

Что могут микроспутники?

М.Ю.Овчинников

профессор кафедры теоретической механики,
заведующий сектором проблем ориентации в Институте
прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН

Содержание

- Идея, определения, понятия, классификация
- Примеры микроспутников
- Примеры космических проектов на базе микроспутников
- Системы ориентации и их верификация в лабораторных условиях
- Проекты, разработанные с участием студентов и аспирантов МФТИ
- Перспективы глобальные и физтеховские

“Better, Faster, Cheaper”

**Требуется компромисс между
стоимостью, характеристиками,
надежностью и временем
поставки**

Основные признаки малых спутников

■ Внешние:

- Малые размеры (до метра)
- Малая масса (от единиц до сотен кг)
- Попутный или конверсионный запуск
- Относительно невысокая стоимость (простейшие спутники - от 50 тысяч \$US, сложные — десятки миллионов \$US)

■ Внутренние:

- Иные нетрадиционные организационные подходы и идеология при разработке, изготовлении, испытаниях и эксплуатации (например, количество экземпляров для испытаний, проблема надежности и обновляемости на орбите, безкорпусное исполнение, COTS, Интернет-communication, GlobalStar-download)

Условная классификация спутников по их массе

Satellite Class		Mass
Large satellite (observatory, etc.)		> 1000 kg
Medium size satellite		500 - 1000 kg
Minisatellite	Small Satellite Class (or LightSats)	100 - 500 kg
Microsatellite		10 - 100 kg
Nanosatellite		1 - 10 kg
Picosatellite		< 1 kg

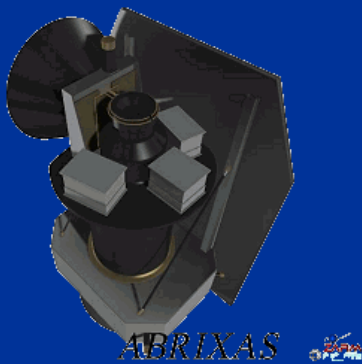
Small-sized satellite classification (kg)

Small
500-100

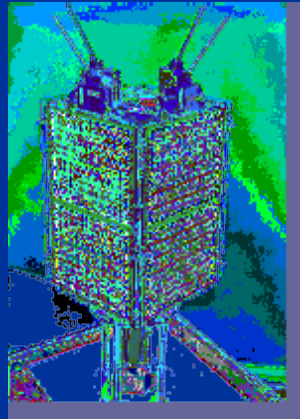
Micro
100-10

Nano
10-1

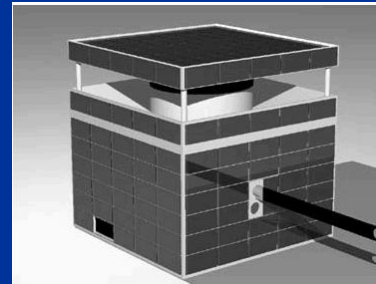
Pico
1-0



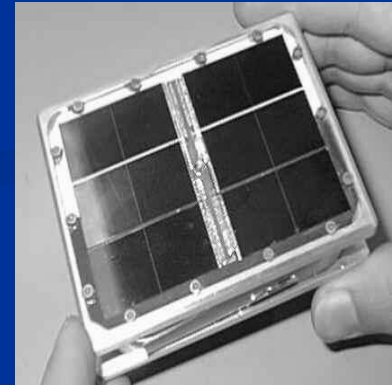
Abrixas
(~480 kg)



UoSat
(~50 kg)



Munin
(~6 kg)



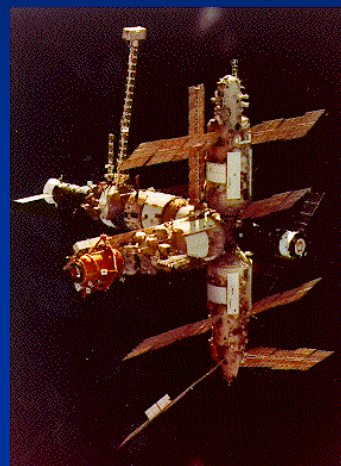
Stensat
(~0.23 kg)

Вывод легким конверсионным носителем (“Днепр”, 2003г.)



Факторы, способствовавшие ПОЯВЛЕНИЮ *малых* СПУТНИКОВ

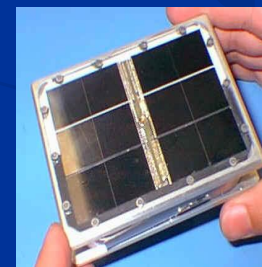
- Повсеместное сокращение финансирования космоса
- Достижения в миниатюризации электроники, вычислительной техники, актюаторов и сенсоров, появление новых материалов
- Появление *Components-Off-The-Shelf*
- Интерес университетов к использованию микроспутников в образовательном процессе
- “Вброс” на рынок большого количества конверсионных носителей



ОС Мир -120 тонн



ТНС-0 – 4.5 кг



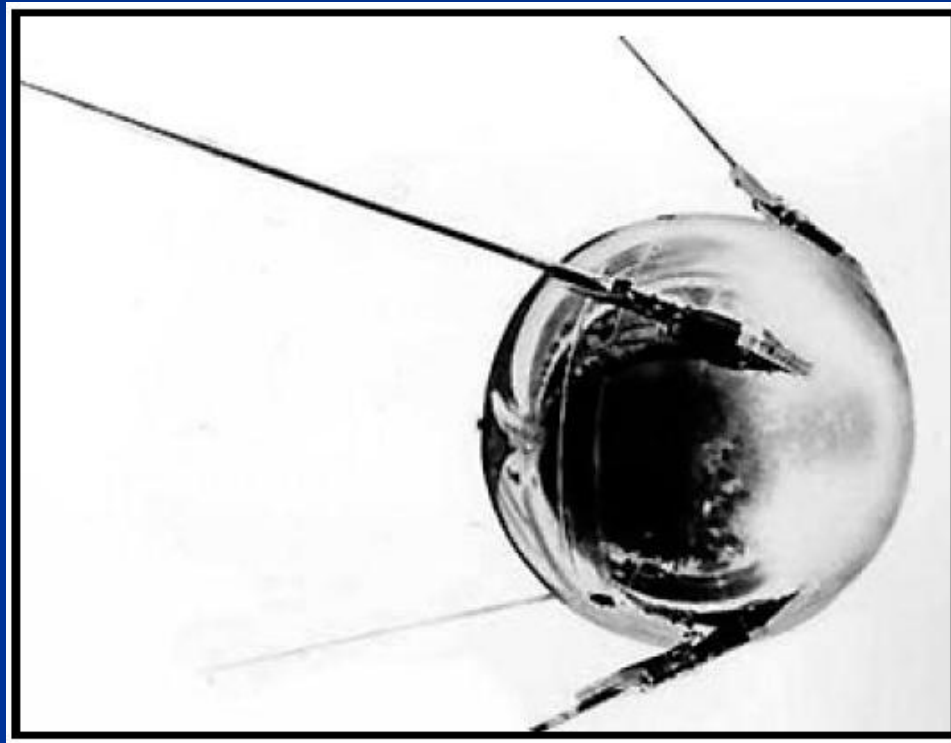
Stensat - 233 грамма

Статистика запусков всех типов МКА в мире с 1996 по 2001 г. [7]

Годы	Одиночные пуски (шт. МКА)	Групповые пуски (шт. МКА) ⁵	Дополнитель- ная нагрузка (шт. МКА)	Всего
1996	4	8	5	17
1997	7	64	2	73
1998	4	70	4	78
1999	5	58	6	69
2000	6	25	6	37
2001	5	4	2	11
Итого:	31	229	25	285

Примеры микроспутников

Первый советский искусственный спутник Земли (4.10.1957)



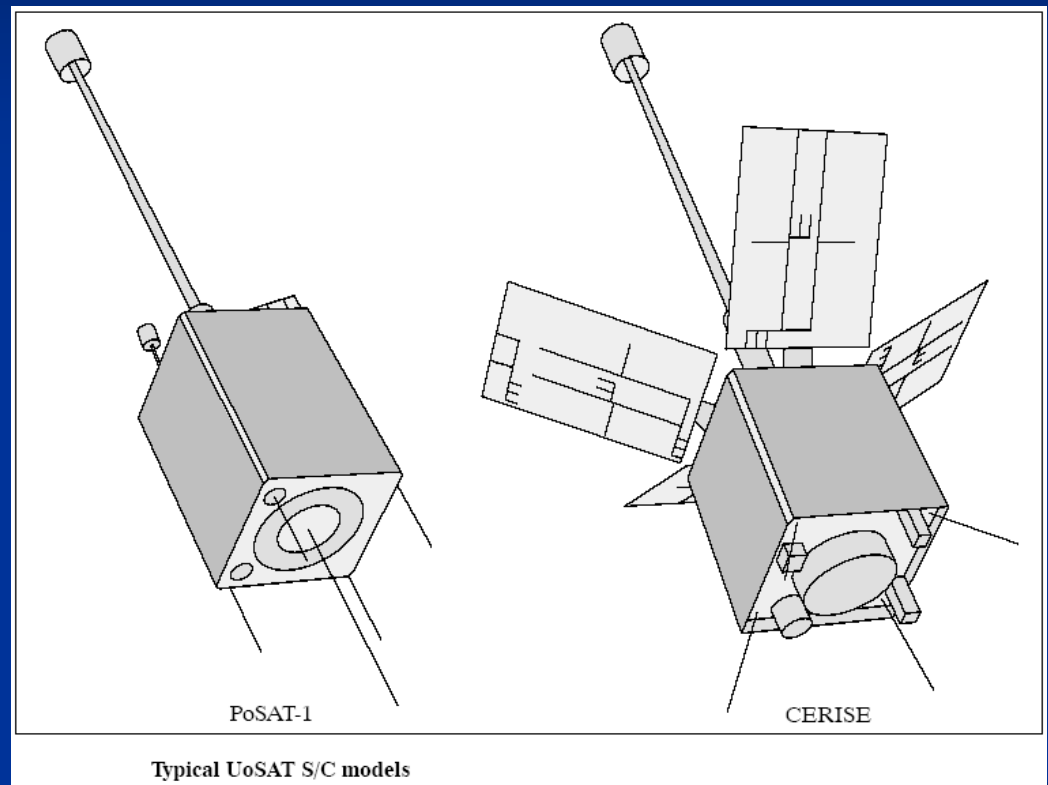
“Предтеча” наноспутников

- В марте 1965 советский космонавт Алексей Леонов впервые в мире вышел в открытый космос из корабля *Восход-2* и отбросил защитную крышку от фотокамеры
- Признаки наноспутника у крышки:
 - вес около 1 кг
 - попутный запуск
 - научный эксперимент без дополнительного финансирования



