п.) для отклонения или разрушения приближающегося объекта [Schall, 1993; Settecери, Beraun, 1993].

Проблема всех схем активной защиты в том, что они требуют упрежденного обнаружения опасности столкновения. Из-за высоких скоростей сближения, зачастую свыше 15 км/с, это упреждение должно быть весьма значительным — за сотни километров до встречи. При этом требуется не только обнаружение, но и устойчивое слежение за КО с целью получения точной координатной информации о нем, которая позволила бы однозначно сказать, будет ли в действительности столкновение. В НАСА есть модель SBRAM для предварительной оценки опасности для действующих КА со стороны каких-либо КО через дни, недели и месяцы [Krisko et al., 2005; Matney, 1998, 2000].

Казалось бы, естественно разместить все компоненты системы активной защиты (включая сенсоры) на борту защищаемого КА. Но это только на первый взгляд. Требования к системам, способным своевременно обнаружить на достаточном расстоянии и сопровождать среднеразмерный КО, очень высоки и сегодня практически не реализуемы. В частности, бортовой радар должен иметь чрезвычайно высокую мощность, оптика — от десятков до сотен сантиметров в диаметре. Сенсоры должны обладать широким полем зрения для обнаружения набегающих КО со всех ресурсов.

В [Orbital..., 1995] приводится такой пример и соответствующий расчет. Низкоорбитальный КА массой 1 т оборудован сенсором, способным предупреждать с расстояния 100 км о потенциальном столкновении с точностью, при которой КА мог бы избежать столкновения, сместившись на 25 м в сторону. В заданных условиях на маневр потребуется 5 с. Для этого нужен реактивный двигатель с тягой 2 кН (типичные реактивные двигатели для коррекции орбит имеют тягу 1 кН). Если бы 375-тонной МКС понадобился такой маневр, нужен был бы реактивный двигатель с тягой 750 кН (такой же, как у второй ступени РН «Ариан-4»). К тому же, ускорение в таком маневре превысит допустимые  $g$ -нагрузки на выносные структуры (солнечные панели и т.п.). Снизить эти нагрузки

можно за счет увеличения расстояния обнаружения КО, но тогда придется увеличивать мощность сенсора. Тронешь в одном месте — поползет в другом.

Наземные средства СККП уже широко используются для предупреждения о сближении с каталогизированными КО действующих КА, в том числе МКС. Имея большое число весьма совершенных средств наблюдения, рассредоточенных практически глобально, они не испытывают дефицита времени на предупреждение. Однако у них есть ограничения на размер обнаруживаемых КО и слежения за ними (минимум 10 см), а также на точность прогнозирования их движения.

Наземная система предупреждения о столкновениях должна отвечать трем очевидным требованиям:

- каталог КО системы содержит динамически обновляемую координатную информацию о всех опасных КО, траектории которых пересекают орбиту защищаемого КА;
- система обеспечивает достаточно высокую точность измерительной информации, чтобы уровень ложных тревог был низким и исключал лишние маневры ухода;
- защищаемый КА способен реагировать на предупреждение уходом от столкновения или выполнением других активных мер защиты.

Современные системы предупреждения о столкновениях, к сожалению, не отвечают этим требованиям. Существующие каталоги не полные в части объектов размером менее 10...20 см и не включают большинство потенциально опасных КО. Непредсказуемость состояния верхней атмосферы и, как следствие, неточность прогнозирования будущего положения сближающихся объектов делает неизбежным ненужные маневры (из-за требования значительного упреждения выдачи сигнала об опасности). Эта неопределенность также не позволяет точно и своевременно предсказать параметры ожидаемого столкновения для большинства существующих КА и точного расчета установок на маневр. Необходимые характеристики сенсоров для активной защиты КА достигаются сложными и дорогостоящими техническими решениями. Поэтому такую защиту имеет смысл применять только для пилотируемых и очень дорогих КА.

Даже при наличии эффективной системы предупреждения многие методы активной защиты могут оказаться физически не реализуемыми. Например, схема встречного обстрела атакующего КО требует большей мощности (десятки киловатт), чем может обеспечить современное оборудование КА. Маневр уклонения при срочном предупреждении может оказаться выполнимым лишь при наличии очень мощного реактивного двигателя и весьма жесткой конструкции КА, чтобы выдержать резкий маневр.

Что касается операционной защиты, то она включает избыточность и дублирование оборудования, специальную архитектуру дизайна. Большинство схем операционной защиты направлены не на снижение угрозы удара КМ, а на минимизацию вероятности отказа КА из-за сбоя

отдельной его компоненты по любой причине, не обязательно связанной с КМ. Операционно обеспечивается лишь щадящий режим снижения качества функционирования КА при нештатном или некачественном функционировании какой-либо компоненты. Например, термopокpытие проектируется таким образом, чтобы оно сначала обеспечивало более чем достаточный термopконтpоль, а его нижние слои плавно снижали свои термopазитные свойства при более жестких чем проектные воздействиях внешней среды. Солнечные панели устанавливаются большей площади, чем нужно для снабжения КА электроэнергией. Электронное оборудование и двигательная техника обычно дублируется в 2...3 раза. Такая операционная избыточность применяется и в многообъектовых космических системах. Например, в американской GPS (и российской ГЛОНАСС) используется больше спутников на орбитах, чем это требуется.

## **Раздел 4. ПУТИ УМЕНЬШЕНИЯ НЕГАТИВНЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ ЗАСОРЕННОСТИ ОКП И СНИЖЕНИЯ САМОЙ ЗАСОРЕННОСТИ**

В Комитете IADC этим вопросом занимается специальная рабочая группа WG-4, причем, в отличие от остальных трех групп, устав IADC требует представительства в ней всех стран-членов Комитета. Этим подчеркивается особый статус группы и вверенного ей направления исследований.

Одним из коренных вопросов в решении проблемы КМ считается преодоление дилетантского к ней отношения. Школьные программы и программы вузов должны включать соответствующие курсы, содержащие хотя бы минимум знаний по вопросам техногенного засорения космоса. Конструкторы космической техники и менеджеры всех звеньев, связанные с освоением космоса, должны иметь профессиональные знания в этой области, так как от их действий в значительной степени зависит «состояние здоровья» ближайшего к нам космоса и его краткосрочная и долгосрочная эволюция. Необходимо разработать и широко распространить различные руководства в помощь конструкторам и государственным чиновникам. Эти руководства должны включать информацию о текущем состоянии среды, его прогнозировании и последствиях засорения, методики оценки повреждений КА и его компонент от КМ, методы пассивной, активной и операционной защиты КА. Эти руководства могут также оказаться полезными учебными пособиями для студентов.

Разумеется, наступать на проблему засоренности ОКП можно одновременно с разных сторон, особенно, если для этого имеются конструктивные основания. Но самая первая задача по логике вещей — это расширение возможностей всех инструментов и методов мониторинга в интересах наблюдения в первую очередь мелких фракций КМ/ Крупные мы обнаруживаем и наблюдаем довольно сносно, хотя многие существующие СН сильно устарели. Нужны разработка и ввод новых, специализированных средств обнаружения и наблюдения элементов КМ, привлечение существующих средств к мониторингу засоренности ОКП. КМ имеет определенные специфические особенности, поэтому желательна специализация этих средств для более эффективного обнаружения и отслеживания.

Заметно улучшить мониторинг ОКП могло бы создание более мощных и высокочастотных РЛС, но у этой стратегии тоже есть предел. Мощная РЛС наземного базирования с рабочей частотой 30 ГГц могла бы обнаруживать частицы КМ размеров 1 мм на низких орбитах. Создание же и эксплуатация такой станции обойдется очень дорого, а дальнейшее увеличение рабочей частоты с целью обнаружения еще более мелких частиц вообще теряет смысл, так как радиоволны короче 1 см сильно поглощают-



ся атмосферой Земли. Правда, это ограничение не относится к СН космического базирования, но финансовые трудности их применения возрастают.

Многие существующие наблюдательные средства способны успешно обнаруживать и контролировать движение некоторых классов КМ. В этом отношении мощным резервом представляется российская СККП. Кажется парадоксальным, что приблизительно 95 % крупных КО и в нашем, и в американском каталогах СККП — это КМ. Вместе с тем СККП — по замыслу и назначению чисто военная система, «обслуживает по своему профилю» лишь около 5 % КО. При этом она использует для своих целей также измерительную информацию многих гражданских средств наблюдения. Вполне разумно и обратное — использовать по согласованию с МО часть информации военных радиолокационных и оптических (оптикоэлектронных) средств в интересах мониторинга засоренности ОКП (как это делается в США). Это не будет большой нагрузкой для соответствующих подразделений МО, что подтверждается опытом СККП США.

Что касается прогресса в изучении популяции самого мелкого КМ, наблюдение которого доступно исключительно бортовым пассивным и активным контактными датчиками (техника in-situ), то здесь можно рассчитывать, пожалуй, только на прорыв в повышении эффективности последних. Необходимо резкое увеличение площади чувствительной поверхности таких детекторов.

Целесообразно создание и ведение единого динамического каталога КО всех размеров, накопление измерительной унифицированной базы данных и соответствующего архива наблюдений. Такой каталог и архив должны стать одними из главных продуктов национальной и международной системы мониторинга ОКП. В эту базу данных должна стекаться измерительная информация от СН со всего мира, а ее содержимое быть доступным всем заинтересованным сторонам (прежде всего, широким группам специалистов) пусть даже на определенных условиях. Каталог КО СККП сегодня содержит информацию только о крупных объектах. Для обслуживания исследований проблемы КМ нужен комплексный каталог, включающий информацию и о мелких КО. Самая мелкая фракция, по видимому, должна быть представлена в каталоге статистически в терминах распределений. Без достаточно полного каталога, ведущегося в реальном времени с высокой точностью орбитальных и некоординатных параметров КО, невозможно проведение полноценных исследований техногенного засорения ОКП.

Очередные кампании наблюдений и расстановку контактных датчиков на борту КА нужно планировать таким образом, чтобы как можно скорее ликвидировать пробелы в знаниях среды. Эти пробелы сильно сдерживают повышение точности и надежности используемых исследователями многочисленных моделей текущей и будущей засоренности ОКП и, следовательно, обоснованности принимаемых и планируемых мер по борьбе с угрозой со стороны КМ.

При обязательном продолжении кампаний наблюдения КМ необходимо тщательно архивировать данные измерений, полученные во всех

предыдущих кампаниях. Ценность архива пропорциональна продолжительности охватываемого им временного периода. Чем он протяженнее, тем больше анализ соответствующей информации может открыть закономерностей в динамике общей популяции КМ и ее частных категорий, и тем достовернее будут результаты анализа.

Важным этапом разрешения проблемы космического мусора должна быть работа с конструкторами космической техники и менеджерами всех уровней. Только профессионализм в этой области позволит до конца осознать угрозу со стороны КМ их собственному делу. Правда, работа в этом направлении может привести лишь к паллиативному решению — обуздать дальнейшее засорение космоса.

И все же, в первую очередь нужно сосредоточить усилия на сокращении источников порождения нового КМ. Без этого придется принимать меры по снижению опасности удара более мощным бронированием КА, усложнением (и, естественно, удорожанием) различных видов защиты. Между тем вероятность функциональных отказов все равно будет возрастать, а очищение космоса путем активного увода крупных КО в ближайшем будущем окажется неэкономичным и не будет давать нужного эффекта.

Самый неудоборешаемый вопрос — это поиск путей реального снижения засоренности ОКП. Есть только один физически осуществимый способ — прекратить всю космическую деятельность на несколько миллионов лет. За это время ОКП, хотя и очень медленно, само очистится без нашей помощи. Но человечество генетически неспособно столько ждать, хотя, на наш взгляд, оно и заслужило такое наказание.

Возможные (как реальные, так и пока фантастические) методы снижения и прекращения роста будущей популяции КМ можно разделить на две категории:

- методы, снижающие краткосрочную опасность засорения ОКП;
- методы, позволяющие уменьшить эту опасность в дальней перспективе.

Методы первой категории не направлены на снижение общей массы КМ в ОКП, т. е. не уменьшают общую кинетическую энергию на околоземных орбитах — источник долгосрочной опасности столкновений в ОКП [Kessler, Loftus, 1995]. Эти методы не решают проблему коренным образом, т. е. уменьшения общей массы КО на орбитах, хотя и позволяют замедлить рост опасности КМ. Гораздо важнее уменьшить рост количества столкновений, прежде всего, в низкоорбитальной области. Этой цели служат снятие с орбит крупных КО и перевод на орбиты захоронения крупных НОКО и КО на эллиптических орбитах, пересекающих низкоорбитальную область. Это задача методов второй категории.

Рассмотрим конкретные методы обеих категорий.

*Сокращение высвобождения КМ, сопутствующего запуску и функционированию КА.* В подразд. 2.2 дана характеристика этого типа КМ. Он состав-

ляет порядка 10 % от количества каталогизированных КО. Существует также значительная популяция некаталогизированного КМ этого типа. Причем большинство его находится в наиболее «населенных» орбитальных районах. Прекращение выброса в космос такого мусора реализуется довольно легко и без негативного влияния на оперативные свойства КА, хотя достигнутый эффект будет небольшим. Но на низких орбитах находятся ценные действующие КА, поэтому это будет полезно.

*Сокращение продуктов выхлопа твердотопливных двигателей.* Тем самым достигается лишь небольшое облегчение для космической деятельности, поскольку эти мельчайшие частицы имеют очень короткое время существования (менее 5 % их остаются на орбитах более года [Orbital..., 1995]). Здесь нужно либо отказываться от использования твердотопливных двигателей, либо менять тип топлива.

*Пассивация КА и РН.* Цель — сохранение целостности КА и РН и, как следствие, сокращение осколкообразования от взрывов. Так как при взрыве образуется значительное количество крупных и среднеразмерных фрагментов с потенциально длительным временем орбитального существования, то сокращение количества взрывов даст существенный эффект в смысле сдерживания роста популяции КМ. Единой рекомендации по предотвращению случайных взрывов нет. Но существует системный подход, называемый пассивацией, который предполагает:

- определение всех потенциальных источников запасенной энергии, остающейся к концу функционирования КА;
- для каждого такого источника разрабатывается безопасный метод расщепления запасенной энергии;
- активация этих методов в конце функционального существования КА.

Для устранения условий взрыва РН топливо либо выжигается, либо просто стравливается после отделения ступени от КА продувкой баков или испарением.

Хотя конструкторы и избегают применять краску и другие материалы покрытий, быстро деградирующие в полете КА, они не требуют, чтобы покрытие оставалось прочным как в ходе, так и после окончания миссии. Недорогой мерой борьбы с образованием КМ стало бы разделение процессов поверхностной деградации в открытом космосе и превентивных методов противодействия им и их последствиям.

*Уменьшение осколкообразования вследствие столкновений.* В принципе, прямой путь к достижению этой цели — сокращение количества столкновений с помощью маневров уклонения от них или удаление КО, грозящих столкновениями, из реполненных орбитальных областей.