UoSat Series

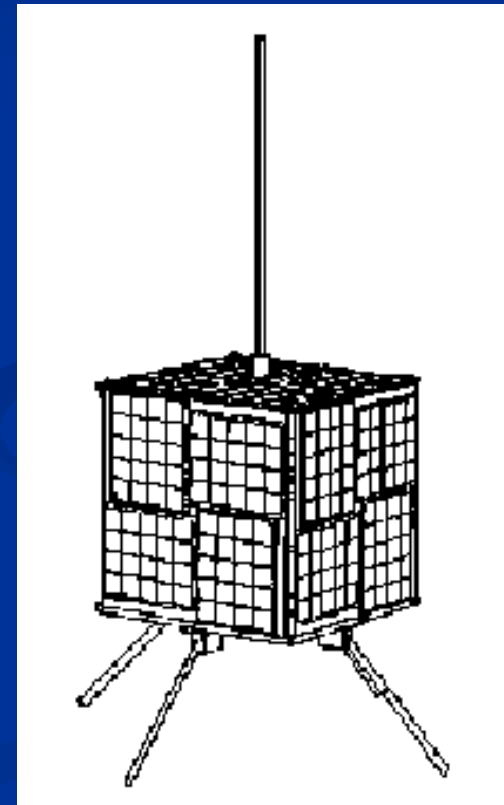
- Микроспутник UoSat-1 был создан in the Center of Satellite Engineering at the University of Surrey in Guilford, UK в 1981 году
- Масса спутника – 50 кг.
- Инициатор работ и бессменный технический директор – Sir Martin Sweeting
- Сейчас – это всемирно известная компания Surrey Satellite Technology Limited. Выведено на орбиту 25 спутников



Mission	Year	Launch	Platform	Programme
BEIJING-1	2005	Cosmos	Bespoke	Turnkey
TopSat	2005	Cosmos	Bespoke	Turnkey
UK-DMC	2003	Cosmos	MicroSat-100	Turnkey
NigeriaSat-1	2003	Cosmos	MicroSat-100	Knowhow Transfer
BILSAT-1	2003	Cosmos	MicroSat-100	Knowhow Transfer
AISAT-1	2002	Cosmos	MicroSat-100	Knowhow Transfer
PICOSat	2001	Athena	MicroSat-70	Turnkey
Tsinghua-1	2000	Cosmos	MicroSat-70	Knowhow Transfer
SNAP-1	2000	Cosmos	SNAP nanosat	R&D
TiungSat-1	2000	Dnepr	MicroSat-70	Knowhow Transfer
UoSAT-12	1999	Dnepr	MiniSat-400	R&D
Clementine	1999	Ariane	MicroSat-70	Turnkey
FASat-B	1998	Zenit	MicroSat-70	Knowhow Transfer
Thai-Paht	1998	Zenit	MicroSat-70	Knowhow Transfer
CERISE	1995	Ariane	MicroSat-70	Turnkey
FASat-A	1995	Tsyklon	MicroSat-70	Knowhow Transfer
HealthSat-2	1993	Ariane	MicroSat-70	Turnkey
PoSAT-1	1993	Ariane	MicroSat-70	Knowhow Transfer
KITSAT-1	1992	Ariane	MicroSat-70	Knowhow Transfer
S80/T	1992	Ariane	MicroSat-70	Turnkey
UoSAT-5	1991	Ariane	MicroSat-70	R&D
UoSAT-3	1990	Ariane	MicroSat-70	R&D
UoSAT-4	1990	Ariane	MicroSat-70	R&D
UoSAT-2	1984	Delta	microsat	R&D
UoSAT-1	1981	Delta	microsat	R&D

Радиолюбительский наноспутник

- AMSAT-OSCAR-16 Catalog Number: 20439
- DOVE-OSCAR-17 Catalog Number: 20440
- WEBERSAT-OSCAR-18 Catalog Number: 20441
- LUSAT-OSCAR-19 Catalog Number: 20442
- Launch: 22 February, 1990
Period: 100.8 Minutes
Orbit: Polar LEO (Low Earth Orbit)
Altitude: 800 km (497 miles)
Size: 23 cm square (9 inches)
Weight: 9 Kg
Passive magnetic attitude control system



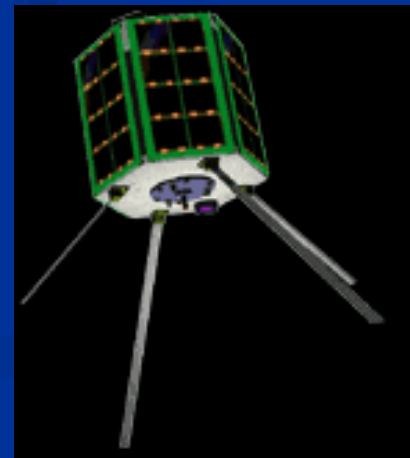
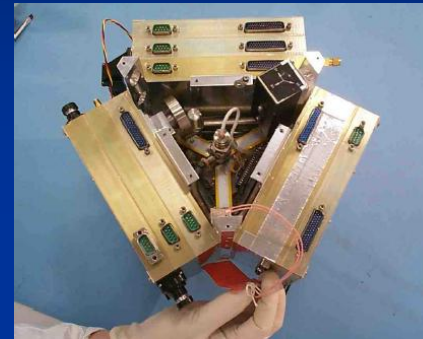
Surrey Nanosatellite Application Platform -1 (2000)

Applications

- Remote inspection of spacecraft
- Low cost 'test beds'
- Simultaneous, multipoint sensing for space science and EO
- Distributed sensors to create larger 'virtual' instruments
- Communications and remote sensing constellations

Spacecraft

- 8.5 kg platform and separation system; 3 kg payload
- Expandable structure
- 400 - 1400km orbit altitude
- On-board propulsion and GPS
- Compatible with Ariane 4, Cyclone, Delta, Athena, Taurus, Zenit etc.
- Design life of 1 year or more
- Open architecture



Platform and Payload Specifications

Mission Timeline	Contract to Launch Readiness	SNAP-1 was shipped within 9 months
	Design Life	Typically one year design life with an extended life expectancy.
	Lifetime	Mission dependent, SSTL buses have operated for over 10 years
Physical	Dimensions (stowed)	height 330 mm; diameter 330 mm
	Deployed antennas	330 x 450 x 500 mm
	Mass	6 kg to 12 kg
	Example : SNAP-1 Mass	6.6 kg spacecraft alone, and 8.3 kg total launched load
	Expandable structure	Baseline platform configuration: nine modules Expandable through stacking up to three platforms
Radio Frequency	S-band downlink	Bit rate: 38.4 kbps nominal; 76.8 kbps max. Selectable via TTC Modulation scheme: BPSK & QPSK. Selectable via TTC Convolutional encoding on QPSK
	VHF uplink	Bit rate: 9.6 kbps Modulation scheme: FSK
	On-Board Computer	Strong Arm SA1100 RISC Processor clock : 220 MHz
On-Board Computer	Microprocessor	
	Memory	2 MByte FLASH memory (Firmware) 4 MByte double bit per byte correcting Error Detection and Correction (EDAC). WATCHDOG Timer
	On Board Data Handling	Asynchronous uplink (9.6kbps) / downlink (76.8 or 38.4 kbps selectable) Synchronous downlink programmable from 2.4 kbps to 3.6 Mbps; synchronous uplink programmable from 2.4 kbps 2.4 Mbps
ADCS	Stabilization method	3 axis stabilisation
	ADCS hardware	Momentum wheel; magnetorquers in 3 axes; 3-axis magnetometer
	GPS receiver accuracy	Better than 15 metres
	Software	Attitude estimation using a Kalman filter
	Propulsion	Liquefied Gas Propulsion System: Ammonia (<5 ms ⁻¹) or Butane (<3 ms ⁻¹)
Power	Solar Panels	SNAP-1 configuration: four body mounted panels of 6.5 W each. Higher power alternatives available.
	Peak Power	SNAP-1 configuration: 4 W orbit average, 9.1 W peak power
	Battery	6 cell 1.4 Ah NiCd battery (nominally 7.2 V to 9 V); 45Whr/kg
	Power Module	Four Battery Charge Regulators, one per panel, suitable for use with NiCd and Li-ion cells. Power conditioning. Commandable low-loss power distribution switches
Navigation	GPS (Option)	Nominally 15 m lateral accuracy using SGR-05 receiver
Operations Scheduling	On board clock	Accuracy: ±1 s; or via SGR-05
Payload Accommodation	Tray Module	Up to three tray modules (Eurocard size area available for PCBs) The propulsion system located inside of the stacks can be replaced by a payload. This volume is defined by an equilateral triangular with a base width of 150 mm and height of 110 mm
	External Surfaces	250x220mm
Payload Data Interface	TT&C Network:	1 Mbps Controller Area Network
Power Supply	Available lines	+8 V unregulated (from battery), +5 V regulated supply

Artemis Project

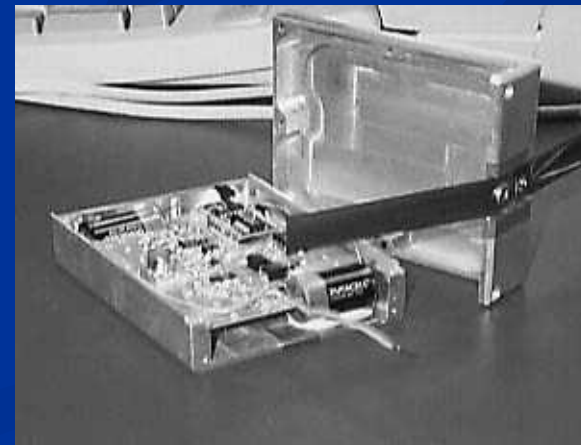
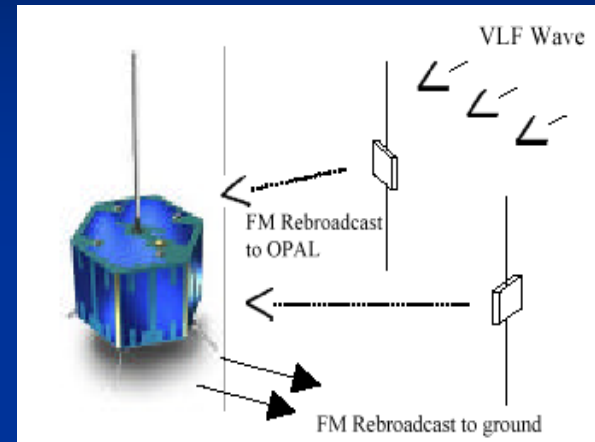
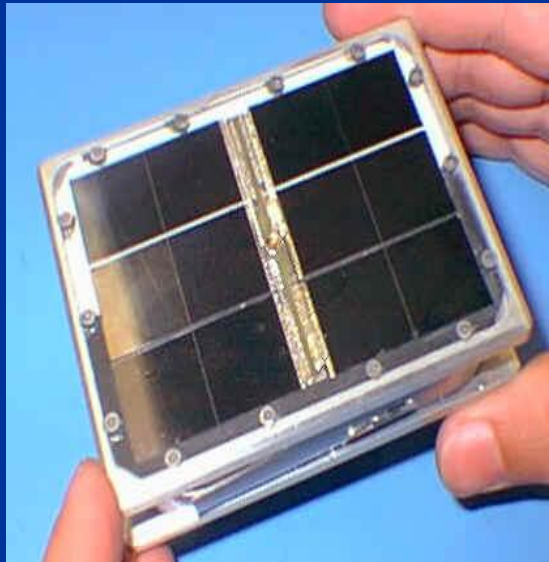
- Команда аспиранток из Santa Clara University (CA) разработала 7 пикоспутников для запуска из Stanford University's OPAL (Orbiting Picosatellite Automatic Launcher)



The Artemis Team (back row, left to right) Amy Slaughterbeck, Dina Hadi, Shannon Lyons; (front row, left to right) Theresa Kuhlman, Adelia Valdez, Maureen Breiling, Corina Hu

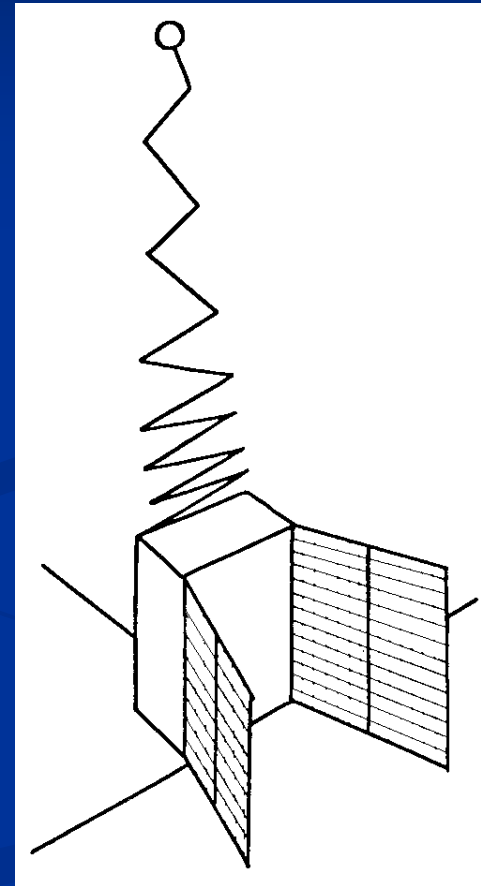
Artemis picosatellite for OPAL

- Orbiting Picosatellite Automatic Launcher (OPAL) несет в себе три пикоспутника



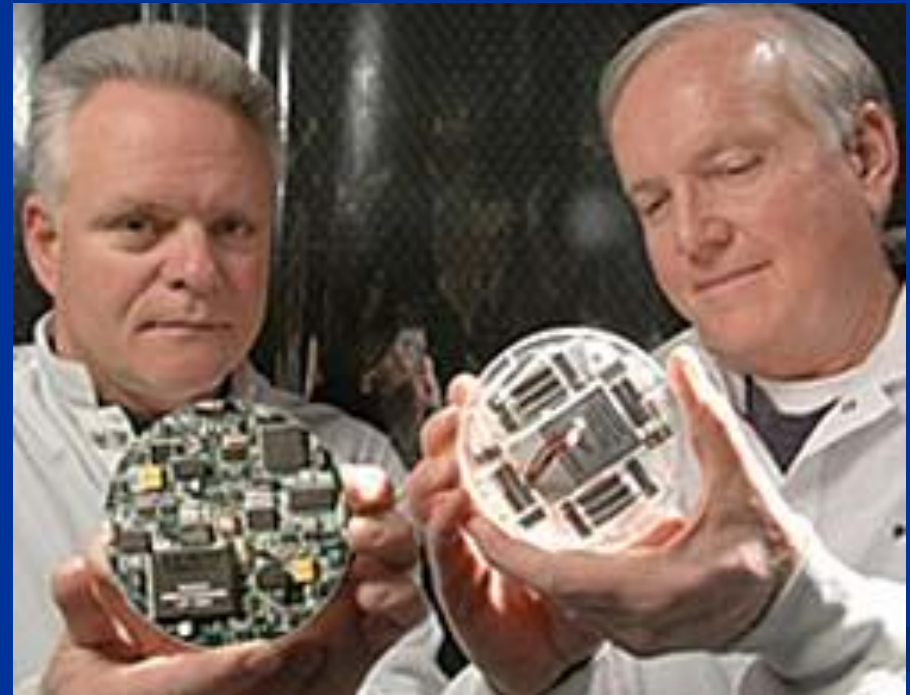
Отечественные микроспутники

- Микроспутник *Искра-5* разработки МАИ выведен на орбиту в 1983г. совместно с основным спутником *Метеор-Природа*
- Масса спутника – около 50 кг. Гравитационная система ориентации со сферическим магнитным демпфером. Длина штанги – 12 м



Glass Satellites

- Первый *стеклянный* спутник-демонстратор (корпорация Aerospace, US, декабрь 2004г.) содержит семь шаблонных пластин и монтажную плату с электроникой навигации и связи. Диаметр спутника - 10 см, а толщина — менее 1.3 см. Вес вместе с топливом на борту, составляет всего 330 граммов



University of Tokyo's Ongoing Student-Lead Pico-Satellite Projects

Our first satellite is called “CubeSat XI” [sai], which weighs 1kg and is a cube 10cm on a side. Its fourth model, “CubeSat XI-IV” [sai-four] was launched as one of the world's first CubeSats on June 30, 2003 from Plesetsk Cosmodrome, Russia.

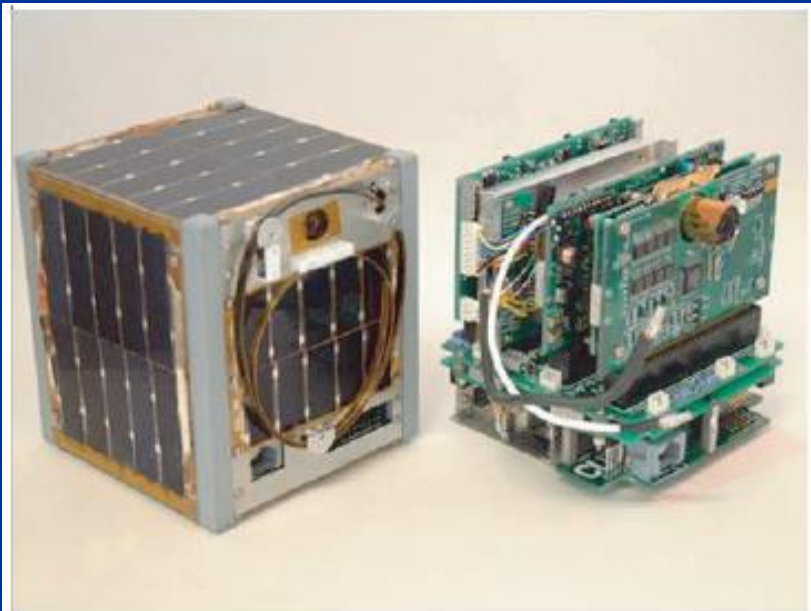


Fig. 1: Outside and inside of XI-IV

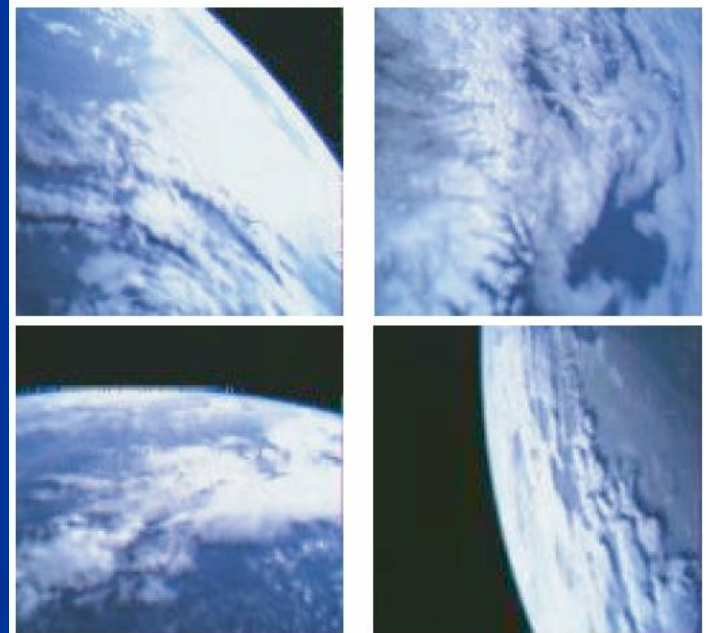


Fig. 4: Images taken by XI-IV

PRISM

The code name of the satellite is “PRISM”, which stands for “**P**ico-satellite for **R**emote-sensing and **I**nnovative **S**pace **M**issions”.

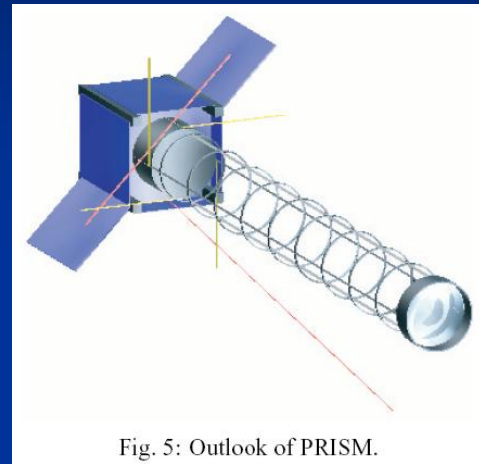
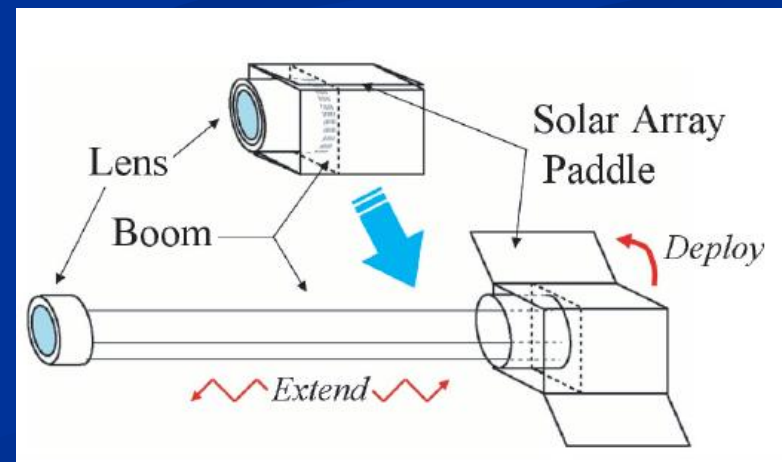


Fig. 5: Outlook of PRISM.