Выше уже говорилось, что любые меры ограничения количества КО без сокращения общей массы КМ (и, следовательно, кинетической энергии в ОКП) недостаточны для уменьшения долгосрочной угрозы столкновений. Если даже удастся создать самые совершенные системы предупреждения о грозящем столкновении, их нельзя использовать для

предотвращения столкновений неуправляемых КО, поскольку они не способны маневрировать. Что касается удаления КО с густонаселенных орбит, то это достигается принудительным вводом КА в атмосферу замедляющими полет приемами или сокращением орбитального существования (ускорение естественного схода с орбиты), переводом КА на орбиту захоронения в конце активного полета, активным удалением КМ с орбит.

*Принудительный ввод в атмосферу КА и РН и сокращение длительности существования КО.* Относятся к радикальным методам второй категории. Они предполагают включение двигателя (если, конечно, на борту осталось топливо), использование естественных возмущающих сил и приемы усиления торможения в атмосфере. Для этого можно использовать специальные небольшие реактивные двигатели или выжигание остатков топлива в основных двигателях.

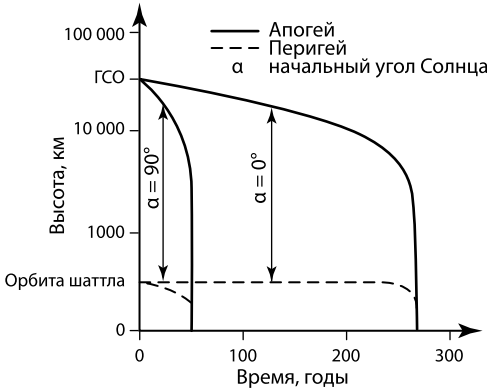
Чтобы иметь возможность выполнять такого типа маневры, традиционные проекты КА и РН будут нуждаться в соответствующих модификациях. Многие КА и РН не имеют собственных систем ориентации и коррекции орбит. Могут также понадобиться более мощные системы энергоснабжения, сложные командные системы для длительного сохранения работоспособности и возможности выполнения маневров торможения. И, конечно же, потребуются большее количество топлива. В руководящих документах НАСА по снижению опасности со стороны КМ предлагается ограничивать время существования КО, пересекающих низкоорбитальную область, 25-ю годами. Но на всякие константы такого рода нужно иметь глубокое и убедительное обоснование.

Атмосферное торможение имеет сильнейшее влияние на продолжительность существования НОКО, его имеет смысл использовать с целью ускорения погружения КО в плотные слои атмосферы. Время существования КО на эллиптической орбите можно изменять даже более резко, чем на круговой в зависимости от начальной высоты перигея. РН, запущенная на GTO с низким перигеем, гораздо быстрее сходит с орбиты, чем запущенная на орбиту с высоким перигеем. Это подсказывает эффективный и дешевый способ сокращения времени существования КО на высокоэллиптической орбите.

Слабые гравитационные возмущения влияют на время существования КО на GTO с высотой перигея меньше 300 км, а выбор ориентации орбиты по отношению к Солнцу и Луне может заставить лунно-солнечные возмущения работать на снижение перигея. На рис. 4.1 показано, как время существования РН изменяется в зависимости от угла между плоскостью начальной орбиты переходной ступени и Солнцем [Loftus et al., 1992]. Это подсказывает очень дешевый способ ускорения схода с орбиты некоторых КА, но для других может потребоваться существенная коррекция программ запуска, полета, функционирования и согласования с прочими требованиями миссии.

На низких орбитах можно использовать приспособления для усиления торможения в атмосфере, например, установку насадок или изменение геометрии поверхности с целью увеличения ее площади. Это могут быть

надувные баллоны. Чтобы они не сдувались после перфорации мелким мусором, использовать способы придания им жесткости после надува.



**Рис. 4.1.** Время существования переходной ступени вывода КА на ГСО с борта шаттла

*Перевод КА и РН на орбиты захоронения в конце их активного существования.* Принудительное снятие КО с орбит и сокращение времени их существования обходится сравнительно недорого для НОКО или КО на эллиптических орбитах с низким перигеем. С ростом высоты их стоимость неприемлемо возрастает. Есть более универсальный метод «разредить» переполненные рабочие орбиты — перевод выработавших ресурс КА на орбиты захоронения, где они уже не представляют угрозы для действующих КА. Такие орбиты должны отстоять достаточно далеко от рабочих, чтобы естественные возмущения не вернули их вскоре назад. Орбиты захоронения подробно описаны в подразд. 1.1. Подчеркнем лишь, что перевод КО на орбиты захоронения не может считаться радикальным способом борьбы с засорением космоса, так как не уменьшает общей кинетической энергии в ОКП. Этот способ снижает риск столкновений в исходном районе, но повышает его в районе захоронения. Если там произойдет разрушение КА, то осколки могут достигнуть и его прежней рабочей орбиты. При выборе способа снижения опасности столкновения для действующих КА нужно сопоставлять различные варианты по стоимости и эффективности. Представляется, что в перенаселенной низко-орбитальной области, где трудно найти место для орбиты захоронения, обычно больше подходят методы радикального удаления КО с орбиты. Но для ГСО и полусуточных орбит они слишком дороги.

*Методы активного удаления КМ с орбит.* Эта идея возникла почти лет 30 назад [Liou, Johnson, 2007b; Orbital..., 1985]. Однако из-за технической сложности и чрезвычайно высокой стоимости подобных проектов их не относили к реальному практическому реализуемым. Удаление с орбит крупных КО требует высокозатратного создания специальной космической транспортной техники при сравнительно малой значимости снижения риска столкновений в результате такой операции. Самая оптимистическая оценка стоимости реализации подобного проекта [Petro, Ashley, 1989] —

158 более 15 млн дол. на каждый КО в нижней орбитальной области, не считая затрат на разработку маневровых систем.

События 2007, 2009 гг. (разрушения КА «Фенгюн-1С», «Иридиум-33», «Космос-2251») и последние модельные исследования, подтвердившие явную нестабильность популяции КМ в низкоорбитальной области (ниже 2000 км), дали новый импульс для дискуссий на эту тему. Как уже упоминалось выше, президент США Обама заявил в 2010 г., что национальная космическая политика США предусматривает проведение исследований и развитие технологий удаления КО из ОКП. Были даны соответствующие директивы NASA и Министерству обороны США [Liou, 2011b; President..., 2010].

Перед планированием операций по активному удалению КО встает ряд вопросов:

- в каком орбитальном районе следует осуществлять такие операции в первую очередь;
- каковы главные цели этих операций;
- какой КМ следует удалять в первую очередь;
- какой будет выигрыш от этого;
- каким образом конкретно осуществлять операцию.

В свете последних исследований и событий в космосе ответ на первый вопрос будет однозначен — низкоорбитальная область с наиболее неустойчивой популяцией КМ с признаками начала каскадного процесса. Засорение более высоких орбитальных областей, как мы уже отметили, проходит значительно медленнее. Второй вопрос затрагивает как общие, так и частные цели. Общей вполне может быть максимизация отношения достигаемой выгоды к стоимости операции. Частные цели: управление ростом популяции мусора, ограничение интенсивности столкновений, смягчение последствий столкновений для конкретно выбранных КА, например, пилотируемых, и т. п. Какой КМ удалять прежде всего, во многом зависит от ответа на второй вопрос. Если цель операции — стабилизация роста популяции КМ или снижение числа катастрофических столкновений, то удалять нужно в первую очередь крупные массивные КО. В случае постановки задачи снижения угрозы нарушения функционирования действующих КА, следует настраиваться на удаление КО размером от 5 мм до 1 см. Они самые опасные в этом смысле и составляют 80 % всех КО размером более 5 мм [Liou, 2011b]. Другой вопрос — как это сделать.

Идей высказано достаточно много, включая и весьма фантастические предложения: «космические веники», огромные пенные шары, фольговые ловушки, лазерные испарители наземного и космического базирования. Короче, в настоящее время не существует сколько-нибудь эффективных технологий удаления мелкого КМ, а все предлагаемые схемы выглядят очень дорогими.

Выбор того или иного метода борьбы с засорением ОКП по сути будет компромиссом между эффективностью его применения и стоимостью реализации.

Мы уже говорили, что из-за ошибок прогнозирования движения КО в атмосфере невозможно с достаточной определенностью и, главное, своевременно предсказать место и время падения на Землю крупных обломков, что не позволяет принять необходимые меры защиты.

Главная неопределенность связана со «слабым» знанием вариаций плотности верхней атмосферы, и трудностью предсказания изменяющейся во времени площади поперечного сечения НОКО из-за его переменной ориентации в пространстве. Функцией этих двух характеристик будет сила сопротивления атмосферы, как очень важная компонента уравнений движения КО. Из-за плохого знания этих характеристик точность прогнозирования движения НОКО снижается на  $\pm 15\%$ , что составляет несколько, а иногда и десятки километров за сутки. Эти ошибки существенно превосходят все остальные, включая погрешности наблюдения и неоднозначность модели движения. Особенно недопустимы такие ошибки при расчете параметров сближения КО для программирования маневра уклонения от столкновения.

Над этой проблемой работают многие ученые, но ее решение пока оказывается им не под силу. Заметно улучшить точность определения этих двух характеристик сейчас нереально. Единственный, по нашему мнению, вариант — увеличение плотности средств наблюдения и рациональное их размещение с целью сокращения «слепых» для СН интервалов движения КО. Положительный эффект в этом случае гарантирован, однако проблема — в высокой стоимости реализации такого варианта. В то же время, если это все-таки будет сделано, то приведет не только к демпфированию проблемы непредсказуемости атмосферы, но и к существенному покрытию слабо контролируемых сегодня областей орбит, т. е. к более быстрому обнаружению КО, причем на большем разнообразии орбит.

В подразд. 1.4 говорилось о трудностях, испытываемых обеими СККП в обнаружении и контроле движения ВЭКО и других КО в высокоорбитальной области. Одна из причин этих трудностей — несовершенство используемых повсеместно методов поиска и обнаружения малоразмерных и слабоконтрастных КО. В ОКП присутствует гигантская масса элементов КМ с широчайшим разбросом орбитальных, массогабаритных и прочих индивидуальных параметров: по высотам, размерам, яркости и т. п. При этом специалисты испытывают большой дефицит измерительной информации для полноценного исследования проблемы техногенного засорения ОКП. КО различных классов требуют индивидуального подхода к их поиску и обнаружению.

Традиционные методы поиска плохо адаптируются к новым широкомасштабным популяционным изменениям в ОКП и нуждаются в совершенствовании с целью повышения их производительности и эффективности. В настоящее время назрела необходимость модернизации всего арсенала методов поиска КО и создания методологии обнаружения мелких и слабоконтрастных космических объектов (КО) на основе последних научных достижений в этой области. В частности [Вениаминов, 2010], предлагается новый теоретический подход к построению методов поиска таких

КО по грубой априорной информации об их орбитах. Некоторые методы, основанные на этом подходе, успешно испытаны, показали высокую эффективность и уже используются в действующих системах (в российской СККП, в частности, в ОЭК «Окно» [Tretyakov et al., 2005; Veniaminov et al., 2005]). Еще на этапе отработки с их помощью удалось обнаружить ВЭКО типа «Молния», считавшиеся потерянными и в течение более полугода не кооперируемые операторами, а также успешно пронаблюдать заданные КО на ГСО бортового телескопом с очень узким полем зрения в космическом эксперименте с орбитальной астрономической обсерваторией «Астрон», проводившемся в течение более шести лет с марта 1983 г. под руководством академиков А. Б. Северного и А. А. Боярчука.

За последние десятилетия создано много моделей засоренности ОКП, в том числе и для составления прогнозов на десятки и сотни лет вперед. Однако практически все они грешат достоверностью выдаваемой информации. Одна из главных причин в недостатке измерительной информации для калибровки этих моделей, особенно в части мелкого КМ.

Повышение эффективности решения проблемы КМ, оперативности получения соответствующих оценок и прогнозов требуют постоянного совершенствования динамических моделей состояния засоренности ОКП на базе современных научных исследований (в математике, физике, астрономии) и регулярного притока новых данных наблюдений КМ. Крайне актуально заполнение пробела в знаниях о связи между хорошо наблюдаемой крупноразмерной фракцией фрагментов разрушения КО и практически ненаблюдаемой мелкой фракцией с целью адекватной экстраполяции первой на вторую при моделировании разрушений.

Имеет смысл внимательно проанализировать архивные данные всех космических миссий, предусматривавших зондирование космоса разнообразными бортовыми СН в различных диапазонах длин волн при выполнении задач, не связанных с наблюдениям КМ. Новая информация о КМ будет получена фактически бесплатно и этим нужно воспользоваться.

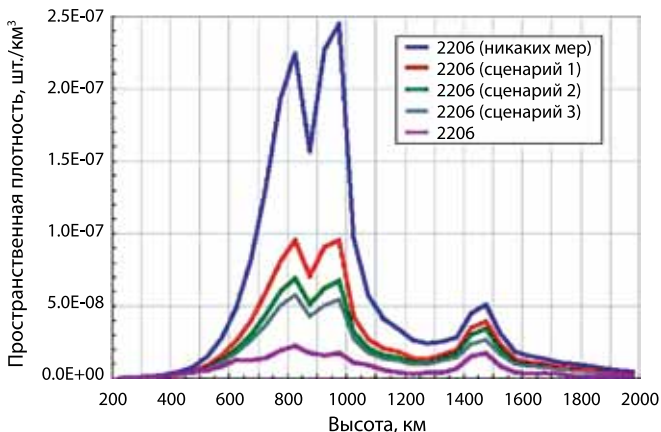
Международное сотрудничество могло бы помочь улучшить качество каталогов КО без особых дополнительных затрат. Это, пожалуй, самый экономичный способ существенно поднять эффективность каталогов. В каждом из них есть объекты, отсутствующие в других. Кроме того, между каталогами есть противоречия, анализ которых даст возможность устранить ошибки в обоих каталогах. В принципе, такой обмен позволит улучшить и точность сопровождения КО. Идеальным шагом в интересах повышения качества мониторинга ОКП было бы объединение СККП России, США и создающейся сейчас европейской СККП. Однако первые две системы принадлежат Министерству обороны России и США, а основа европейской СККП РЛС GRAVES — Министерству обороны Франции. Поэтому существуют определенные режимные ограничения на выдачу информации, и в нынешней международной обстановке мало вероятно, что их удастся устранить.

Крайне важно договориться о запрете намеренных разрушений КО, в том числе в конце их активного существования, испытаний кинетического



оружия (ИС, АСАТ, ККВ). Этот вопрос в значительной степени политический и затрагивает такие деликатные аспекты интересов государств, как национальная безопасность. Если не удастся договориться о полном запрете, то можно попытаться склонить заинтересованные стороны к проведению испытаний по «разумным» щадящим сценариям, которые завершались бы минимальным увеличением засоренности космоса (см. подразд. 3.2).

По мере нарастания угрозы техногенного засорения космоса и ее осознания широкими слоями общества все чаще слышны голоса из научных, общественных и государственных организаций о необходимости принятия более радикальных мер борьбы с этой угрозой, чем реально принимаемые или планируемые. Так, Международная академия астронавтики (IAA) после фундаментальных исследований, инициированных ею в конце 2006 г., пришла к выводу о необходимости сосредоточиться, в отличие от прежних, «пассивных» мер, на активном удалении из космоса больших и малых нефункциональных КО — отработавших КА, ступеней РН, сопутствующих космическим миссиям фрагментов, которые служат потенциальным источником дальнейшего развития каскадного эффекта.