PRISM Details

PRISM is a 17cm×17cm×25cm cuboid, and the mass will be less than 5kg.

PRISM aims to demonstrate remote sensing of ground resolution of 10~30 meters per pixel with total satellite mass of 3~5kg, and it turns out to be highly innovative if we realize this level of resolution with a pico-sized satellite.

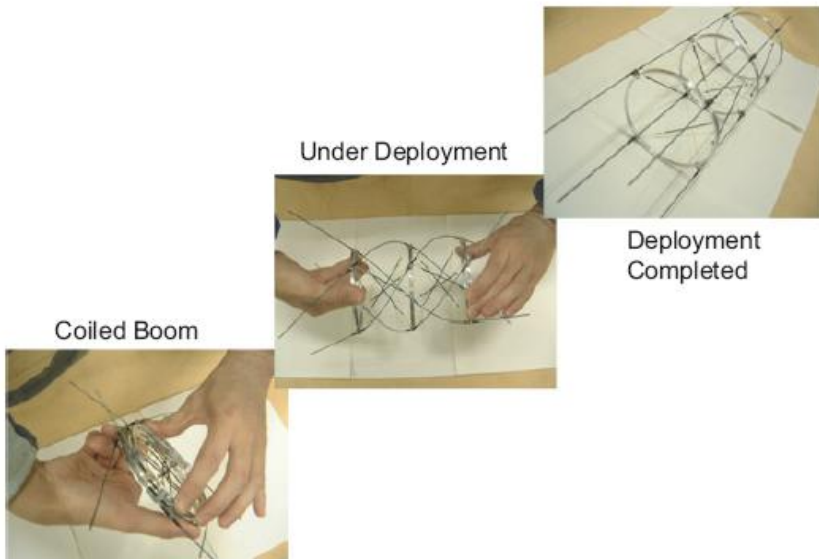
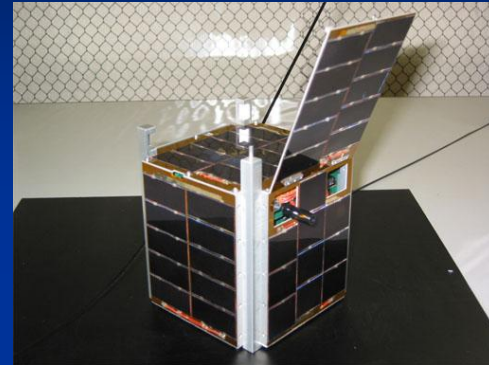


Fig. 16: Boom Deployment.

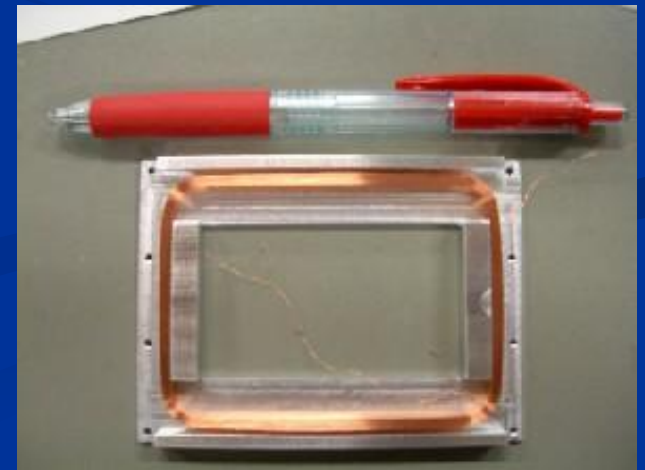
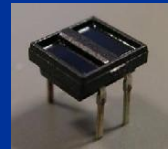
CUTEs

- CUTE-1, 20cm x 10cm x 10cm,
1 kg
launched in 2003
- CUTE-1.7+APD, 20cm x 10cm x
10cm
developed and built by the second
generation of students of the [Tokyo
Institute of Technology, Matunaga
Laboratory for Space System \(LSS\)](#),
launched on 21.02.2006
Status report: “On our visible
pass 2006/4/11 7:00 and 8:00UTC,
we verified Cute-1.7 has been
transmitting continuous carrier
wave and could not control the
satellite.
We think that onboard receiver
seems to be not work.”



Cute-1.7 + APD Project - ADCS

- Gyro Sensor (ADXRS150),
 $7.0 \times 7.0 \times 3.0$ [mm],
 ± 150 [deg/s]
- Magnetic Sensor
(HMR2300), ± 2 [gauss],
 $75 \times 30 \times 7.0$ [mm]
- Sun Sensor (S6560) ± 50 [deg],
 $6.0 \times 6.0 \times 2.5$ [mm]
- MTQ (Magnetic Torquer),
 $58.5 \times 78.3 \times 5$ [mm], 10[mA],
540[Ω], 46.3[mW], 0.045[A
• m²]



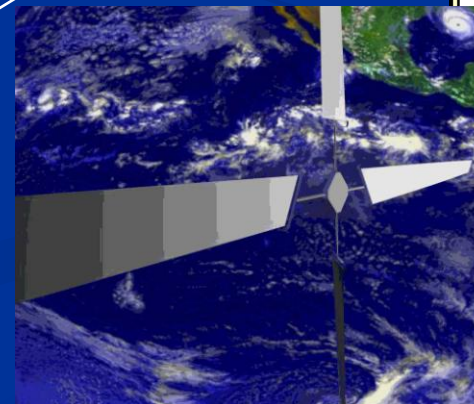
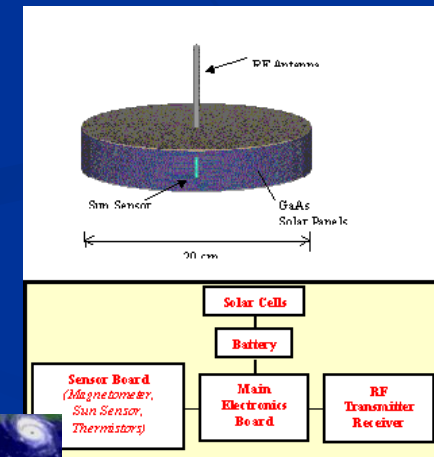
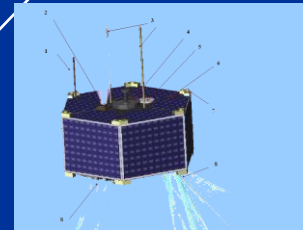
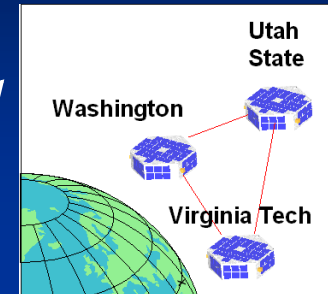
Примеры космических проектов с использованием микроспутников

Типы миссий

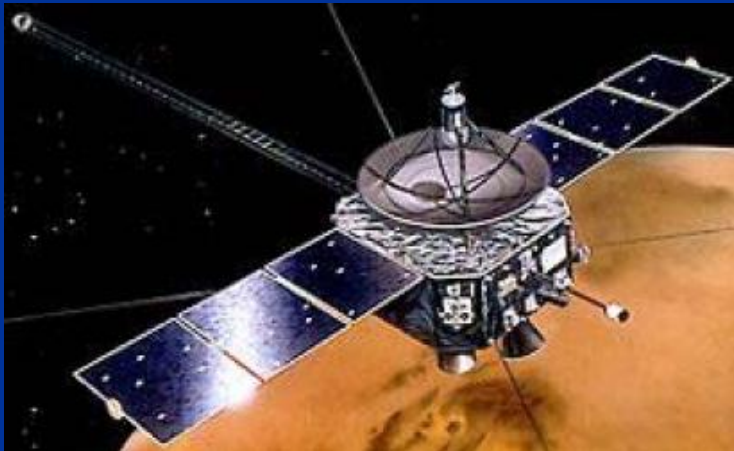
- **Одиночный полет** — один спутник
- **Созвездие (Constellation mission)** — группа спутников, летящих по отдельным орбитам, объединенные единой задачей, но управляемые раздельно. Движение происходит по разным орбитам или по одной, но со сдвигом по времени
- **Групповой полет (Formation Flying mission)** — группа спутников, объединенных одной задачей и осуществляющих полет на близком друг от друга расстоянии. Реализуется управление взаимным положением спутников.

University Nanosatellite Program

- С 1998 по 1999 UNP выбрала 10 американских университетов для разработки наноспутников университетского класса с предоставлением средств запуска
- Выбраны для реализации:
 - Ionospheric Observation Nanosatellite – Formation (3 спутника)
 - Three Corner Satellites
 - Electromagnetic Radiation and Lighting Detection (2 спутника)
 - Constellation Pathfinder Mission
 - Solar Blade Heliogyro Nanosatellite



Japanese first Mars explorer NOZOMI,



- 1998-2003
- the total mass budgeted for the science instruments is 33 kg
- the total mass of Nozomi at launch including 282 kg of propellant was 540 kg

Траектория полета к Марсу

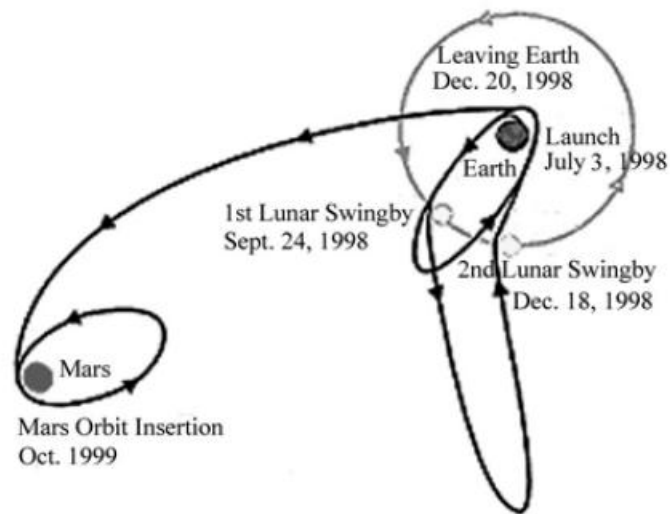


Fig.3: Original orbit plan

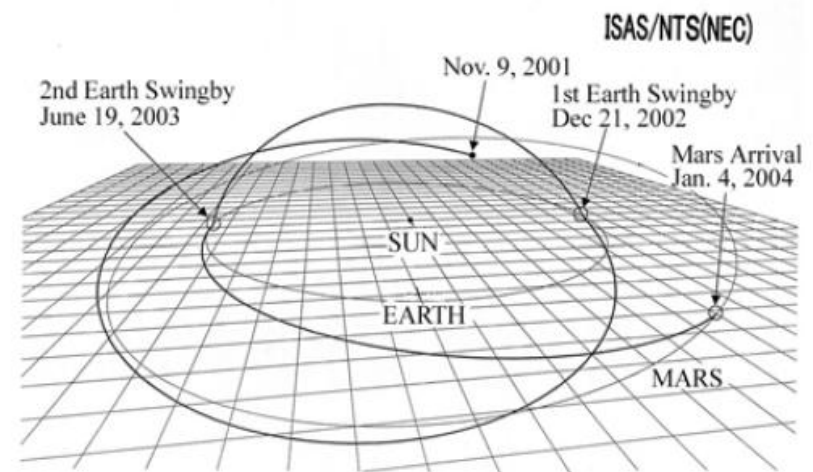


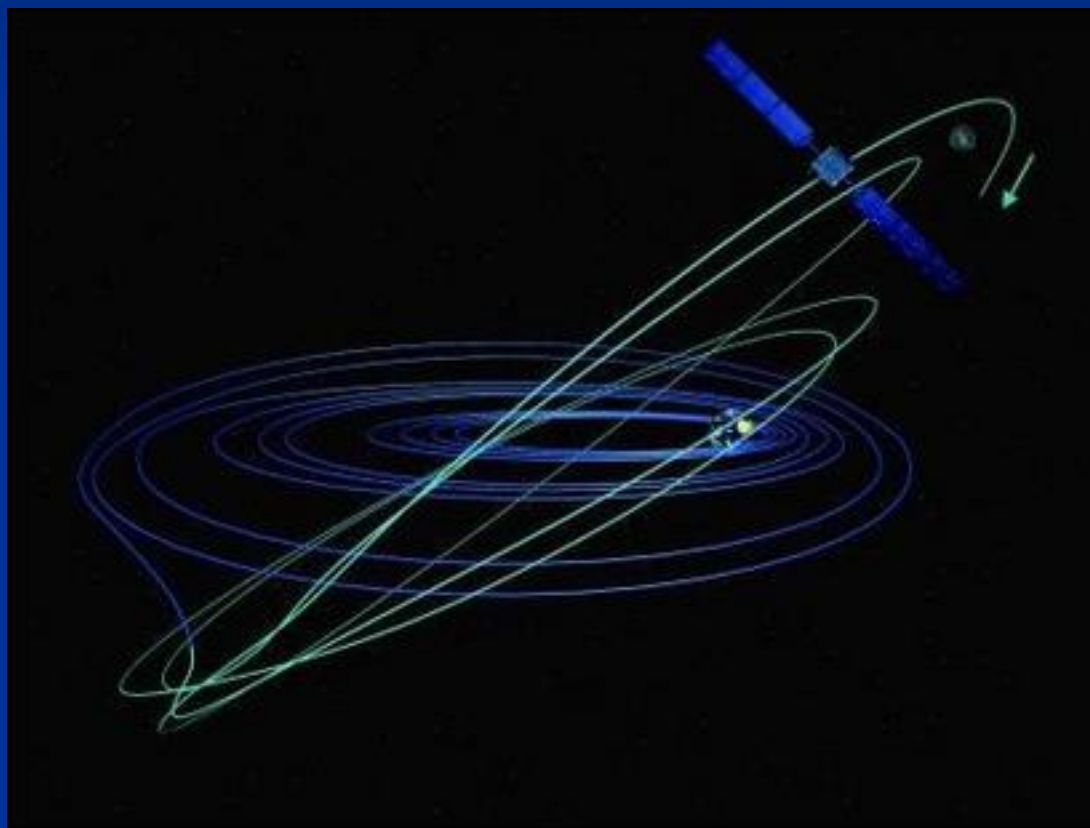
Fig.4: New orbit plan

SMART-1



- ESA
- 27.09.2003-27.01.2005
- 370 кг (из них 83 кг ксенона — топливо для ионного двигателя малой тяги)
- Стоимость миссии \$85 млн
- Thrust = 70mN
- Specific Impulse >1600s
- Discharge Voltage = 350V
- Discharge Current = 4.28A
- Lifetime = 7000h

Траектория движения к Луне



Пример FF-миссии

- Ionospheric Observation
Nanosatellite –
Formation (3 спутника)
Utah State University +
University of Washington
+ Virginia Polytechnic
Institute
2004



Область наших интересов

Необходимость решения триединой задачи, объединяющей:

- Область наших персональных научных интересов
- Новизну и интерес для процесса обучения
- Источник финансовой поддержки

Наш выбор

- Исследование динамики сложных механических систем
- Выбор и разработка методов исследования таких систем
 - Аналитические
 - Численные
 - Лабораторные полунатурные
 - Натурные испытания

Чуть-чуть истории

- 50 - 60-е годы: первые ИСЗ (83 кг и 8 кг), система ориентации отсутствует
- 60-е годы: спутники типа TRANSIT, ЭЛЕКТРО, AZUR, ESRO-1A, -1B, пассивные системы ориентации
- 70-е годы: EXOS-A, OSCAR-8, MAGION-1
- 80-е годы: UoSat-1, ИСКРА-5, MAGIONs
- 90-е годы: UoSats, СТАРТ-1, BADR-1, ASTRID, PoSat, BremSat, TUBSat
- 3-е тысячелетие: программа НАСА поддержки 46-ти университетов США, REFLECTOR, проекты малых спутников Италии, Тайваня, Чили, Малазии, Франции, Великобритании, Германии, ЮАР, Аргентины, Пакистана, Швеции, Дании, России – пассивные и активные системы ориентации

Дилемма

- **ЗА** - Малые спутники - это эффективный “subj” для обучения студентов современным технологиям
- **ПРОТИВ** - Физтех - не инженерный ВУЗ и подходящая материальная база для самостоятельного создания и вывода на орбиту малых спутников отсутствует, тем более, она отсутствует в Институте прикладной математики

Пути разрешения дилеммы

- Участие в фундаментальных проектах при поддержке РФФИ, Программы поддержки научных школ РФ (постановки задач, разработка моделей, математическое моделирование)
- Участие в технологических проектах при поддержке Агентства по науке и инновациям РФ (математическое моделирование, разработка и ассемблирование прототипов элементов систем ориентации, разработка и изготовление лабораторного оборудования, лабораторные испытания прототипов)
- Участие в прикладных проектах, в рамках которых мы отвечаем за идеологию и математическое моделирование системы, алгоритмы управления, а промышленность (Российская или зарубежная) – разрабатывает, изготавливает систему и/или спутник, а затем и выводит его на орбиту

Системы ориентации и их верификация в лабораторных условиях

Approaches to orient a satellite in given angular position (*active*)

■ Functional scheme

- sensors
- algorithms of attitude determination
- algorithms of control
- controllers
- actuators

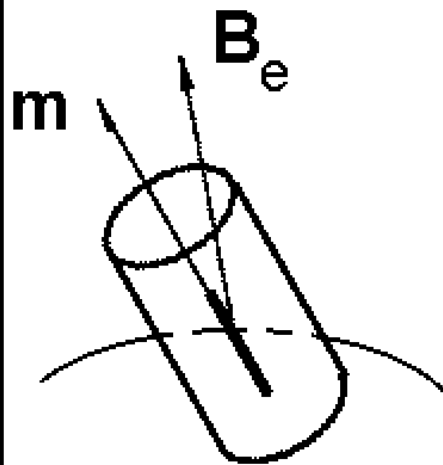
■ Requirements

- hardware (sensors, on-board computer, actuators)
- software (algorithms of attitude determination and control)
- power source