**Рис. 4.2.** Прогноз распределений пространственной плотности крупных КО для различных сценариев борьбы с засорением ОКП

Основным инструментом исследований служила эволюционная модель НАСА LEGEND. В качестве критерия для выбора кандидата на удаление было принято произведение массы КО на вероятность столкновения —  $MP_c$ . При этом рассматривались различные сценарии и нормы удаления: 5 (сценарий 1), 10 (сценарий 2) и 20 (сценарий 3) КО в год, начиная с 2020 г. На рис. 4.2 показан прогноз на 200 лет (на 2206 г.) распределений пространственной плотности крупных КО (<10 см) по высотам для этих сценариев. Нижняя кривая представляет распределение плотности на 2006 г., верхняя — прогноз на 200 лет при условии, что никакие меры по снижению засоренности ОКП приниматься не будут [Liou, Johnson, 2007].

162 Главный вопрос стратегии активного удаления КО из космоса, как уже отмечалось, — рациональный выбор эффективных (или хотя бы физически реализуемых) и в то же время экономически оправданных (по крайней мере, щадящих) средств проведения этой операции. К их числу может быть отнесено использование направленной энергии, электродинамических и аэродинамических приемов (искусственное увеличение баллистического коэффициента), «солнечных парусов», вспомогательных двигательных установок, тормозящих поверхностей, «захват» на орбите и пр. Проект IAA позиционируется как международный, у него 23 автора из девяти стран [Johnson, Klinkrad, 2009; Liou, Johnson, 2007a].

Заметим, что эта мера (активное удаление из космоса крупных объектов) постоянно предлагается в течение последних 30 лет. Однако принять ее к исполнению мешала дороговизна таких проектов. Сейчас, похоже, правительства космических держав (прежде всего США) готовы с этим смириться ввиду большой убедительности последних событий в ОКП.

## Раздел 5. ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВЫ БОРЬБЫ С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Безусловно, в наше время наблюдается более ответственное отношение человека к освоению космической среды. Это, в частности, выражается и в выборе некоторыми странами (к сожалению, далеко не всеми) щадящих режимов проведения космических экспериментов, приводящих к образованию КМ; в более рациональном проектировании космической техники, во все более активном использовании орбит захоронения отработавшей техники и в расширяющейся популяризации идей бережного отношения к чистоте космической среды.

К сожалению, нет поставленной в международном масштабе и системно решаемой задачи полного исследования засоренности ОКП. Большинство измерений КМ собрано по случаю, как побочный продукт. Ни национальных, ни интернациональных централизованно координируемых стратегий разработки и реализации космических экспериментов, рассчитанных исключительно на изучение и решение проблемы КМ сегодня не существует [Orbital..., 1995].

Все известные модели предсказывают только рост техногенной засоренности околоземного космоса. Разница лишь в некоторых конкретных параметрах и форме кривых, которые, тем не менее, всегда монотонно возрастающие. Хуже того, для разных сценариев развития процесса дальнейшего освоения космоса они либо экспоненциальные, либо, в лучшем случае, асимптотически линейные.

В прошлом международное космическое право создавалось под эгидой Комитета ООН по мирному использованию космического пространства (COPUOS) и не имело прямого отношения к угрозе со стороны КМ. Долгое время действовали три международных договора, лишь косвенно касающиеся КМ:

- Договор о принципах управления деятельностью при исследовании и использовании космического пространства, включая Луну и другие небесные тела (10 октября 1967 г.).
- Конвенция о международной ответственности за вред, нанесенный КО (1 сентября 1972 г.).
- Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство (15 сентября 1976 г.).

В последние годы ООН все пристальнее вникает в проблему техногенного засорения космоса. С 1994 г. Научно-технический подкомитет Комитета ООН по мирному использованию космоса на каждой своей ежегодной сессии включает в качестве пункта повестки дня рассмотрение

этого вопроса [United..., 2011]. На 38-й Ассамблее COSPAR, состоявшейся в Бремене в 2010 г., на секции «Потенциально вредоносная деятельность в космосе» главной была тема «Космический мусор — глобальный вызов».

В 1999 г. Подкомитет выпустил свой первый большой отчет по этой теме [United..., 1999]. В 2007 г., опираясь на предложения и отчеты IADC, он разработал основные направления снижения засоренности космоса [United..., 2007a]. В этот важный документ ООН включает следующие требования к космической деятельности государств:

- ограничивать образование новых КО при нормальной работе КА;
- минимизировать возможности случайного разрушения (взрыва) КА (РН) во время его функционального существования;
- ограничивать вероятность случайного столкновения на орбите;
- избегать намеренных разрушений КО и других вредных действий в космосе;
- минимизировать возможности послеоперационного разрушения КА (РН) в виду остаточной энергетики на борту;
- ограничивать длительность пребывания КА и ступеней РН в области низких орбит по окончании их миссии;
- ограничивать длительность пребывания КА и ступеней РН в области геосинхронных орбит по окончании их миссии.

На 48-й сессии в феврале 2011 г. Подкомитет продолжил изучение проблемы КМ, заслушав целый ряд специальных докладов представителей США, Франции, России, ЕКА, IADC. В качестве злободневного вопроса рассматривалось постоянно возрастающее число маневров уклонения от столкновений, выполнявшихся действующими КА в последние годы. НАСА доложила о семи таких маневрах своего флота автоматических спутников и маневре МКС; Франция и ЕКА — о 13 и 9 маневрах, соответственно [United..., 2011].

Нам представляется, что следовало бы пересмотреть современную стратегию реагирования операторов КА на опасные сближения. Во-первых, точность предсказания сближения в большинстве случаев низка, прежде всего, для не каталогизированных КО. Во-вторых, не существует оценок того, насколько полезными оказались проведенные за все время маневры ухода от столкновений, действительно ли они увели КА от реальных столкновений, поскольку невозможно точно оценить реальный промах, да еще гипотетический в прошлом. В-третьих, степень эффективности дорогостоящих уходов от столкновения страдает от того, что большинство действительно опасных сближений не регистрируется, так как количество не каталогизированных (а, следовательно, не отслеживаемых) опасных элементов КМ велико. В этих условиях возможны даже такие парадоксы: уводим КА от сближения с менее опасным КО в сторону более опасного. Уже сейчас суета с так называемыми уводами от столкновений достаточно интенсивна, а что будет в будущем, когда плотность КМ значительно возрастет? Сомнению не подлежит целесообразность уводов от столкновения с крупными и массивными КО, так как они действительно крайне опасны, сопровождаются с высокой точностью ввиду до-

статочного количества измерений и меньшей зависимости эволюции их траектории движения от атмосферного торможения (меньшее значение отношения площади поперечного сечения к массе).

Все методы борьбы с опасностью КМ в ОКП можно разделить на три главные категории. Первая категория (так сказать, «эгоистическая») — пассивная, активная или операционная защита конкретного КА, направленная на устранение или смягчение последствий ударов, в основном, мелкого КМ, но никак не на замедление темпа и, тем более, не снижающая засоренности ОКП. Соответствующий результат достигается за счет бронирования КА, осуществления маневров уклонения от столкновения, активной контратаки на надвигающийся КО и т. п.

Методы второй категории имеют целью ограничение количества потенциально опасных КО, прежде всего, за счет пассивации КА и РН (что снижает количество взрывов в космосе) и сокращения выброса в космос сопутствующего миссиям мусора. Эти методы тоже не уменьшают текущей засоренности космоса.

Методы третьей категории направлены на снижение или ограничение общей массы и суммарной площади поперечного сечения КО путем снятия их с орбит или увода на другие, мало используемые орбиты отработавших КА и РН. В этом же направлении работает и тенденция миниатюризации новых запускаемых КА с применением мини-, микро-, и нанотехнологий.

Эти три подхода по-разному влияют на динамику засоренности ОКП и опасности КМ в краткосрочной и долгосрочной перспективе. Методы первых двух категорий могут значительно замедлить рост опасности КМ в краткосрочном плане и даже ограничить его накопление в некоторых орбитальных районах в дальнейшей перспективе. Но это мало повлияет на замедление или предотвращение каскадного эффекта. Только ограничение и снижение общей массы и суммарной площади поперечного сечения орбитальной популяции сможет предотвратить или, по крайней мере, замедлить возникновение каскадного эффекта, уменьшить скорость его развития.

Снижение общей площади поперечного сечения популяции КМ играет важную роль в уменьшении долгосрочного потенциала возникновения и развития каскадного процесса столкновений, поскольку характеризует общую площадь цели для атаки со стороны КМ. Ограничение массы существенно потому, что в долгосрочной перспективе именно масса определяет максимальное число фрагментов, образующихся в результате столкновений, способных вызвать дальнейшие разрушения встречающихся КО.

Для оценки и прогнозирования перспективности и эффективности различных мер борьбы с засорением космоса можно использовать те же модели, что и для прогнозирования эволюции будущей популяции КМ. Они содержат много неопределенностей, снижающих точность прогноза, однако это не мешает получать пусть грубые, но сравнительные оценки

Если бы в будущем популяция КМ пополнялась только за счет отработавших КА, РН, сопутствующего миссиям КМ, продуктов взрывов и деградации поверхности КО, она продолжила бы свой приблизительно линейный рост. Однако существующие модели прогноза засоренности ОКП, используя различные методологии, допущения, начальные данные, однозначно предсказывают, что столкновения между КО добавляют потенциально большое и экспоненциально растущее количество КО, переводящее процесс техногенного засорения ОКП в новое, отнюдь не вызывающее оптимизма качество. Хотя даже небольшие КО представляют значительную угрозу действующим КА, именно крупные объекты (такие как КА и РН) несут в себе потенциал возникновения и развития каскадного процесса столкновений.

Долгосрочное прогнозирование процесса засорения ОКП свидетельствует, что даже при самых решительных мерах, таких как немедленное прекращение всяких запусков и деятельности в космосе, связанной с образованием КМ, стабильность космической среды не может быть обеспечена. Графики на рис. 4.2 показывают, что даже при самой жесткой политике борьбы с засорением космоса, остановить этот процесс уже невозможно. Можно только замедлить темп засорения ОКП, но не снизить общую массу КМ. Единственный реально действующий сегодня механизм удаления КМ из космоса — это естественный его вход в атмосферу. Предлагаемые радикальные меры удаления крупного КМ из ОКП крайне дороги при довольно низкой эффективности. Реальных способов удаления мелкого и среднеразмерного КМ вообще нет.

Раньше конструкторы КА не рассматривали КМ как обязательный фактор проектирования. Сегодня новые подходы к проблеме КМ дают возможность адекватно оценить риски для КА и подобающе защитить их по крайней мере от среднеразмерного КМ, но не от столкновения с крупным КО.

Каскадный эффект приведет к тому, что в ближайшие десятилетия столкновения уже существующих техногенных КО начнут доминировать как источники образования нового КМ. Это ускорит появление новых катастрофических столкновений, и ситуация выйдет из-под контроля даже без вмешательства человека [Johnson, Klinkrad, 2009; Orbital..., 2009].

## Заключение

В настоящее время космический мусор — неотъемлемая составляющая околоземной космической среды и должен учитываться при изучении космического пространства, проектировании космических аппаратов, планировании операций в космосе. Постоянно расширяющийся арсенал аналитических и экспериментальных инструментов количественной оценки угрозы со стороны космического мусора для космических аппаратов и человечества вообще, а также методов защиты от нее позволяет принимать грамотные решения.

Чтобы адекватно оценивать опасность со стороны техногенного космического мусора для космических аппаратов, надежно ее прогнозировать и своевременно принимать решения для уменьшения этой угрозы, необходимо глубокое понимание причинно-следственной связи между процессами, происходящими в околоземном космическом пространстве, и космической деятельностью человека в ближней и дальней перспективе, причем с хорошим знанием всех параметров этих процессов: состава, количества, размеров, массы, скорости, распределения космических объектов по высоте, наклонению, эксцентриситету; источников образования и динамики потоков космического мусора.

Однако пока не хватает не только такого рода данных (прежде всего о диапазонах размеров, разнообразии форм, масс и материалов, распределения космического мусора в ряде орбитальных районов), но и измерительной информации. Зачастую просто фиксируются некоторые факты без анализа наблюдаемого. До сих пор не подведена единая научная платформа под все накопленные в этой области знания, которая должна грамотно отражать влияние космической деятельности человека на состояние космической среды. Углубление наших знаний в этой области, их использование для принятия мер по снижению угрозы космического мусора может быть эффективным средством в этом направлении, возможным, единственным на текущем этапе.

Без использования этих знаний защита КА может оказаться избыточной либо недостаточной, превентивные меры по предупреждению угрозы со стороны КМ в будущем неэффективными и даже ошибочными, а стоимость необоснованно выбранных мер слишком высокой.

При написании этой работы авторы не ставили себе задачу достичь предельной полноты охвата темы техногенного засорения ОКП. Это было бы безнадежным занятием в виду чрезвычайной обширности темы и динамики ее информационного покрытия в настоящее время. Сама по себе проблема стала настолько актуальной, что ее исследованием занимается огромная армия ученых практически во всех странах мира. Если бы кто-то задумал составить энциклопедию техногенного засорения ОКП, ее пришлось бы обновлять чуть ли не каждый день.

Хотя авторы стремились к научной строгости изложения, они старались сделать книгу доступной широкому кругу читателей, поскольку сама тема требует популяризации.

Главная цель книги — чтобы как можно больше людей прониклось пониманием крайней важности обсуждаемой проблемы. Только тогда можно надеяться на улучшение перспективы будущего состояния близкого нам космоса и на хорошую отдачу от него.

В работе над книгой были использованы материалы из многочисленных, прежде всего, научных источников, в том числе материалы рабочих групп Комитета IADC; Европейских конференций по проблемам техногенного засорения космоса; международных научных семинаров; итогового отчета Комитета национального исследовательского совета США по космическому мусору (в работе которого принимал участие один из авторов); публикации в известных международных научных журналах, ежеквартальных изданиях НАСА "Orbital Debris Quarterly News" и многих других.

Приводимая здесь обширная библиография может служить путеводителем по различным аспектам проблемы.



## Литература

- [50 лет..., 2010] 50 лет ракетно-космической обороне / Под общ. ред. Аксёнова О.Ю. М.: ТИПОГРАФИЯ КЕМ, 2010.
- [Анц-Медор, Поттер, 1991] *Анц-Медор Р., Поттер А.* Время существования и падение ОК «Салют-7» – «Космос-1686» // Международ. семинар. Дармштадт, Германия. 1991.
- [Батырь и др., 2006а] *Батырь Г.* и др. Система контроля космического пространства Российской Федерации. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.vimpel.ru/skkp2.htm/>.
- [Батырь и др., 2006б] *Батырь Г.* и др. СККП РФ, ОАО МАК «Вымпел». 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.vimpel.ru/skkp2.htm/>.
- [Вениаминов, 1984] *Вениаминов С.С.* Оптимизация поиска объекта, движущегося циклически по замкнутой траектории // Изв. АН СССР. Сер. Техн. кибернетика. 1984. № 1.
- [Вениаминов, 2010] *Вениаминов С.С.* Введение в теорию планирования поиска космического объекта по неточной априорной информации о его орбите / Под ред. Назирова Р.Р. М.: ИКИ РАН, 2010. (Сер. Механика, управление, информатика).
- [Гаврилин, 2008] *Гаврилин Е.В.* Эпоха классической РКО. М.: Техносфера, 2008.
- [Диалектика..., 2011] Диалектика технологий воздушно-космической обороны / Под ред. Минаева В.Н. М.: Столичная энциклопедия, 2011.
- [Копик, 2003] *Копик А.* Космические войска России // Новости космонавтики. 2003. № 4.
- [Назаренко и др., 1987] *Назаренко А.* и др. Методика и некоторые результаты выявления пространственно-временных закономерностей крупномасштабных флуктуаций плотности атмосферы // Наблюдения искусственных небесных тел. Астросовет АН СССР. 1987. № 82.
- [Назаренко, 2010] *Назаренко А.И.* Прогноз засоренности ОКП на 200 лет и синдром Кесслера [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.satmotion.ru/>.
- [Оружие..., 2002] Оружие и технологии России : Энциклопедия, XXI век / Под ред. Иванова С. Т. 5. Космические средства вооружения. М.: Оружие и технологии, 2002.
- [Оружие..., 2004] Оружие и технологии России : Энциклопедия, XXI век / Под ред. Иванова С. Т. 9 Противовоздушная и противоракетная оборона. М.: Оружие и технологии, 2004.
- [Оружие..., 2005] Оружие и технологии России : Энциклопедия, XXI век / Под ред. Иванова С. Т. 11 Опτικο-электронные системы и лазерная техника. М.: Оружие и технологии, 2005.
- [Оружие..., 2008] Оружие России : Федеральный электронный справочник, В и ВТ ПВО, РЛС дальнего обнаружения БР и КО. Москва, 2008.
- [Перминов и др., 2003] *Перминов А.В.* и др. Космические войска. М.: Воениздат, 2003.
- [Россия..., 1996] Россия. Запуск и полет станции «Марс-96» // Новости космонавтики. 1996. № 22, 23.

- [Рыхлова, Бахтигараев, 2010] *Рыхлова Л., Бахтигараев Н.* Новые проблемы околоземной астрономии // Околоземная астрономия. 2009. М.: Институт астрономии РАН, 2010.
- [Севастьянов, Давиденко, 2003] *Севастьянов М., Давиденко В.* «ОКНО» в космос, или Военно-политическая астрономия // Новости космонавтики. 2003. № 9.
- [СККП России..., 2007] СККП России: вчера, сегодня, завтра: Международный проект Дмитрия Смирнова. 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://army.lv/ru/SKKP-Rossii-vchera-segodnya-zavtra./2615/2489/>.
- [Сочилина, 1984а] *Сочилина А.* О движении геостационарных спутников в гравитационном поле Земли // Бюл. ИТА АН СССР. 1984. Т. 15. № 5.
- [Сочилина, 1984б] *Сочилина А.* Об эволюции высоких почти круговых орбит спутников с критическим наклоном // Бюл. ИТА АН СССР. 1984. Т. 15. № 5.
- [Шилин, Олейников, 2007] *Шилин В., Олейников И.* Область контроля — космическое пространство: Воздушно-космическая оборона, информационно-аналитическое издание. 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.vko.ru/DesktopModules/Articles/ArticlesView.aspx?tabID=320&ItemID=351&mid=2869&wvvercion=Staging>.
- [8<sup>th</sup> Air..., 2007] 8<sup>th</sup> Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. Sept. 2007 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [A GRAVES Sourcebook..., 2006] A GRAVES Sourcebook. Federation of American Scientists. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.fas.org/spp/military/program/track/graves.pdf>.
- [A New Collision..., 2002] A New Collision in Space? // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [Abercromby et al., 2005] *Abercromby K. et al.* Michigan Orbital DEbris Survey Telescope (MODEST) Results // *Orbital Debris Quarterly News*. 2005. V. 9. Iss. 3.
- [Abercromby et al., 2006] *Abercromby K. et al.* Survey and Chase: A New Method of Observations for the Michigan Orbital Debris Survey Telescope (MODEST) // 57<sup>th</sup> International Astronomical Congress (IAC). Valencia, Spain, 2–6, Oct. 2006.
- [Abercromby et al., 2008] *Abercromby K. et al.* A Summary of Five Years of Michigan Orbital Debris Survey Telescope (MODEST) Data // 59<sup>th</sup> International Astronomical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 2008.
- [Abercromby et al., 2009] *Abercromby K. et al.* Reflectance Spectra Comparison of Orbital Debris, Intact Spacecraft, and Intact Rocket Bodies in the GEO Regime // Proc. 5<sup>th</sup> European Conference on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Accidental..., 2005] Accidental Collisions of Cataloged Satellites Identified // *Orbital Debris Quarterly News*. 2005. V. 9. Iss. 2.
- [Africano, 2000] *Africano J.* Liquid Mirror Telescope Observations of the Orbital Debris Environment: October 1997 – January 1999 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [Africano et al., 1999a] *Africano J. et al.* Liquid Mirror Telescope Observations of the Orbital Debris Environment. JSC-28826. JSC, NASA, Houston, Texas, USA. 1999.
- [Africano et al., 1999b] *Africano J. et al.* Preliminary Results from the NASA Orbital Debris Observatory // 9<sup>th</sup> AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 1999.
- [AIAA..., 2011] AIAA Position Paper on Space Debris: 30 Years On (2011) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 4. NASA, USA

- [Ailor, 2008] *Ailor W.* Overview: Space Debris and Reentry Hazards. The Aerospace Corporation, 2008.
- [Aksenov et al., 2010] *Aksenov O., Veniaminov S.* et al. On monitoring the re-entry of the ISS fragment by Russian Space Surveillance System // Proc. 8<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. Maui, Hawaii, USA. 2010.
- [Allbrooks, Atkinson, 1992] *Allbrooks M., Atkinson D.* The Magnitude of Impact Damage on LDEF Materials. NCR-188258. NASA, JSC, Houston, Texas, USA. 1992.
- [An Assessment..., 2007] An Assessment of the Role of Solid Rocket Motors in the Generation of Orbital Debris (2007). NASA/TP-2007-213738. NASA, JSC, Houston, Texas, USA. 2007.
- [Anz-Meador, 2011] *Anz-Meador Ph.* Challenges in Interpreting HST Impact Features // Orbital Debris Quarterly News. 2011 V. 15. Iss. 1.
- [Anz-Meador, Liou, 2010] *Anz-Meador Ph., Liou J.-C.* Analysis and Consequences of the Iridium-33 – Cosmos-2251 Collision // 38<sup>th</sup> Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010.
- [Anz-Meador et al., 2000] *Anz-Meador Ph., Krisko P., Matney M.* GEO\_EVOLVE 1.0: A Long-Term Debris Evolution Model for the Geosynchronous Belt // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 5. Iss. 4.
- [Avoiding..., 2010] Avoiding Satellite Collisions in 2009 (2010) // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 1.
- [Barker, Matney, 2007] *Barker E., Matney M.* GEO Population Estimates Using Optical Survey Data // 2007 Space Control Conference. MIT Lincoln Laboratory. Lexington, Massachusetts, USA. 2007.
- [Barker et al., 2004] *Barker E.* et al. Analysis of Working Assumptions in the Determination of Populations and Size Distributions of Orbital Debris from Optical Measurements // Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA, 13–17 Sept. 2004.
- [Barker et al., 2005] *Barker E.* et al. The LEO Environment as Determined by the LMT between 1998 and 2002 // Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 5–9 Sept. 2005.
- [Barker et al., 2006] *Barker E.* et al. Comparison of Orbital Parameters for GEO Debris Predicted by LEGEND and Observed by MODEST: Can Sources of Orbital Debris be Identified? // Advanced Maui Optical and Space (AMOS) Surveillance Technologies Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 10–14 Sept. 2006.
- [Barker et al., 2007] *Barker E.* et al. An Attempt to Observe Debris from the Breakup of a Titan 3C-4 Transtage // 8th Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conference. Wailea, Maui, Hawaii, USA. September 2007.
- [Batyr et al., 1993a] *Batyr G.* et al. A posteriori analysis of the PION experiment results // Proc. 1<sup>st</sup> European Conference on Space Debris. ESA-SD-01, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Batyr et al., 1993b] *Batyr G., Veniaminov S.* et al. The Current State of the Russian Space Surveillance System and its Capability in Surveying Space Debris // Proc. 1<sup>st</sup> European Conference on Space Debris. ESA-SD-01, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Batyr et al., 1995] *Batyr G., Veniaminov S.* et al. RSSS Results from ODERACS Measurements // Proc. 12<sup>th</sup> IADC Meeting. Houston, Texas, USA. 1995.
- [Bernhard, Christiansen, 1997] *Bernhard R., Christiansen E.* Orbital Debris as Detected on Exposed Spacecraft // Orbital Debris Quarterly News. 1997 V. 2. Iss. 4.
- [Boslough et al., 1993] *Boslough V.* et al. Hypervelocity Testing of Advanced Shielding Concepts for Spacecraft Against Impacts to 10 km/s // Intern. J. Impact Engineering. 1993. V. 14.

- [Bureaucracy..., 2008] Bureaucracy Threatens Sat Protection Project // Aviation Week and Space Technology. 4 Apr. 2008.
- [Butler, 2008] *Butler A.* Space-Based Visible Sensor Ceases Ops. Aviation Week, Nov. 21, 2008. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.aviationweek.com/aw/generic/story.jsp?id=news/Spacey061008.xml&channel=space>.
- [Chamberlain, Slauenwhite, 1993] *Chamberlain S., Slauenwhite.* US Space Command Space Surveillance Network Overview // Proc. 1<sup>st</sup> European Conference on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Chhabildas et al., 1992] *Chhabildas L. et al.* An Impact Technique to Accelerate Flier Plates to Over 12 km/s // Intern. J. Impact Engineering. 1992. 14.
- [China..., 2006] China Enhances Spacecraft Monitoring Network. Xinhua, 12 Dec. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа: [http://news3.xinhuanet.com/english/2006-12/12/content\\_5473204.htm](http://news3.xinhuanet.com/english/2006-12/12/content_5473204.htm).
- [China..., 2008] China Launches New Space Tracking Ship to Serve Shenzhou VII. Xinhua, 22 Sept. 2008. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://english.cri.cn/3126/2008/09/22/902s407814.htm>.
- [Chinese Anti-satellite..., 2007] Chinese Anti-satellite Test Creates Most Severe Orbital Debris Cloud in History // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 2.
- [Chinese Debris..., 2010] Chinese Debris Reaches New Milestone // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 4.
- [Chinese Space..., 2005] Chinese Space Facilities. Globalsecurity.org. October 2005. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.globalsecurity.org/space/world/china/facility.htm>.
- [Chobotov, 1990] *Chobotov V.* Disposal of Spacecraft at End-of-Life in Geosynchronous Orbit // J. Spacecraft and Rockets. 1990. V. 27(4).
- [Christiansen, 1990] *Christiansen E.* Investigation of Hypervelocity Impact Damage to Space Station Truss Tubes // Intern. J. Impact Engineering. 1990. V. 10.
- [Christiansen, 1992] *Christiansen E.* Design and Performance Equations for Advanced Meteoroid and Debris Shields // Inter. J. Impact Engineering. 1992. 14.
- [Christiansen, 1993] *Christiansen E.* Spacecraft Meteoroid/Debris Protection // Briefing presented to the Committee on Space Debris Workshop. NRC, Irvine, California, USA. 1993.
- [Christiansen, 1994] *Christiansen E.* Shielding Status // 11<sup>th</sup> Meeting of the IADC. Tsukuba, Japan. 1994.
- [Christiansen, Kerr, 1993] *Christiansen E., Kerr J.* MESH double Bumper Shield: A Low-Weight Alternative for Spacecraft Meteoroid and Space Debris Protection // Intern. J. Impact Engineering. 1993. 14.
- [Christiansen, Ortega, 1990] *Christiansen E., Ortega J.* Hypervelocity Impact Testing of Shuttle Orbiter Thermal Protection System Tiles // American Institute of Aeronautics and Astronautics Space Programs and Technologies Conference. Huntsville, Alabama, USA. 1990. AIAA Paper N. 90-3666.
- [Christiansen et al., 1993] *Christiansen E. et al.* Assessment of High Velocity Impacts on Exposed Space Shuttle Surfaces // Proc. 1<sup>st</sup> European Conference on Space Debris. ESA-SD-01, 447-452, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Christiansen et al., 2007] *Christiansen E. et al.* ISS Zarya Control Module Impact Damage // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 4. Houston, Texas, USA.
- [Cizek, 2001] *Cizek E.* Publication of the "History of On-Orbit Satellite Fragmentations" // Orbital Debris Quarterly News. 2001. V. 6. Iss. 4.

- [Clark, 1988] *Clark Ph.* The Soviet Manned Space Program. Salamander Books, Ltd., 1988.
- [Congressional..., 2009] Congressional Hearing Held on Orbital Debris and Space Traffic // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 3.
- [Coombs et al., 1992] *Coombs C.* et al. Damage Areas on Selected LDEF Aluminum Surfaces // *Proc. 2<sup>nd</sup> LDEF Post-Retrieval Symposium*. NASA Langley Research Center. Hampton, Virginia, USA. 1992. NASA Conf. Publication N. 3194. Pt. 2. P. 595.
- [Cosmos..., 1978] *Cosmos* Reentry Spurs Nuclear Waist Debate // *Aviation Week and Space Technology*. Jan. 30, 1978.
- [Cour-Palais, 1985] *Cour-Palais B.* Hypervelocity Impact Investigations and Meteoroid Shielding Experience Related to Apollo and Skylab. NASA CP-2360. Washington D.C., USA. 1985.
- [Cour-Palais, 1987] *Cour-Palais B.* Hypervelocity Impact in Metals, Glass, and Composites // *Intern. J. Impact Engineering*. 1987. V. 5.
- [Cour-Palais, Crews, 1990] *Cour-Palais B., Crews J.* A Multi-Shock Concept for Spacecraft Shielding // *Intern. J. Impact Engineering*. 1990. V. 10.
- [Cress, Potter, 1997] *Cress G., Potter A.* Liquid Mirror Telescope // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 1.
- [Cress et al., 1996] *Cress G.* et al. Radar and Optical Ground Measurements Final Report. ODERACS. NASA, JSC, Houston, Texas, USA. 1996.
- [Data..., 2008] Data Compiled from the Public SATELLITE catalog. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.space-track.org> (date accessed 1 Febr. 2008).
- [Detection..., 2007] Detection of Debris from Chinese ASAT Test Increases; One Minor Fragmentation Event in Second Quarter of 2007 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 3.
- [Dicky et al., 2000] *Dicky V., Veniaminov S.* et al. Comparative Analysis of the Russian and US SO Catalogs // *Proc. 4<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop*. USNO, Washington D.C., USA. 2000.
- [Dicky et al., 2003] *Dicky V., Veniaminov S.* et al. Dynamics of the Principal Characteristics of the US/Russian Catalogs // *Proc. 5<sup>th</sup> US/Russian Workshop on Space Surveillance*. Pulkovo Observatory, St. Petersburg. 2003.
- [Don Kessler..., 2007] Don Kessler wins the Jerome Lederer — Space Safety Pioneer Award // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 13. Iss. 1.
- [Donath et al., 2005] *Donath T., Schildknecht T.* et al. Proposal for a European Space Surveillance System // *Proc. 4<sup>th</sup> European Conference on Space Debris*. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2005.
- [Donath et al., 2008] *Donath T., Schildknecht T.* et al. Possible European Systems for Space Situational Awareness // *59<sup>th</sup> International Astronautical Congress*. Glasgow, Scotland, UK. 2008.
- [Donath et al., 2009] *Donath T.* et al. Architectures Analysis for the Future European SSA System // *Proc. 5<sup>th</sup> European Conference on Space Debris*. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2009.
- [Dunk, 2006] *Dunk F.* The Sky is the Limit — But Where does it End? // *Proc. 48<sup>th</sup> Colloquium on the Law of Outer Space*. 2006.
- [Eichler, 1993] *Eichler P.* The necessity and efficiency of mitigation measures to limit the debris population in LEO // Presented at the NRC Committee on Space Debris Workshop. Irvine, California, USA. 1993.
- [Eichler, Rex, 1992] *Eichler P., Rex D.* Debris chain reactions // *Orbital Debris: Technical Issues and Future Directions*. 1992. NASA Conference Publication 10077.