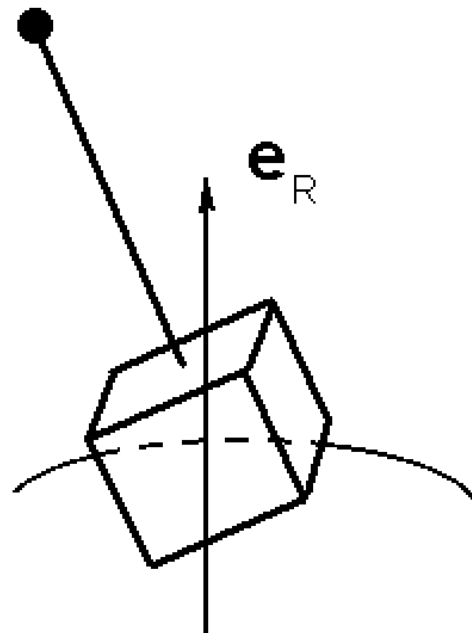
Restoring torque development

Restoring Torque

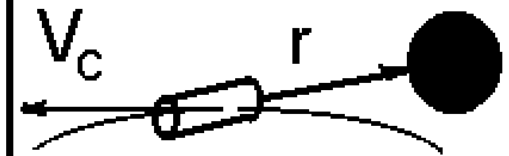
Magnetic



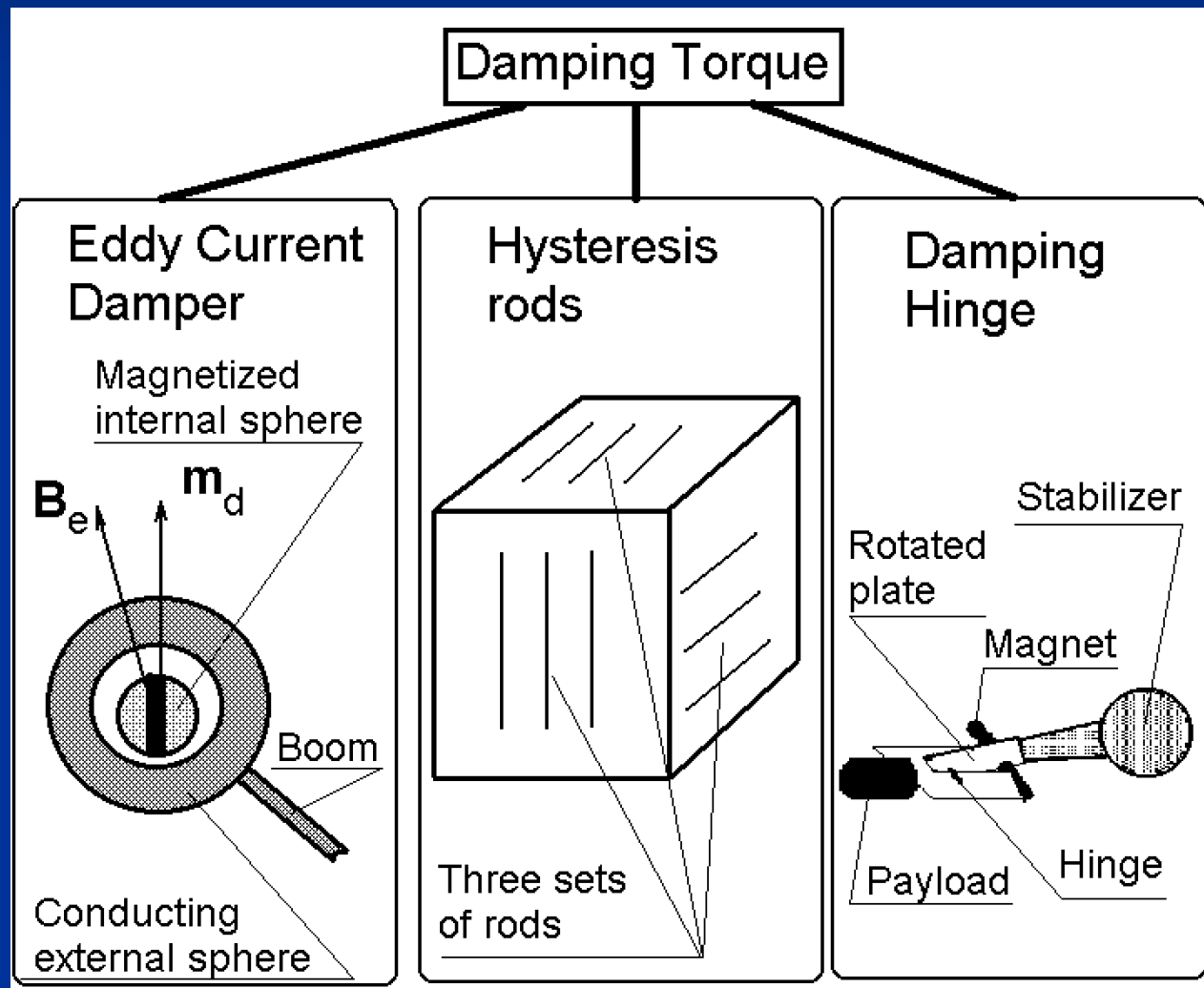
Gravity-Gradient



Aerodynamic

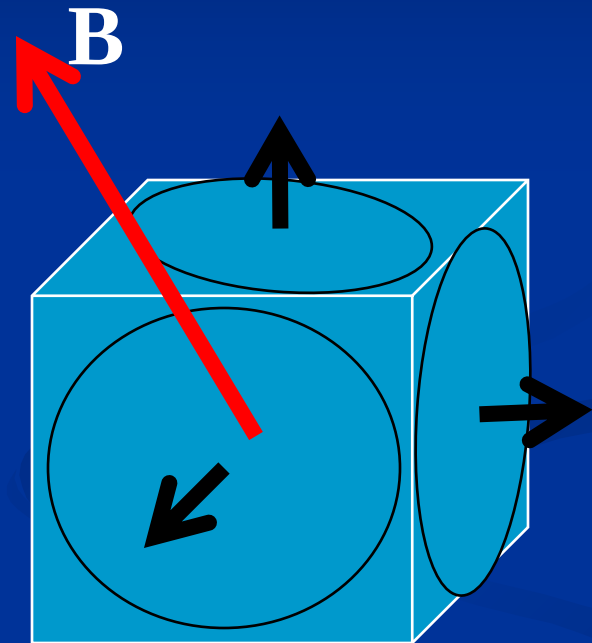


Damping torque development

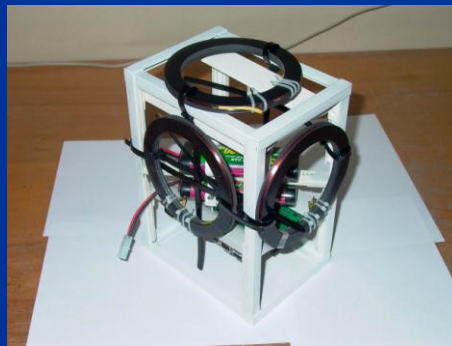


Three-axis ACS with magnetic torques

- Allows to provide a satellite with three-axis arbitrary orientation mode
- Several degrees accuracy (mostly depends on Geomagnetic field model precision)

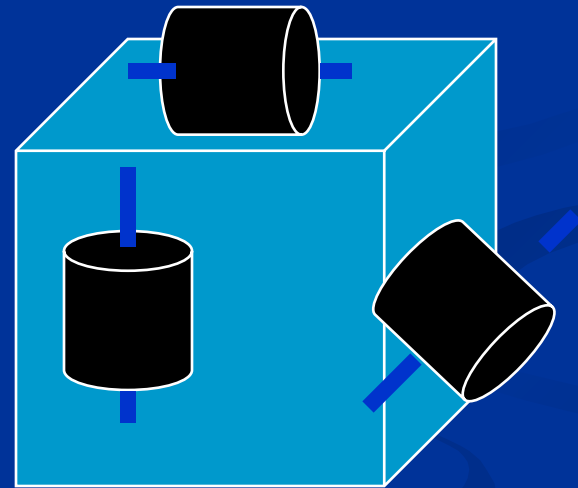


Лабораторный стенд, создаваемый в ИПМ им.М.В.Келдыша РАН



Three-axis ACS with fly-wheels

- Allows to provide a satellite with three-axis arbitrary orientation mode
- Several tens of angular minutes accuracy

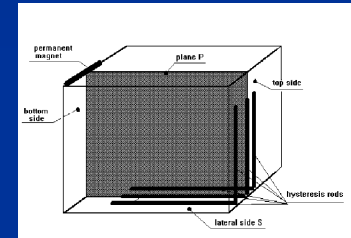
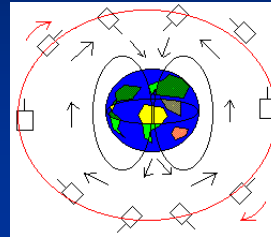


Этапы решения задачи

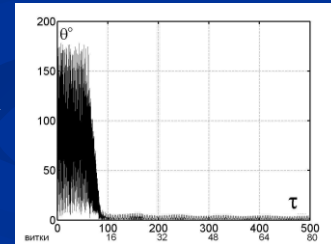
- Идея, формализация, постановка
- Выбор методов исследования (обычно: аналитика, компьютер; реже: полунатурное лабораторное моделирование; еще реже: летные испытания и обработка результатов — последнее — *это кайф*)
- Исследование динамики, разработка алгоритмов, макетная реализация
- Испытания на лабораторном стенде
- Реализация (совместно с промышленностью)

Пример

- Исследование заряженных частиц
- Ориентация по магнитному полю
- Пассивная система ориентации
- Аналитика
- Численное исследование
- Испытания на стенде
- Запуск на орбиту



$$I_y \frac{d\omega}{dt} = -\frac{1}{2\pi} \left(\int H dB \right)_{aver}$$



Примеры проектов малых спутников, подлежащие нашему рассмотрению

- Российский (по заказу США) наноспутник REFLECTOR с пассивной гравитационной системой ориентации
- Шведский (с участием США и России) наноспутник MUNIN с пассивной магнитной системой ориентации
- Пакистанский микроспутник BADR-B с полуактивной гравитационной системой ориентации
- Первый российский наноспутник ТНС-0 с магнитной системой ориентации

Small satellite ACS analyzed and developed by the Russian Partner



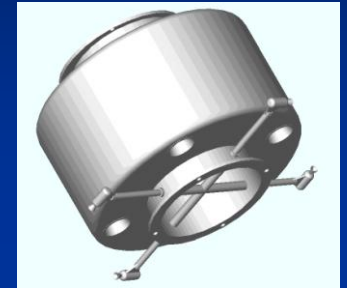
Pakistanean (SUPARCO) 45-kg microsatellite *BADR-B* (10.12.2001)



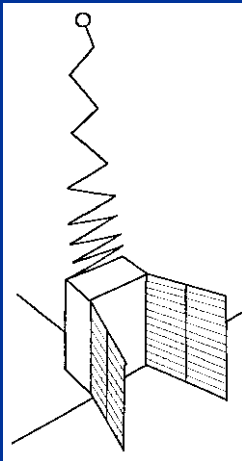
Russian (RNII KP) 4-kg nanosatellite *TNS-0* (2005)



Russian (NII PP) 7-kg nanosatellite *REFLECTOR* (10.12.2001)



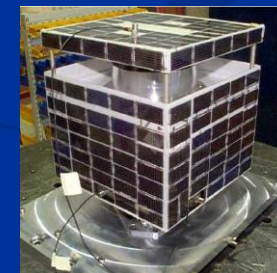
Russian (Arsenal Enterprise) 20-kg space booster *Tor*



Russian (MAI) 50-kg microsatellite *ISKR-A-5* (1983)



Russian (RNII KP) 7-kg nanosatellite *TNS-1* (2007)

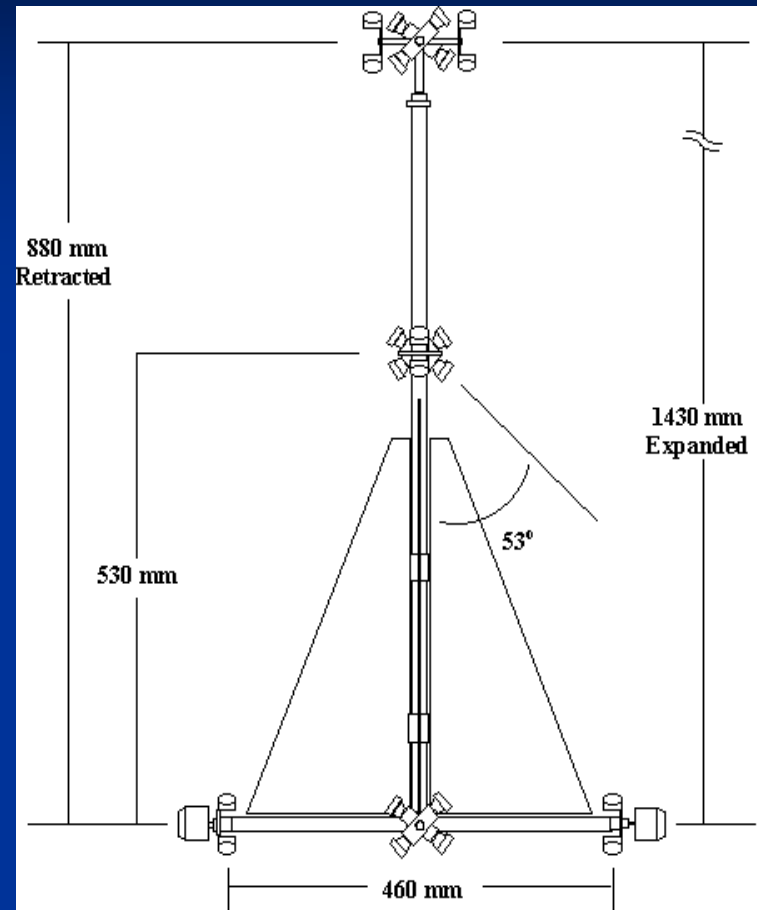


Swedish (IRF) 6-kg nanosatellite *MUNIN* (21.11.2000)