- [Eighteen-Year-Old..., 2008] Eighteen-Year-Old Solid Rocket Motor Casing Found in Australia (2008) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 4.
- [Fengyun-1C..., 2008] Fengyun-1C Debris: One Year Later // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 1.
- [Fengyun-1C..., 2009] Fengyun-1C Debris: Two Years Later (2009) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 1.
- [First Satellite..., 2006] First Satellite Breakups of 2006 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [Flegel et al., 2010] *Flegel S.* et al. Basic Philosophy and Feature Comparison of the Debris Environment Models MASTER-2009 and ORDEM2010 // 38<sup>th</sup> Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. 2010; *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Flury, 1991] *Flury W.* The Reentry of Salute-7 / Kosmos-1686, ESA SP-345 // Intern. Workshop. Darmstadt, Germany. 1991.
- [Flury, 2004] *Flury W.* Agenda Item 8: Space Debris, European Space Agency // Presentation to the 41<sup>st</sup> session of UNCOPUOS. 2004.
- [Flury et al., 2000] *Flury W.* et al. Searching for Small Debris in the Geostationary Ring — Discoveries with the Zeiss 1-meter Telescope // 104 ESA Bulletin. 2000.
- [Flury et al., 2003] *Flury W.* et al. Detection and Tracking of Space Objects and Debris in Europe // Proc. 5<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. Pulkovo Obs., St. Petersburg, Russia. 2003.
- [Fortov, 1993] *Fortov V.* Hypervelocity Impact in Space Debris Problem // Briefing presented to the Committee on Space Debris Workshop. NRC, Irvine, California, USA. 1993.
- [Foster, Stansbery, 2003] Foster J., Stansbery G. Fundamentals of Debris Collision Avoidance // Satellite Operations and Safety Workshop. Westford, Massachusetts, USA. 2003.
- [Foster J. et al., 2004] *Foster J.* et al. Detection of Small Radar Cross Section Orbital Debris with the Haystack Radar // 35<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. Paris, France, 18–25 July 2004; *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Four Satellite..., 2007] Four Satellite Breakups in February Add to Debris Population // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007 V. 11. Iss. 2. 2007.
- [Fragmentation..., 2004] Fragmentation of Cosmos-2383 // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 2.
- [Friesen et al., 1992] *Friesen L.J.* et al. Results in Orbital Evolution of Objects in the Geosynchronous Region // *J. Guidance, Control and Dynamics*. 1992. V. 15. N. 1.
- [Früh et al., 2009] Früh C. et al. Catalogue Correlation of Space Debris Objects // Proc. 5<sup>th</sup> European Conference on Space Debris. ESA SP-672. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 2009.
- [Fücke, 1993] *Fücke W.* Fragmentation Experiments for the Evaluation of the Small Size Debris Population // Proc. 1<sup>st</sup> European Conference on Space Debris. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. 1993.
- [Gehring, 1970] *Gehring J.* Engineering considerations in hypervelocity impact // *High-Velocity Impact Phenomena* / Ed. Kinslow R. N.Y., L.: Academic Press, 1970.
- [Goldstein, Randolph, 1990] *Goldstein R., Randolph L.* Rings of Earth Detected by Orbital Debris Radar // JPL Progress Report 42-101. Pasadena, California, USA. 1990.
- [Grego, 2006] *Grego L.* A History of Anti-Satellite Weapons Programs // Union of Concerned Scientists. [Электрон. текст]. Режим доступа: [http://www.ucsusa.org/global\\_security/space\\_weapons/a-hystory-of-asat-programs.html](http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/a-hystory-of-asat-programs.html).

- [Hall, Matney, 2001] *Hall D., Matney M.* New Collision Probability Algorithms for Orbital Debris Models // *Orbital Debris Quarterly News*. 2001. V. 6. Iss. 4.
- [Hanada, Liou, 2009] *Hanada T., Liou J.-C.* Shape Distribution of Fragments From Microsatellite Impact Tests // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Hanada, Matney, 2002] *Hanada T., Matney M.* Orbital Evolution of Cloud Particles from an Explosion in Near-GEO // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [Harvey et al., 2007] *Harvey W. et al.* The Near Earth Object Surveillance Satellite (NEOSSAT) Mission Enables an Efficient Space-based Survey (NESS Project) of Interior-to-Earth-Orbit (IEO) Asteroids // 38<sup>th</sup> Lunar and Planetary Science. 2007.
- [Hays, 2007] *Hays P.L.* National Security Space Actors. 2007.
- [Herrin et al., 2009] *Herrin J. et al.* STS-126 Shuttle Endeavour Window Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Herrman, Wilbeck, 1986] *Herrman W., Wilbeck J.* Review of hypervelocity penetration theories // *Intern. J. Impact Engineering*. 1986. V. 5.
- [History..., 2004] *History of On-Orbit Satellite Fragmentations*. 13<sup>th</sup> Ed. NASA Orbital Debris Program Office. May 2004.
- [Hogg et al., 1993] *Hogg D. et al.* Final Report on the SOCIT Series of Hypervelocity Impact Tests // WL-TR-93-7025. Wright Laboratory, Dayton, Ohio. 1993.
- [Horstman, 2005] *Horstman M.* Varying Solar Flux Models and their Effect on the Future Debris Environment Projection // *Orbital Debris Quarterly News*. 2005. V. 9. Iss. 1.
- [Horstman, 2007] *Horstman M.* An Analysis of the Orbital Distribution of Solid Rocket Motor Slag // 58<sup>th</sup> Intern. Astronautical Conf. Hyderabad, India, 24–28 Sept. 2007.
- [Horz, 1992] *Horz F.* Man-made particles on the trailing edge of LDEF // LDEF — 69 Months in Space // 2<sup>nd</sup> Post-Retrieval Symp. NASA. 1992.
- [Horz, 1999] *Horz F.* Mir Orbital Debris Collector Data Analyzed // *Orbital Debris Quarterly News*. 1999. V. 4. Iss. 2.
- [Hörz, Bernhard, 1992] *Hörz F., Bernhard R.* Compositional Analysis and Classification of Projectile Residues in LDEF Impact Craters. NASA. TM-104750. JCS, Houston, Texas, USA, 1992.
- [How much..., 2005] *How much does it cost?* European Space Agency. 2005. [Электрон. текст]. Режим доступа: [http://www.esa.int/export/esaHS/ESAQA0VMOC\\_iss\\_0.html](http://www.esa.int/export/esaHS/ESAQA0VMOC_iss_0.html).
- [Hüdepohl et al., 1992] *Hüdepohl A. et al.* Analysis of the Results of Two-Year Operations of the Munich Dust Counter — a Cosmic Dust Experiment on Board the Satellite HITEN // IAF. Paper 92-0561. Paris, France. 1992.
- [Hyde et al., 2000] *Hyde J. et al.* A History of Meteoroid and Orbital Debris Impacts on the Space Shuttle // *Proc. 3<sup>rd</sup> European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2000.
- [Hyde et al., 2006] *Hyde J. et al.* STS-114 Micrometeoroid/Orbital Debris (MMOD) Post-Flight Assessment // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [Hyde et al., 2007] *Hyde J. et al.* Investigation of MMOD Impact on STS-115 Shuttle Payload Bay Door Radiator // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 3.
- [Hyde et al., 2008] *Hyde J. et al.* International Space Station Hand Rail and Extravehicular Activity Tool Impact Damage // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 3.
- [Hyde et al., 2010] *Hyde J. et al.* Shuttle Post Flight MMOD Inspection Highlights // 61<sup>st</sup> Intern. Astronautical Congress (IAC). Prague, Czech Republic. 2010.
- [Hyde et al., 2011] *Hyde J. et al.* Shuttle Hypervelocity Impact Database // 62<sup>nd</sup> Intern. Astronautical Congress (IAC). Cape Town, South Africa. 3–7 Oct. 2011.

- [IADC..., 2006] IADC Observation Campaigns, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee // 43<sup>rd</sup> Session of UNCOUOS S&T SC. Feb. 2006.
- [Improving..., 2006] Improving Our Vision: Approaches for Shared Space Situational Awareness // World Security Institute's Center Conf. Colorado Springs, Colorado, USA. 2006.
- [Instability..., 2006] Instability of the Current Orbital Debris Population (2006) // Orbital Debris Quarterly News. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Interagency Report..., 1995] Interagency Report on Orbital Debris (1995), Executive Office of the President of the United States. Library of Congress Catalog Card N. 95-72164. 1995.
- [International..., 2009] International Space Station. NASA. 2009. [Электрон. текст]. Режим доступа: [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/structure/ssupdate.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/ssupdate.html).
- [International..., 2011a] International Space Station again dodges debris // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [International..., 2011b] International Space Station Avoids Debris from Old NASA Satellite // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 1.
- [ISS Crew..., 2009] ISS Crew Seeks Safe Haven During Debris Flyby // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [ISS Large..., 2006] ISS Large Area Debris Collector (LAD-C) Update // Orbital Debris Quarterly News. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [ISS Maneuvers..., 2008] ISS Maneuvers to Avoid Russian Fragmentation Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 4.
- [ISS Performs..., 2000] ISS Performs First Collision Avoidance Maneuver // Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [ISS Space..., 2001] ISS Space Shuttles Examined for Debris Impacts // Orbital Debris Quarterly News. 2001. V. 6. Iss. 2.
- [Jackson, Bernhard, 1997] *Jackson A., Bernhard R.* 'Large' Solid Rocket Motor Particle Impact on Shuttle Window // Orbital Debris Quarterly News. 1997. V. 2. Iss. 2.
- [Jarvis et al., 2007] *Jarvis K. et al.* Liquid Mirror Telescope (LMT) Observations of the Low Earth Orbit Orbital Debris Environment March 1997 – September 200. Houston, Texas, USA. 2007.
- [Jenkin, McVey, 2009] *Jenkin A., McVey J.* Constellation and "Graveyard" Collision Risk for Several MEO Disposal Strategy // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt. 2009.
- [Johnson, 1985] *Johnson N.* History of Consequences of On-Orbit Break-Ups // Advantages in Space Research: Space Debris, Asteroids, and Satellite Orbits. 1985. V. 5. N. 2.
- [Johnson, 1989] *Johnson N.* Preliminary Analysis of the Fragmentation of the Spot 1 Arian Third Stage // Orbital Debris from Upper-stage Breakup / Ed. Loftus J. 1989.
- [Johnson, 1996] *Johnson N.* First Natural Collision of Cataloged Earth Satellites // Orbital Debris Quarterly News. 1996. V. 1. Iss. 2.
- [Johnson, 1997] *Johnson N.* Intentional LEO Spacecraft Breakup in September // Orbital Debris Quarterly News. V. 2. Iss. 4.
- [Johnson, 1998] *Johnson N.* New Passivation Measures Implemented on Pegasus Upper Stage // Orbital Debris Quarterly News. 1998. V. 3. Iss. 1.
- [Johnson, 2000] *Johnson N.* Evidence for Historical Satellite Fragmentations in and Near the Geosynchronous Regime // Proc. 3<sup>rd</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2000.



- [Johnson, 2004a] *Johnson N.* Space Debris Mitigation Strategies and Practices in Geosynchronous Transfer Orbits // 35<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. Paris, France. 18–25 July 2004.
- [Johnson, 2004b] *Johnson N.* Environmentally-Induced Debris Sources // Advances in Space Research. 2004. V. 34. Iss. 5. P. 993–999.
- [Johnson, 2005] *Johnson N.* Orbital Debris Research in the U.S. // Proc. 4<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany, 2005.
- [Johnson, 2006] *Johnson N.* Current Characteristics and Trends of the Tracked Satellite Population in the Human Space Flight Regime // 57<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Valencia, Space. Paper IAC-06-B6.1.03. 2006.
- [Johnson, 2007] *Johnson N.* The Disposal of Spacecraft and Launch Vehicle Stages in Low Earth Orbit // 2<sup>nd</sup> Intern. Association for the Advancement of Space Safety (IAASS) Conf. Chicago, Illinois, USA. May 2007.
- [Johnson, 2008a] *Johnson N.* Empirical Accuracies of U.S. Space Surveillance Network Reentry Predictions // 37<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. Montréal, Canada. 13–20 July 2008.
- [Johnson, 2008b] *Johnson N.* Satellite Reentry Risk Assessments at NASA // 3<sup>d</sup> IAASS Conf. Rome, Italy. 21–23 Oct. 2008.
- [Johnson, 2009] *Johnson N.* The International Space Station and the Space Debris Environment: 10 Years on // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009; Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Johnson, 2010] *Johnson N.* Deliberate Satellite Fragmentations and Their Effect on the Long-Term Space Environment // 38<sup>th</sup> Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010; Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Johnson, 2011] *Johnson N.* Fiftieth Anniversary of First On-Orbit Satellite Fragmentation // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [Johnson, Klinkrad, 2009] *Johnson N., Klinkrad H.* Space Debris Environment Remediation Concepts // Intern. Conf. on Orbital Debris Removal. Chantilly, VA. Dec. 2009; Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Johnson et al., 2000] *Johnson N.* et al. NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0 // 33<sup>rd</sup> Scientific Assembly of COSPAR. 2000; Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 3.
- [Johnson et al., 2001] *Johnson N.L., Krisko P.H., Liou J.-C.* et al. NASA'S New Breakup Model of EVOLVE 4.0 // Advances in Space Research. 2001. V. 28. N. 9. P. 1377–1384.
- [Johnson et al., 2007] *Johnson N.* et al. The Characteristics and Consequences of the Break-up of the Fengyun-1C Spacecraft // 58<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. 2007; Proc. 7<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. Monterey, California, USA. 2007.
- [Johnson et al., 2008] *Johnson N.* et al. History of On-orbit Satellite Fragmentations. 14<sup>th</sup> ed. NASA/TM-2008-214779. NASA, 2008.
- [Kassel, Wartman, 1994] *Kassel P., Wartman J.* Metal-Oxide-Silicon Capacitor Detectors for Measuring Micrometeoroid and Space Debris Flux // AIAA J. Spacecraft and Rockets. 1994.
- [Kaufman, White, 2008] *Kaufman M., White J.* Navy Missile Hits Dying Spy Satellite, Says Pentagon // Washington Post. 21 Febr. 2008.
- [Kelecy, 2008] *Kelecy T.* et al. Prediction and Tracking Analysis of a Class of High Area-to-Mass Ratio Debris Objects in Geosynchronous Orbit // Advanced Maui Optical and Space (AMOS) Surveillance Technologies Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 16–19 Sept. 2008.

- [Kelley, Johnson, 2011] *Kelley R., Johnson N.* Evaluating and Addressing Potential Hazards of Fuel Tanks Surviving Atmospheric Reentry // 5<sup>th</sup> Intern. Association for the Advancement of Space Safety (IAASS) Conf. Versailles-Paris, France. 17–19 Oct. 2011.
- [Kelso, 2009] *Kelso T.* Analysis of the Iridium 33 – Cosmos-2251 Collision // Advanced Maui Optical and Space Surveillance Conf. Proc. Maui, Hawaii, USA. 2009.
- [Kerr, 2000] *Kerr J.* Post-flight Examination of the STS-96 Orbiter // Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [Kessler, 1981a] *Kessler D.* Sources of Orbital Debris and the Projected Environment for Future Spacecraft // J. Spacecraft and Rockets. 1981 V. 18. N. 4. 1981.
- [Kessler, 1981b] *Kessler D.* Derivation of the Collision Probability Between Orbiting Objects: The lifetime of Jupiter's moons // Icarus. 1981. V. 48.
- [Kessler, 1990] *Kessler D.* Collision Probability at Low Altitudes Resulting from Elliptical Orbits // Advances in Space Research. 1990. V. 10. N. 3-4.
- [Kessler, 1991] *Kessler D.* Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbits // Advances in Space Research. 1991. V. 11. N. 12. 1991.
- [Kessler, 1992] *Kessler D.* Origin of Orbital Debris Impacts on LDEF's Trailing Surfaces // LDEF — 69 months in space. 2<sup>nd</sup> Post-Retrieval Symp. NASA. 1992.
- [Kessler, 1993] *Kessler D.* Orbital Debris Environment // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Kessler, Cour-Palais, 1978] *Kessler D., Cour-Palais B.* Collisional Frequency of Artificial Satellites: The creation of a debris belt // J. Geophysical Research. 1978. V. 83. N. A6. 1978.
- [Kessler, Loftus, 1995] *Kessler D., Loftus J.* Orbital Debris as an Energy Management Problem // 31<sup>st</sup> Plenary Meeting of the Committee on Space Research (COSPAR). UN, Hamburg, Germany. 1994; Advances in Space Research. 1995.
- [Kessler et al., 1989] *Kessler D.* et al. Orbital Debris Environment for Spacecraft Designed to Operate in LEO // NASA Technical Memorandum 100471. JSC. Houston, Texas, USA. 1989.
- [Kessler et al., 1991] *Kessler D.* et al. Space Station Program Natural Environment Definition for Design. NASA SSP-30425. NASA. JSC, Texas, USA. 1991.
- [Kessler et al., 1993] *Kessler D.* et al. Review of various models to describe the orbital debris environment, IAA-63-93-744 // 44<sup>th</sup> Congress of the Astronomical Federation. Graz, Austria. 1993.
- [Kessler et al., 1994] *Kessler D.* et al. Space Station Program Natural Environment Definition for Design // NASA SSP-30425. JSC. Houston, Texas, USA. 1994.
- [Kessler et al., 1995] *Kessler D.* et al. Current Status of Orbital Debris Environment Models // 33<sup>rd</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA 95-0662. Reno, Nevada, USA. 1995.
- [Kessler et al., 1997] *Kessler D.J.* et al. The Search for a Previously Unknown Source of Orbital Debris: The Possibility of a Coolant Leak in Radar Ocean Reconnaissance Satellites. JSC-27737. NASA Johnson Space Center. 21 Febr. 1997.
- [Kessler et al., 1998] *Kessler D.* et al. The Importance of Nonfragmentation Sources of Debris to the Environment // 32<sup>nd</sup> COSPAR Scientific Assembly. Nagoya, Japan. 1998.
- [Kessler et al., 2010] *Kessler D.* et al. The Kessler syndrome: Implications to Future Space Operations // 33<sup>rd</sup> Annu. American Astronautical Soc. Rocky Mountain Section. Guidance and Control Conf. Breckinridge, Colorado, USA. 2010.

- [Kinard, 1993] *Kinard W.* Description of the Ordinal Meteoroid and Debris Counting Experiment to Fly on the Clementine Inter-Stage Adapter Spacecraft // 3<sup>rd</sup> LDEF Post-Retrieval Symp. Abstr. Hampton, Virginia, USA. 1993. NASA Conf. publication 10120.
- [Klinkrad, Stokes, 2006] *Klinkrad H., Stokes H.* Hypervelocity Impact Damage Assessment and Protection Techniques // Space Debris: Models and Risk Analysis. 2006. P. 205–208.
- [Krisko, 2000] *Krisko P.* EVOLVE 4.0 Sensitivity Study Results // Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 1.
- [Krisko, 2006] *Krisko P.* Historical Collisions in Low Earth Orbit // 57<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2006. IAC-06-B6.2.5.
- [Krisko, 2007] *Krisko P.* Risk to LEO Spacecraft Due to Small Particle Impacts // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 1.
- [Krisko, 2009] *Krisko P.* The 2006 Geosynchronous (GEO) Environment for ORDEM2010 // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 4.
- [Krisko, 2010] *Krisko P.* NASA's New Orbital Debris Engineering Model, ORDEM2010 // 4<sup>th</sup> IAASS Conf. Huntsville, Alabama, USA. 2010.
- [Krisko, 2011a] *Krisko P.* ORDEM2010 Population Verification and Validation // 29<sup>th</sup> IADC Meeting. Berlin, Germany. 2011.
- [Krisko, 2011b] *Krisko P.* Proper Implementation of the 1998 NASA Breakup Model // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 4.
- [Krisko, Liou, 2003] *Krisko P., Liou J.-C.* NASA Long-Term Orbital Debris Modeling Comparison: LEGEND and EVOLVE // 54<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Bremen, Germany. 2003.
- [Krisko et al., 2005] *Krisko P.* et al. SBRAM Upgrade to Version 2.0 // Orbital Debris Quarterly News. 2005. V. 9. Iss. 3.
- [Krueger, 1993] *Krueger F.* Hypervelocity Impact Physics — Plasma Discharge Phenomena on Solar Generators // The Behavior of Systems in the Space Environment. NATO ASI Ser. E. Applied Sciences. 1993. V. 245.
- [Kuzin, 1993] *Kuzin G.* Meteorit and Man-made Microparticle Impact Detection Methodology and Equipment on the Space Stations Salyut and Mir // NRC Space Debris Workshop. Irvine, California. 1993.
- [Lambert, 1994] *Lambert M.* Space Debris Shield Optimization // 11<sup>th</sup> Meeting of the IADC. Tsukuba, Japan. 1994.
- [LDEF, 1993] LDEF — 69 Months in Space // 3<sup>rd</sup> Post-Retrieval Symp. NASA Conf. Publ. 3275. Pt 1–3. NASA. AIAA. Williamsburg, Virginia, USA. 1993.
- [Lear, Christiansen, 1999] *Lear D., Christiansen E.* International Space Station Debris Risk Assessment Process // Orbital Debris Quarterly News. 1999. V. 4. Iss. 1.
- [Lear et al., 2008] *Lear D.* et al. STS-118 Radiator Impact Damage // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 1.
- [Letsch et al., 2009] *Letsch R.* et al. First Results from the Multibeam Bistatic Beampark Experiment at FGAN // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany.
- [Liou, 2004a] *Liou J.-C.* Cube — The LEGEND Collision Probabilities Evaluation Model // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 1.
- [Liou, 2004b] *Liou J.-C.* Collision Activities in the Future Orbital Debris Environment // 35<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. Paris, France. 18–25 July 2004; Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Liou, 2005] *Liou J.-C.* A Statistical Analysis on the Future Debris Environment // 56<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Fukuoka, Japan. 17–21 Oct. 2005.

- [Liou, 2010] *Liou J.-C.* An Updated Assessment of the Orbital Debris Environment in Leo // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 1.
- [Liou, 2011a] *Liou J.-C.* An Update on LEO Environment Remediation with Active Debris Removal // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 2.
- [Liou, 2011b] *Liou J.-C.* A Note on Active Debris Removal // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [Liou and team, 2010] *Liou J.-C.*, and the HST WFPC2 MMOD inspection team. Micrometeoroid and Orbital Debris Impact Inspection of the Hubble Space Telescope Wide Field Planetary Camera 2 Radiator and the Implications for the Near-Earth Small Particle Environment // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Liou, Johnson, 2005] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* A LEO Satellite Postmission Disposal Study Using LEGEND // 55<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Vancouver, Canada. 4–8 Oct. 2004.
- [Liou, Johnson, 2006a] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* Instability of the current orbital population // *Science*. 20.01.2006; *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Liou, Johnson, 2006b] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* Risks in space from orbital debris // *Science*. 2006. V. 311. P. 340–341.
- [Liou, Johnson, 2006c] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* Instability of the Present LEO Satellite Populations // 36<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. Beijing, China. 16–23 July 2006.
- [Liou, Johnson, 2007a] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* A Preliminary Active Debris Removal Study // *Orbital Debris Quarterly News*. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [Liou, Johnson, 2007b] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* A Sensitivity Study of the Effectiveness of Active Debris Removal in LEO // 58<sup>th</sup> Intern. Astronautical Conf. Hyderabad, India. 24–28 Sept. 2007.
- [Liou, Johnson, 2008a] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* Physical Properties of the Large Fengyun-1C Breakup Fragments // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Liou, Johnson, 2008b] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* Characterization of the Catalog Fengyun-1C Fragments and Their Long-Term Effect on the LEO Environment // 37<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly, Montréal, Canada. 13–20 July 2008.
- [Liou, Johnson, 2009] *Liou J.-C.*, *Johnson N.* Characterization of the Cataloged Fengyun-1C Fragments and their Long-Term Effect on the LEO Environment // *Advances of Space Research*. 2009. V. 43.
- [Liou et al., 2002] *Liou J.-C.* et al. LEGEND — The Next Generation NASA Orbital Debris Evolution Model // *Orbital Debris Quarterly News*. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [Liou et al., 2006] *Liou J.-C.* et al. Improving the Near-Earth Micrometeoroid and Orbital Debris Environment Definition with LAD-C // 57<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2–6 Oct. 2006.
- [Liou et al., 2008] *Liou J.-C.* et al. Controlling the Growth of Future LEO Debris Populations with Active Debris Removal // 59<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 29 Sept. – 3 Oct. 2008.
- [Lockheed..., 2009] Lockheed Martin Awarded Concept Development Contract for U.S. Air Force Space Fence // Lockheed Martin Press Release (30 June 2009). [Электрон. текст]. Режим доступа: [http://www.lockheedmartin.com/news/press\\_releases/2009/063009\\_LM\\_AirForce\\_SpaceFence.html](http://www.lockheedmartin.com/news/press_releases/2009/063009_LM_AirForce_SpaceFence.html).
- [Loftus et al. 1992] *Loftus J.* et al. Management of the orbital environment // *Acta Astronautica*. 1992. V. 26. N. 7.
- [Makarov et al., 2011] *Makarov Yu.*, *Nazarenko A.* et al. Prediction of Near-Earth Space Debris Population and Future SO Disposal Measures // Intern. Astronautical Congress. IAC-11.A6.4.2. Oct. 2011.

- [Markkanen et al., 2009] *Markkanen J., Jehn R., Krag H.* EISCAT Space Debris during IPY — a 5000 hour Campaign // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Martin et al., 2006] *Martin C. et al.* Comparing the Long-term Evolution of the Space Debris Environment with DELTA, LEGEND and SDM // 36<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. Beijing, China. 16–23 July 2006.
- [Maskell, Oram, 2008] *Maskell P., Oram L.* Sapphire: Canada's Answer to Space-Based Surveillance of Orbital Objects // Proc. Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. Sept. 2008.
- [Matney, 1998] *Matney M.* The Satellite Breakup Risk Assessment Model (SBRAM) // Orbital Debris Quarterly News. 1998. V. 3. Iss. 3.
- [Matney, 2000] *Matney M.* Update of the Satellite Breakup Risk Assessment Model (SBRAM) // Orbital Debris Quarterly News. 2000. V. 5. Iss. 3.
- [Matney, 2008] *Matney M.* Statistical Issues for Uncontrolled Reentry Hazards // 3<sup>rd</sup> IAASS Conf. Rome, Italy. 21–23 Oct. 2008.
- [Matney, 2010] *Matney M.* Small Debris Observations from the Iridium 33/ Cosmos-2251 Collision // Orbital Debris Quarterly News. 2010 V. 14. Iss. 2.
- [Matney et al., 1998] *Matney M. et al.* Recent Results from Goldstone Orbital Debris Radar // 32<sup>nd</sup> COSPAR Scientific Assembly. Nagoya, Japan. 1998.
- [Matney et al., 2006] *Matney M. et al.* Calculating Statistical Orbit Distributions Using GEO Optical Observations with the Michigan Orbital DEbris Survey Telescope (MODEST) // 57<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2–6 Oct. 2006.
- [Matney et al., 2006] *Matney M. et al.* Measurements of the Small Particle Debris Cloud from the 11 January 2007 Chinese Anti-Satellite Test // 59<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 29 Sept. – 3 Oct. 2008.
- [McDonnell, Sullivan, 1992] *McDonnell J., Sullivan K.* Hypervelocity Impacts on Space Detectors // Hypervelocity impacts in space. Univ. of Kent, Canterbury, UK. 1992. P. 39–47.
- [McKnight, 1993] *McKnight D.* Collision and Breakup Models: Pedigree, Regimes, and Validations // Briefing to the NRC Committee on Space Debris Workshop. Irvine, California, USA. 1993.
- [Mehrholtz, 1993] *Mehrholtz D.* Potentials and Limits of SO Observations and Data Analysis Using Radar Techniques // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Meshishnek et al., 1992] *Meshishnek M. et al.* LDEF Experiment M0003 Meteoroid and Debris Survey // Proc. 2<sup>nd</sup> LDEF Post-Retrieval Symp. NASA Langley Research Center. Hampton, Virginia, USA. 1992. NASA Conf. Publication N. 3194. P. 357.
- [Michal et al., 2005] *Michal Th. et al.* GRAVES: The New French System for Space Surveillance // Proc. 4<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [MMOD..., 2009] *MMOD Inspection of the HST Wide Field Planetary Camera 2 Radiator (2009)* // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 3.
- [Monheim et al., 2009] *Monheim A.L. et al.* GFO: Disposal of a Power-Challenged Satellite with an Attitude (Control) Problem // AIAA Space 2009 Conf. Pasadena, California, USA. 2009.
- [Monthly..., 2011] *Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type* // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 1.
- [Morales, 2009] *Morales M.* Space Fence Program Awards Contracts for Concept Development // U.S. Air. 31 July 2009. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.af.mil/news/story.asp?id=123161377>.