Наша команда

- Профессор – 2
- Доцент -1
- Мнс – 4
- Аспирант – 3
- Студент (6-й курс) – 2
- Студент (5-й курс) – 2
- Студент (4-й курс) – 4
- Студент (3-й курс) – 2

Наноспутник *REFLECTOR*



Назначение: *общее* - спутник-мишень для юстировки и калибровки телескопов с лазерной подсветкой, *специальное для нас* – обеспечение трехосной ориентации полностью пассивного объекта с последующим определением фактического углового движения при полном отсутствии датчиков ориентации

Описание наноспутника *REFLECTOR*



- масса — 7.72 кг
- трехосная пассивная гравитационная СО
- штанга + 4 доп. груза + 18 гистерезисных стержней
- 32 ретрорефлектора
- выведен на орбиту 10 декабря 2001г. р/н Зенит-2 совместно с КА Метеор-3М на солнечно-синхронную орбиту ($h=1018$ км, $i=98$ град)
- Разработчик спутника — Научно-исследовательский институт прецизионного приборостроения, системы ориентации — Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН

Упрощенные уравнения углового ДВИЖЕНИЯ

$$B\ddot{\alpha} + 3(A - C)\omega_0^2\alpha = 0,$$

$$C\ddot{\beta} - (A - B + C)\omega_0\dot{\gamma} + (B - A)\omega_0^2\beta = 0,$$

$$A\ddot{\gamma} + (A - B + C)\omega_0\dot{\beta} + 4(B - C)\omega_0^2\gamma = 0$$

Линеаризованные в окрестности положения уравнения движения
без учета демпфирующего момента

Прогнозируемое движение спутника

- Аналитическое решение при малых углах с учетом линейной намагниченности гистерезисных стержней



$$\alpha = \frac{\mu_0 V_b \alpha_R H_0^3}{\omega_0^2} \sin^3 i \frac{1}{4B - 3(A - C)} \sin 2u,$$

$$\beta = \frac{\mu_0 V_b \alpha_R H_0^3}{\omega_0^2} \sin i \cos i \frac{2(B - C) \cos i + A(\cos i - 3 \sin i)}{3(B - C)(A + C - B)} \cos u$$

$$\gamma = \frac{\mu_0 V_b \alpha_R H_0^3}{\omega_0^2} \sin i \cos i \frac{3 \sin i - \cos i}{3(B - C)} \sin u.$$

- Численное решение

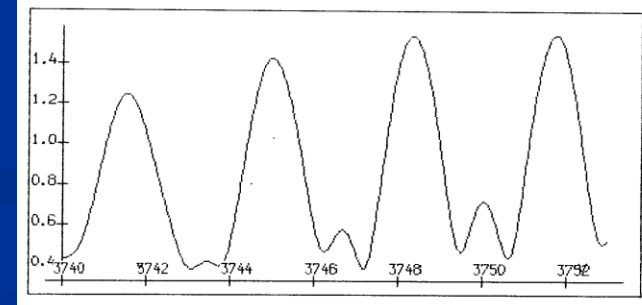
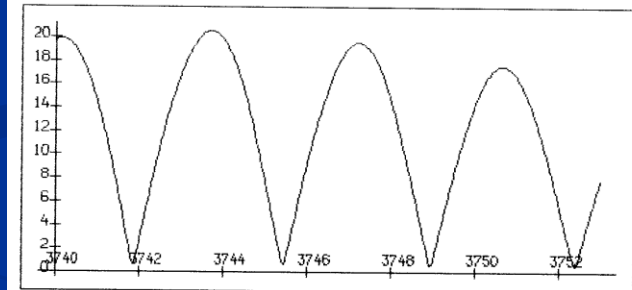
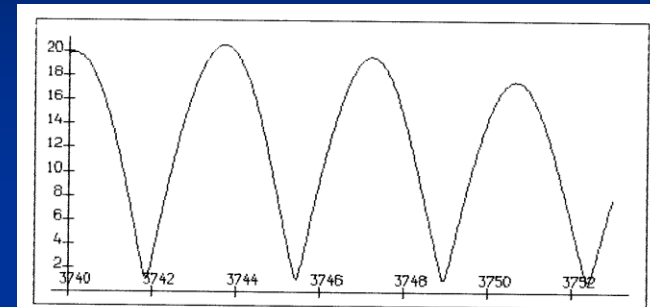
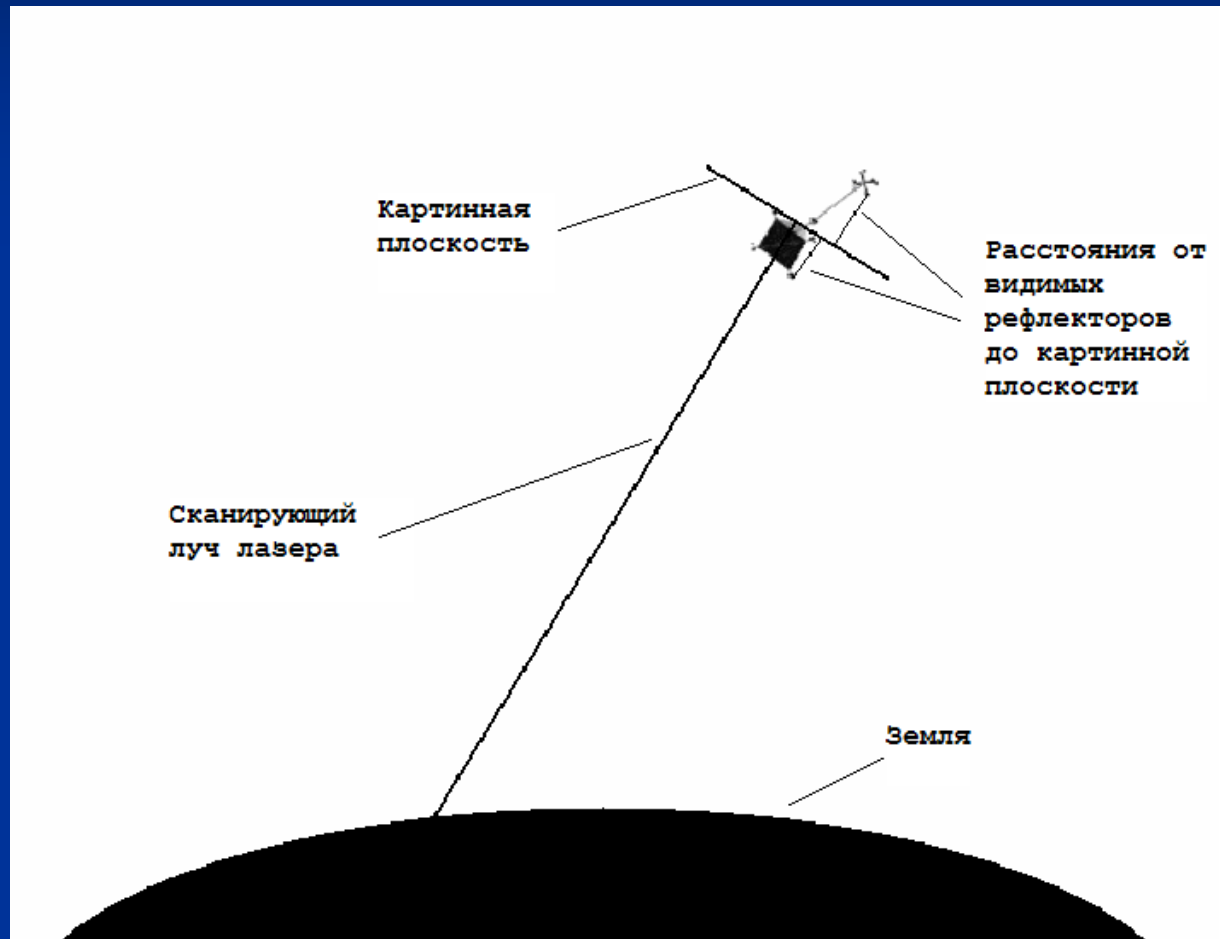
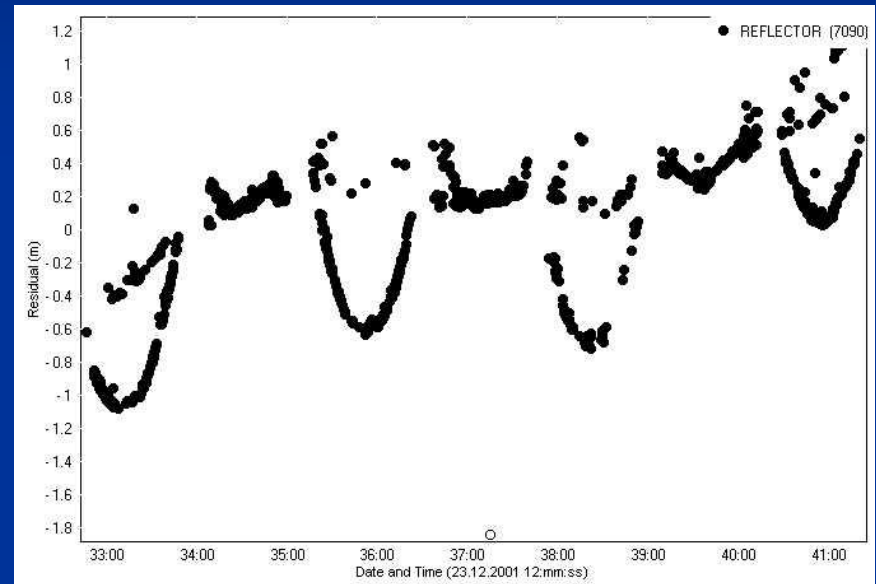
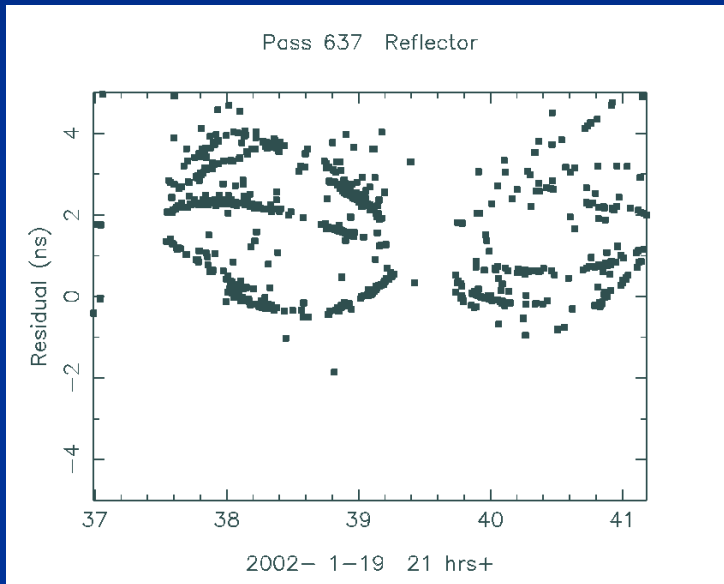