- [Mulholland, 1993] *Mulholland J.* Synoptic Monitoring of Orbital Debris (SYNMOD): A progress report on current and future applications // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Mulholland et al., 1991] *Mulholland J.* et al. IDE Spatio-Temporal Impact Fluxes and High Time Resolution Studies of Multi-Impact Events and Long-Lived Debris Clouds // NASA CP-3134. LDEF — 69 months in space. Proc. 1<sup>st</sup> Post-Retrieval Symp. NASA. Kissimee, Florida, USA. 1991.
- [Muller, 2009] *Muller F.* Consolidated Requirements for a UHF Radar System for the ESSAS: ESA contract N. 22062/08/D/HK. 2009.
- [Muller, Kessler, 1985] *Muller F., Kessler D.* The Effect of Particulates from Solid Rocket Motors Fired in Space // Advances in Space Research. 1985. V. 5. N. 2.
- [Mulrooney, 2004] *Mulrooney M.* An Assessment of the Role of Solid Rocket Motors in the Generation of Orbital Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Mulrooney, 2007] *Mulrooney M.* The NASA Liquid Mirror Telescope // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 2.
- [Mulrooney, Matney, 2007] *Mulrooney M., Matney M.* Derivation and Application of a Global Albedo Yielding an Optical Brightness to Physical Size Transformation Free of Systematic Errors // 8<sup>th</sup> Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 2007.
- [Munzenmayer et al., 1993] *Munzenmayer R.* et al. The Munich Dust Counter MDC — An Experiment for the Measurement of Micrometeoroids and Space Debris // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Murakami et al. 2009] *Murakami J.* et al. Microsatellite Impact Tests to Investigate Multilayer Insulation Fragments // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [National..., 2003] National Defense Authorization Act for Fiscal Year 2004: 117 Stat. 1565 Public Law 108-136-24. USA. Nov. 2003.
- [Nazarenko, 2009a] *Nazarenko A.* Results of Updating the Parameters of the Space Debris Model in 2007 and in 2009 // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Nazarenko, 2009b] *Nazarenko A.* Increasing the Accuracy of Orbit Forecasting on the Basis of Improvement of Statistical Methods for Processing Measurements // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Nazarenko, 2011] *Nazarenko A.* Space Debris Status for 200 Years Ahead and Kessler Effect // 29<sup>th</sup> IADC Meeting. Berlin, Germany. 2011.
- [Nazarenko et al., 1991] *Nazarenko A.* et al., The Space-Temporal Variations of the Upper Atmosphere Density Derived from the Satellite Drag Data // Advances in Space Research. 1991. V. 11. N. 6.
- [New Debris..., 2009] New Debris Seen from Decommissioned Satellite with Nuclear Power Source (2009) // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 1.
- [New NASA..., 2007] New NASA Procedural Requirement and Technical Standard for Limiting Orbital Debris Generation // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [New Report..., 2002] New Report on Hubble Space Telescope Impact Damage // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 1.
- [New U.S. National..., 2010] New U.S. National Space Policy Cites Orbital Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 3.

- [Olmedo et al., 2009] *Olmedo E.* et al. Cataloguing Performance of a Proposed European Space Situational Awareness System // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Opiela, 2006] *Opiela J.* Developing a Mass Density Distribution for Breakup Debris // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Opiela, Johnson, 2000] *Opiela J., Johnson N.* In Situ Detections of a Satellite Breakup // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 5. Iss. 4.
- [Opiela et al., 2010] *Opiela J.* et al. Data Collected During the Post-Flight Survey of Micrometeoroid and Orbital Debris Impact Features on the Hubble Wide Field Planetary Camera 2 // 2010 IAC Conf. Prague, Czech Republic. 2010.
- [Orbital..., 1985] *Orbital Debris: NASA Conf. Publ. 2360*. 1985.
- [Orbital..., 1995] *Orbital Debris — a Technical Assessment*. NRC. Washington, D.C.: National Academy Press, 1995.
- [Orbital..., 2007] *Orbital Debris Quarterly News*. Oct. 2007. V. 11. Iss. 4.
- [Orbital..., 2008] *Orbital Debris Quarterly News*. Oct. 2008. V. 12. Iss. 2–4.
- [Orbital..., 2009] *Orbital Debris Quarterly News*. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Orbital..., 2010] *Orbital Debris Success Story — a Decade in the Making // Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 2.
- [Orly König Lopez, 1995] *Orly König Lopez*. *Dangerous Encounters // Via Satellite*. 1995.
- [PAM-D Debris..., 2001] *PAM-D Debris Falls in Saudi Arabia // Orbital Debris Quarterly News*. 2001. V. 6. Iss. 2.
- [Pearce, 1994] *Pearce E.* Space Debris Measurements: Phase 1 // Proc. 1<sup>st</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. 1994.
- [Pearce, 2000] *Pearce E.* Satellite photometry with the GEODSS, MOSS and SBV systems // Proc. 4<sup>th</sup> US/Russian Workshop on Space Surveillance. USNO, Washington D.C., USA. 2000.
- [Petro, Ashley, 1989] *Petro A., Ashley H.* Cost estimates for removal of orbital debris // *Progress in Astronautics and Aeronautics / Ed. Loftus J.* 1989. V. 121. AIAA, Washington D.C., USA.
- [Piekutowski, 1986] *Piekutowski A.* Debris clouds Generated by Hypervelocity Impact of Cylindrical Projectile with Thin Aluminum Plates // *Intern. J. Impact Engineering*. 1986. V. 5.
- [PINDROP..., 2004] *PINDROP — An Acoustic Particle Impact Detector (2004) // Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 3.
- [Portree, Loftus, 1993] *Portree D., Loftus J.* Orbital Debris and Near-Earth Environmental Management // *Chronology*. JSC. NASA, Houston, Texas, USA. 1993. NASA Reference Publ. 1320.
- [Portree, Loftus, 1999] *Portree D., Loftus J.* Orbital Debris: A Chronology. NASA/TP-1999-208856. JSC. NASA, Houston, Texas, USA. 1999.
- [Potter, 1993] *Potter A.* Early detection of Collisional cascading // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Potter, Mulrooney, 1997] *Potter A., Mulrooney M.* Liquid Metal Mirror for Optical Measurements of Orbital Debris // *Advances in Space Research*. 1997. V. 19.
- [Potter et al., 1996] *Potter A., Settecerri T.* et al. Radar and Optical Ground Measurements, ODERACS: Final Report. NASA. 1996.
- [President..., 2010] President B. Obama, National Space Policy of the United States of America: Released by the President of the United States. 2010. P. 7.
- [Publication of the 14<sup>th</sup> Edition..., 2008] Publication of the 14<sup>th</sup> Edition of the History of On-Orbit Satellite Fragmentations // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 2.

- [Publication of the Handbook..., 2008] Publication of the Handbook for Limiting Orbital Debris // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 4. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.hq.nasa.gov/office/codeq/doctree/NHBK871914.pdf>.
- [Publication of the Final..., 2008] Publication of the Final and Yearly CDT Reports // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Pyrin et al. 2005] *Pyrin V.* et al. Some Results of Testing the New Program for Searching Space Objects in Deep Space // *Proc. 4<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Radar..., 1996] Radar and Optical Ground Measurements Final Report on ODERACS experiment. NASA, JSC. Houston, Texas, USA. 1996.
- [Reentry..., 2010] Reentry of GeneSat 1 and ICESat Spacecraft // *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 4.
- [Reimerdes et al., 1993] *Reimerdes H.* et al. Ballistic Limit Equations for the Columbus Double-Bumper Shield Concept // *Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Report..., 1989] Report on Orbital Debris. Interagency Group, National Security Council. Washington D.C., USA. 1989.
- [Rex, Eichler, 1993] *Rex D., Eichler P.* The Possible Long Term Overcrowding of LEO and the Necessity and Effectiveness of Debris Mitigation Measures // *Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Reynolds, 1993] *Reynolds R.* Orbital debris environment projections for space station // *Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Reynolds, Eichler, 1996] *Reynolds R., Eichler P.* Synergistic Use of EVOLVE/ CHAIN Comparison // *Orbital Debris Quarterly News*. 1996. V. 1. Iss. 2.
- [Reynolds et al., 1998] *Reynolds R.* et al. Sensitivity Analysis of the Orbital Debris Environment Using EVOLVE 4.0 // 32<sup>nd</sup> COSPAR Scientific Assembly. Nagoya, Japan. 1998.
- [Rocket..., 2004] Rocket Body Debris Falls in Argentina // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 2.
- [Rodriguez, Liou, 2008] *Rodriguez H., Liou J.-C.* Orbital Debris: Past, Present, and Future // *AIAA Houston Annual Technical Symp. (ATS)*. Houston, Texas, USA. 2008.
- [Rodriguez et al., 2008] *Rodriguez H.* et al. Seasonal Variations of the MODEST Data // *Orbital Debris Quarterly News*. 2008. V. 12. Iss. 1.
- [Rossi, 2005] *Rossi A.* The Earth Orbiting SD // *Serbian Astronomical J.* 2005. V. 170.
- [Rossi et al., 1993] *Rossi A.* et al. Approaching the Exponential Growth: Parameter Sensitivity of the Debris Evolution // *Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris*. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Rossi et al., 2009] *Rossi A.* et al. Effectiveness of the de-orbiting practices in the MEO region // *Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris*. ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Rumsfeld..., 2002] Rumsfeld Asks if Pentagon is Over-Reliant on Space Systems // *Space News*. 2002. V. 4.
- [Russia Building..., 2009] Russia Building Anti-Satellite Weapons // Associated Press. 2009. V. 5. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.msubc.msn.com/id/29531802>.
- [Russian Launch..., 2011] Russian Launch Vehicle Stage Reenters Over U.S) // *Orbital Debris Quarterly News*. 2011. V. 15. Iss. 2.



- [Ryan, Christiansen, 2010] *Ryan S., Christiansen E.* A Ballistic Limit Analysis Program for Shielding Against Micrometeoroids and Orbital Debris // 61<sup>st</sup> Intern. Astronautical Congress (IAC). Prague, Czech Republic. 2010.
- [Satellite..., 2002] Satellite Breakups Remain a Problem After 40 Years // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [Satellite..., 2004] Satellite Fragmentations in 2003 // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 1.
- [Satellite..., 2008] Satellite Breakups During First Quarter of 2008 // Orbital Debris Quarterly News. 2008. V. 12. Iss. 2.
- [Satellite..., 2009] Satellite Collision Leaves Significant Debris Clouds // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 2.
- [Satellite..., 2011a] Satellite box score (as of 5 January 2011) // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 1.
- [Satellite..., 2011b] Satellite box score (as of 6 July 2011) // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 3.
- [Sato et al., 1992] *Sato T., Tanaka K.* et al. Interpretation of SD RCS Variations Observed by the MU Radar // 18<sup>th</sup> Intern. Symp. on Space Technology and Space Science. Kagoshima, Japan. 1992.
- [Schall, 1993] *Schall W.* Active Shielding and Reduction of the Number of Small Debris with High Power Lasers // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Schneider, Stilp, 1993] *Schneider E., Stilp A.* Meteoroid and Debris Simulation at Ernst-Mach-Institute: Experimental Methods and Recent Results // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Schumacher, 2007] *Schumacher P.* US Naval Space Surveillance Upgrade Program 1999–2003 // Proc. 7<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. Monterey, California, USA. 2007.
- [Scully, 2007] *Scully J.* Space Unite Settles at VAFB // Santa Maria Times. 2007. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.santamariatimes.com/articles/2007/10/29/news/centralcoast/news03.txt>.
- [Sdunnus, Klinkrad, 1993] *Sdunnus H., Klinkrad H.* An introduction to the ESA Reference Model for Space Debris and Meteoroids // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Second..., 2002] Second Identified Satellite Breakup of 2002 // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [See et al., 1990] *See T.* et al. Meteoroid and Debris Impact Features Documented on the LDEF: A Preliminary Report. NASA, JSC. N. 24608. Houston, Texas, USA. 1990.
- [Seitzer, 2001] *Seitzer P.* Observations of Space Debris in Geosynchronous Orbit with the Michigan Schmidt // Orbital Debris Quarterly News. 2001. V. 6. Iss. 3.
- [Seitzer, 2002] *Seitzer P.* Optical Observations of GEO Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2002. V. 7. Iss. 3.
- [Seitzer, 2004] *Seitzer P.* Searching for Faint Debris in the GEO Ring // Orbital Debris Quarterly News. 2004. V. 8. Iss. 4.
- [Seitzer et al., 2005a] *Seitzer P.* et al. Real-time Survey and Follow-up Observations of GEO Debris // Orbital Debris Quarterly News. 2005. V. 9. Iss. 4.
- [Seitzer et al., 2005b] *Seitzer P.* et al. An Optical Survey for GEO Debris in High Inclination Orbits // Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 5–9 Sept. 2005.
- [Seitzer et al., 2007a] *Seitzer P.* et al. Optical Observations of GEO Debris with Two Telescopes // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 3.

- [Seitzer et al., 2007b] *Seitzer P.* et al. Optical Studies of Space Debris at GEO — Survey and Follow-up with Two Telescopes // 8<sup>th</sup> Air Force Maui Optical and Supercomputing (AMOS) Technical Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 10–14 Sept. 2007.
- [Seitzer et al., 2008a] *Seitzer P.* et al. Optical Studies of Orbital Debris at GEO Using Two Telescopes // Advanced Maui Optical and Space (AMOS) Surveillance Technologies Conf. Wailea, Maui, Hawaii, USA. 2008.
- [Seitzer et al., 2008b] *Seitzer P.* et al. An Optical Survey for Space Debris in Geosynchronous Orbit // 211<sup>th</sup> Meeting of the American Astronomical Soc. Austin, Texas, USA. 7–11 Jan. 2008.
- [Seitzer et al., 2009] *Seitzer P.* et al. Photometric Studies of Orbital Debris at GEO // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Seitzer et al., 2011] *Seitzer P.* et al. A Search for Optically Faint GEO Debris // 12<sup>th</sup> Annu. Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. (AMOS). Maui, HI, USA. 13–16 Sept. 2011.
- [Selding, 2007] *Selding P. de.* French Say “NON” to US Disclosure of Secret Satellites // Space News. 8 June 2007.
- [Selding, 2010] *Selding P. de.* Europe Keeping Increasingly Capable Eye on Space Debris // Space News. 21 April 2010. [Электрон. текст]. Режим доступа: <http://www.spacenews.com/civil/100421-europe-eye-orbital-debris.html>.
- [Settecerri, 1999] *Settecerri T.* Comparison of Optical and Radar Orbital Debris Measurements // 9<sup>th</sup> AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 1999.
- [Settecerri, Beraun, 1993] *Settecerri T., Beraun J.* Laser Debris Sweeper for the Space Station Freedom // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Settecerri, Stansbery, 1997] *Settecerri T., Stansbery E.* Measurements of the Orbital Debris Environment: Comparison of the Haystack and HAX Radars. NASA. 1997.
- [Settecerri et al., 1997] *Settecerri T.* et al. Haystack Radar Measurements of the Orbital Debris Environment. 1994–1996. NASA. Houston, Texas. 1997.
- [Settecerri et al., 1999] *Settecerri T.* et al. Radar Measurements of the Orbital Debris Environment: Haystack and HAX Radars. Oct. 1990 – Oct. 1998. NASA, JSC. Houston, Texas, USA. 1999.
- [Siebold et al., 1993] *Siebold K., Matney M.* et al. Risk Analysis of 1-2 cm Debris Population for Solid Rocket Motors and Mitigation Possibilities for Geotransfer Orbits // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 1993.
- [Significant..., 2007] Significant Increase in Satellite Breakups During 2006 // Orbital Debris Quarterly News. 2007. V. 11. Iss. 1.
- [Small..., 1999] Small Debris Observations by the COBRA DANE Radar // Orbital Debris Quarterly News. 1999. V. 4. Iss. 4.
- [Sochilina et al., 1998] *Sochilina A.* et al. On Occasional Changes of Velocities of GEO Uncontrolled Objects // Proc. 3<sup>rd</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. US Naval Observatory. Washington D.C., USA. 1998.
- [Solodyna, Banner, 2000] *Solodyna C., Banner G.* Narrowband and Wideband Radar Signatures in Support of the Space Catalog // Proc. 4<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. USNO. Washington D.C., USA. 2000.
- [Space..., 2002] Space Debris. Hazard Evacuation and Mitigation / Ed. Smirnov N. // Taylor, Francis. 2002.
- [Space..., 2004] Space Debris Radar Station Operational // Japan Times. 9 April 2004.

- [Space..., 2008] Space Security 2008 // Pandora Press. Univ. of Waterloo, Ontario, Canada. 2008.
- [Space..., 2010] Space Security 2010 / Ed. Jaramillo C. // Pandora Press. Univ. of Waterloo, Ontario, Canada. 2010.
- [Space Surveillance..., 2010] Space Surveillance Support to Commercial and Foreign Entities (CFE) Pilot Program // Public Law 108-136. Section 913. 10 U.S.C. N. 2274 (i). Data Support. 2010. [Электрон. текст]. Режим доступа: [http://celesttrak.com/NORAD/elements/notices/Space\\_Surveillance\\_Support\\_to\\_CFE\\_Pilot\\_Program\\_V07.pdf](http://celesttrak.com/NORAD/elements/notices/Space_Surveillance_Support_to_CFE_Pilot_Program_V07.pdf).
- [Stansbery, 1997] *Stansbery E.* Detection of Very Small Debris with Haystack // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 4.
- [Stansbery, 2004] *Stansbery E.* Growth in the Number of SSN Tracked Orbital Objects // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 1.
- [Stansbery, 2010] *Stansbery E.* Characterizing the Space Debris Environment with a Variety of SSA Sensors // 38<sup>th</sup> Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010; *Orbital Debris Quarterly News*. 2010. V. 14. Iss. 3.
- [Stansbery, Settecerry, 1997] *Stansbery E., Settecerry T.* HAX Radar // *Orbital Debris Quarterly News*. 1997. V. 2. Iss. 1.
- [Stansbery et al., 1993] *Stansbery E.* et al. Orbital Debris Environment Characteristics Obtained by Means of the Haystack Radar // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris. ESA SD-01. ESA/ESOC, Darmstadt. 1993.
- [Stansbery et al., 1994] *Stansbery E.* et al. Haystack Radar Measurements of the Orbital Debris Environment. JSC-26655. NASA, Houston, Texas, USA. 1994.
- [Stansbery et al., 1995] *Stansbery E.* et al. Recent Results of Orbital Debris Measurements from the Haystack Radar // 33<sup>rd</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA 95-0662. Reno, Nevada, USA. 1995.
- [Stansbery et al., 1999] *Stansbery E.* et al. A Comparison of Radar and Optical Techniques for Conducting Near Earth Object (NEO) Searches // 9<sup>th</sup> AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 1999.
- [Stansbery et al., 2008] *Stansbery E.* et al. A Comparison of Three Catastrophic On-Orbit Collisions // 59<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress (IAC). Glasgow, Scotland. 29 Sept. – 3 Oct. 2008.
- [Stokely, 2004] *Stokely C.* Utilizing the Ultra-Sensitive Goldstone Radar for Orbital Debris Measurements // *Orbital Debris Quarterly News*. 2004. V. 8. Iss. 3.
- [Stokely, 2006] *Stokely C.* Flux Comparisons from the Goldstone, Haystack, and HAX Radars // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 10. Iss. 2.
- [Stokely, Matney, 2008] *Stokely C., Matney M.* Haystack Radar Observations of Debris from the Fengyun-1C Antisatellite Test // *Orbital Debris Quarterly News*. 2000. V. 12. Iss. 3.
- [Strong, Tuzzolino, 1989] *Strong I, Tuzzolino A.* The Space Dust Experimental Spacecraft, Air Force Laboratory Contract Task Report // Proc. 1<sup>st</sup> Annual Workshop on the Effects of Orbital Debris. Kirtland Air Force Base. New Mexico, 1989.
- [Su, 1993] *Su S.-Y.* On Runaway Conditions of Orbital Debris Environment // *Advances in Space Research*. 1993. V. 13. N. 8.
- [Su, Kessler, 1985] *Su S.-Y., Kessler D.* Contribution of explosion and future collision fragments to the orbital debris environment // *Advances in Space Research*. 1985. V. 5. N. 2.
- [Successful..., 2006] Successful Trial for BNSC-funded Space Surveillance Project // *Spacewar*. Nov. 2006. [Электрон. текст]. Режим доступа:

- war.com/reports/Successful\_Trial\_For\_BNSC\_funded\_Space\_Surveillance\_Project\_999.html.
- [Survey..., 1998] Survey of the Hubble Space Telescope Micrometeoroid and Orbital Debris Impacts from Service Mission 2 Imageryю JSC-28472ю NASA, Houstonю 1998.
- [Survey..., 2002] Survey of the Hubble Space Telescope Micrometeoroid and Orbital Debris Impacts from Space Shuttle Service Mission 3A Imagery. JSC-29539. NASA, Houston, USA. 2002.
- [Swift, 1982] *Swift H.* Hypervelocity Impact Mechanics. N. Y.: John Wiley and Sons, 1982.
- [Talent, 1992] *Talent D.* Analytical Model for Orbital Debris Environment Management // *J. Spacecraft and Rockets.* 1992. V. 29. N. 4.
- [The First..., 2000] The First Satellite Breakup of 2000 // *Orbital Debris Quarterly News.* 2000. V. 5. Iss. 2.
- [The Multiple..., 2008] The Multiple Fragmentations of Cosmos 2421 // *Orbital Debris Quarterly News.* 2008. V. 12. Iss. 3.
- [The SSS..., 2006] The SSS Space Surveillance System // *Jane's Space Directory* (23 Dec. 2003). Improving Our Vision: Approaches for Shared Space Situational Awareness: Report on Conf. Held in Center for Defense Information. 2006.
- [Thomson, 2007] *Thomson A.* A GRAVES Sourcebook. Version 2007-12-1. 2007.
- [Three..., 1997] Three Satellites Breakups During May-June // *Orbital Debris Quarterly News.* 1997. V. 2. Iss. 3.
- [Three..., 1998] Three Upper Stage Breakups in One Week Top February Debris Activity // *Orbital Debris Quarterly News.* 1998. V. 3. Iss. 2.
- [Three..., 2006] Three More Satellites Involved in Fragmentations // *Orbital Debris Quarterly News.* 2006. V. 10. Iss. 4.
- [Top..., 2010] Top Ten Satellite Breakups // *Orbital Debris Quarterly News.* 2010 V. 14. Iss. 3.
- [Tretyakov et al., 2005] *Tretyakov Yu.* et al. On the theory and some specific methods for searching space objects by rough orbital information // Proc. 6<sup>th</sup> US/Russian Workshop on Space Surveillance. St. Petersburg. 2005.
- [Tuzzolino et al., 2000] *Tuzzolino A.* et al. In-Situ Detections of a Satellite Breakup by the SPADUS Experiment // Proc. 3<sup>rd</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2000.
- [Two..., 2002] Two Major Satellite Breakups Near End of 2001 // *Orbital Debris Quarterly News.* 2002. V. 7. Iss. 1.
- [Two..., 2008] Two Minor Fragmentations End Worst Debris Year Ever // *Orbital Debris Quarterly News.* 2008. V. 12. Iss. 1. P. 1–2.
- [United..., 1999] United Nations Adopts Orbital Debris Report // *Orbital Debris Quarterly News.* 1999. V. 4. Iss. 2. P. 7, 9.
- [United..., 2007a] United Nations Adopts Space Debris Mitigation Guidelines // *Orbital Debris Quarterly News.* 2007. V. 11. Iss. 2. P. 1–2.
- [United..., 2007b] United Nations' COPUOS Receives Update on Iridium-Cosmos Collision // *Orbital Debris Quarterly News.* 2007. V. 13. Iss. 3.
- [United..., 2009] United Nations' COPUOS Receives Update on Iridium-Cosmos Collision. 2009.
- [United..., 2010] United States Space Surveillance Network // Wikipedia. [Электронный текст]. Режим доступа: [http://U.S.\\_Space\\_Surveillance\\_Network.htm](http://U.S._Space_Surveillance_Network.htm).
- [United..., 2011] United Nations Discusses Space Debris and Long-Term Sustainability of Activities in Outer Space // *Orbital Debris Quarterly News.* 2011. V. 15. Iss. 2.

- [Update..., 2010] Update on Three Major Debris Clouds // Orbital Debris Quarterly News. 2010. V. 14. Iss. 2.
- [US Air..., 2010] US Air Force delays launch of space based surveillance system // Space Security 2010. Pandora Press. University of Waterloo, Ontario, Canada. 2010.
- [US Strategic..., 2007] US Strategic Command History. March 2007. [Электронный текст]. Режим доступа: <http://www.stratcom.mil/about-ch.html>.
- [Vananti et al., 2009] *Vananti A.* et al., Preliminary Results from Reflectance Spectroscopy Observations of Space Debris in GEO // Proc. 5<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA SP-672. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
- [Veniaminov, 1993] *Veniaminov S.S.* The Methods and Experience of Detecting Small and Weakly-Contrasting Space Objects // Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris, ESA/ESOC. Darmstadt, 1993.
- [Veniaminov et al., 2005] *Veniaminov S.* et al. Some Results of Testing the New Program for Searching Space Objects in Deep Space // Proc. 4<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Veniaminov et al., 2007] *Veniaminov S.* et al. Potentialities of Passive RF-Sensors for Characterization of Satellites // Proc. 7<sup>th</sup> US/Russian Space Surveillance Workshop. Monterey, California, USA. 2007.
- [Verger, 2007] *Verger F.* The Cambridge Encyclopedia of Space, 2007.
- [Walker, Nazarenko, 1999] *Walker R., Nazarenko A.* Comparison of Models of the Current LEO Debris Environment at Different Size Thresholds // 17<sup>th</sup> IADC Meeting. ESOC. Darmstadt, Germany. 1999.
- [Wattie, 2006] *Wattie Ch.* Canada Will Launch Own Spy Satellite: Project Sapphire // National Post. 2006. N. A6.
- [Watts et al., 1993] *Watts A.* et al. Dimensional Scaling for Impact Cratering and Perforation. NASA NCR-188259. JSC. Houston, Texas. 1993.
- [Watts et al., 1994] *Watts A.* et al., Impact Effects on Optics Survivability: Induced Optical Scatter. PL-TR-94-1046. Phillips Laboratory, Kirtland Air Force base. New Mexico, USA. 1994.
- [Whitlock, 2006] *Whitlock D.* Modeling the Effect of High Solar Activity on the Orbital Debris Environment // Orbital Debris Quarterly News. 2006. V. 10. Iss. 2.
- [Whitney, 1993] *Whitney J.* Hypervelocity Impact Tests of Shielded and Unshielded Pressure Vessels. JSC-32294. NASA. Houston, Texas, USA. 1993.
- [Xiaodan, 2008] *Xiaodan Du* China Launches Major Project to Monitor Space with Network of Observatories // CCTV. Jan. 2008. [Электронный текст]. Режим доступа: <http://www.cctv.com/english/20080106/100834.shtml>.
- [Xu et al., 2005] *Xu Y.-L.* et al. A Statistical Size Estimation Model for Haystack and HAX Radar Detections // 56<sup>th</sup> Intern. Astronautical Congress. Fukuoka, Japan. 17–21 Oct. 2005.
- [Xu et al., 2010] *Xu Y.-L.* et al. Modeling of the Orbital Debris Population of RORSAT Sodium-Potassium Droplets // 38<sup>th</sup> Scientific Assembly of COSPAR. Bremen, Germany. July 2010; Orbital Debris Quarterly News. 2010.V. 14. Iss. 3.
- [Xu et al., 2011] *Xu Y.-L.* et al. Simulation of Micron-Sized Debris Populations in Low Earth Orbit // Orbital Debris Quarterly News. 2011. V. 15. Iss. 2.
- [Yanagisawa, 2007] *Yanagisawa T.* Strategy for Detection of Eccentric Objects Near the Geosynchronous Region // 58<sup>th</sup> Intern. Astronautical Conf. Hyderabad, India. 24–28 Sept. 2007.
- [Yanagisawa et al., 2005] *Yanagisawa T.* et al. Automatic Detection Algorithm for Small Moving Objects // Publications of Astronomy Soc. of Japan. 2005. V. 57. P. 399–408.

- [Yanagisawa et al., 2006] *Yanagisawa T.* et al. Detection of Small GEO Debris with MODEST Data Using an Automatic Detection Algorithm // *Orbital Debris Quarterly News*. 2006. V. 10. Iss. 3.
- [Yoshikawa, 1992] *Yoshikawa M.* Long-Term Analysis for the Orbital Changes of Debris // 18<sup>th</sup> Intern. Symp. on Space Technology and Space Science (ISTS). Kagoshima, Japan. 1992.
- [Yoshitaka, 2005] *Yoshitaka T.* Observation of Space Debris by the Kamisaibara Radar System // Proc. 4<sup>th</sup> European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2005.
- [Zak, 2008] *Zak A.* IS Anti-satellite System. Russian Space Web. [Электронный текст]. Режим доступа: <http://www.russianspaceweb.com/is.html>, 2008.
- [Zhour, Liu, 2006] *Zhour H., Liu W.* Status Quo and Assumption of China's Space Satellite Monitoring // *China Communications*. 2006. N. 123.

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН  
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32  
Подписано к печати 06.02.2012

---

Заказ 3275

Формат 70×100<sup>1</sup>/<sub>32</sub> Тираж 175

8 уч.-изд. л.