Схема наблюдения за спутником

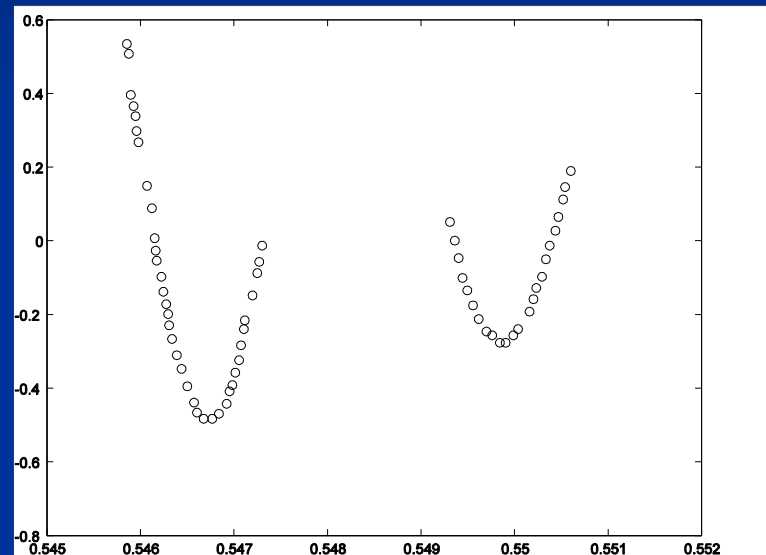
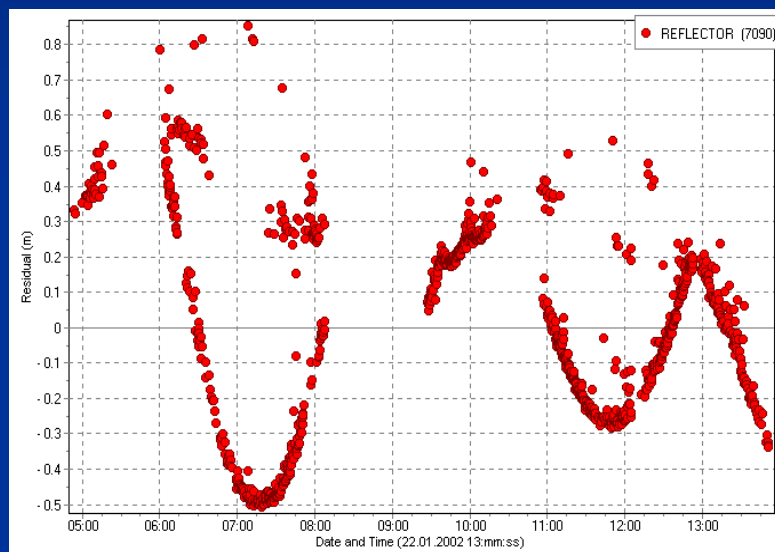


Состав измерительной информации



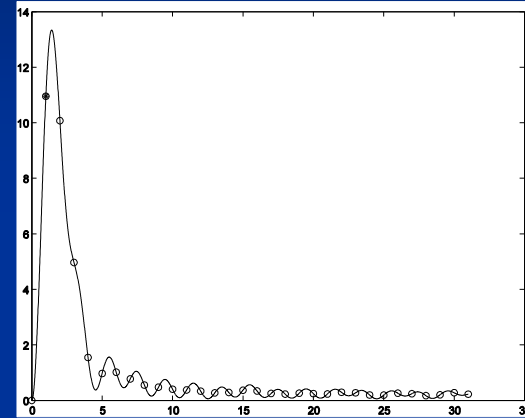
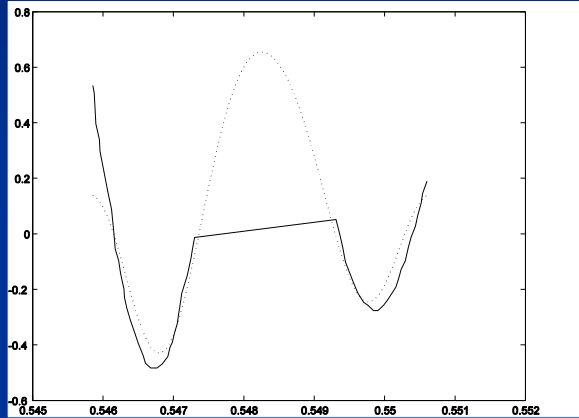
Зависимости расстояний от видимых в момент измерения ретрорефлекторов до картинной плоскости в течение двух сеансов измерений

Обработка измерений с помощью дискретного преобразования Фурье



“Вручную” производится оцифровка графиков с одновременной фильтрацией измерений

Обработка измерений с помощью дискретного преобразования Фурье



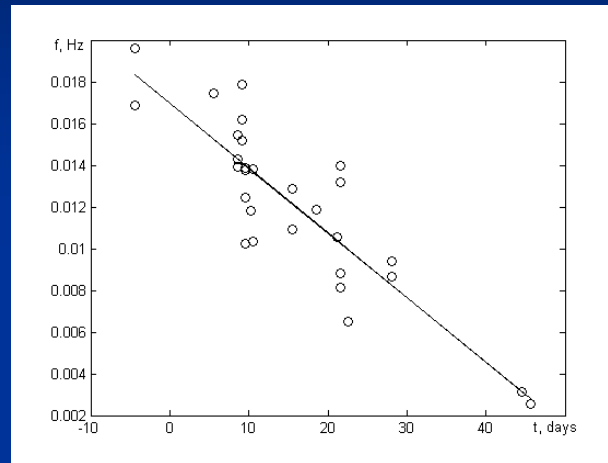
Из файла считываются данные и интерполяцией определяются значения в точках, расположенных на равном расстоянии друг от друга. (Рис. слева - сплошная линия). Далее данные подвергаются дискретному преобразованию Фурье и берется максимум модуля спектра (кружки справа), аппроксимированного по формуле Найквиста-Котельникова (сплошная линия на рисунке справа)

$$h(t) = \Delta \sum_{n=-\infty}^{\infty} h_n \frac{\sin(2\pi f_c(t - n\Delta))}{\pi(t - n\Delta)}$$

Аргументом, при котором достигается максимум, и будет искомая частота. Иногда гармоника, отвечающая за периодическую структуру, не является наиболее интенсивной, поэтому нужно удостовериться, что выделенный максимум принадлежит нужной гармонике. Полученный дискретный спектр обнуляется во всех точках кроме точки, наиболее близкой к максимуму (черный кружок), и подвергается обратному дискретному преобразованию Фурье (пунктир слева).

Результат обработки

Определение скорости прецессии



- Обработка 32 кадров сессий за 50 дней (кружки на рисунке). Линейная интерполяция дает выражение

$$f \approx -3 \cdot 10^{-4} t + 1.7 \cdot 10^{-2} [Hz]$$

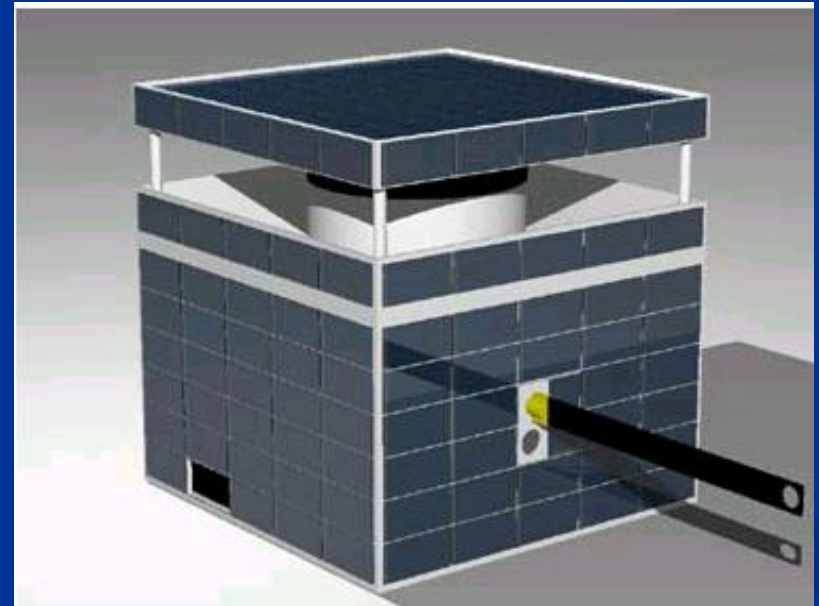
с декрементом затухания $3 \cdot 10^{-4} Hz/day$

- Асимптотическими методами был получен декремент затухания:

$$10^{-3} Hz/day$$

Passive MACS

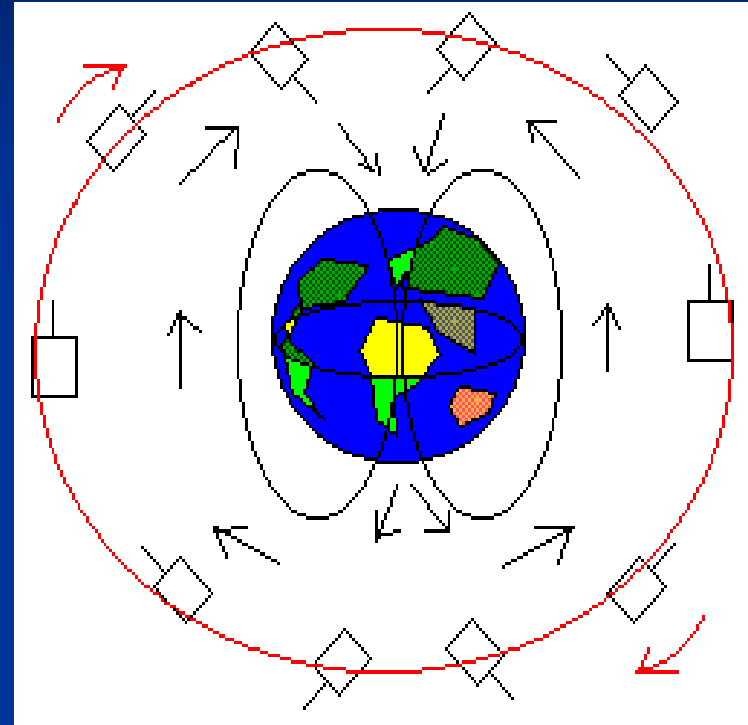
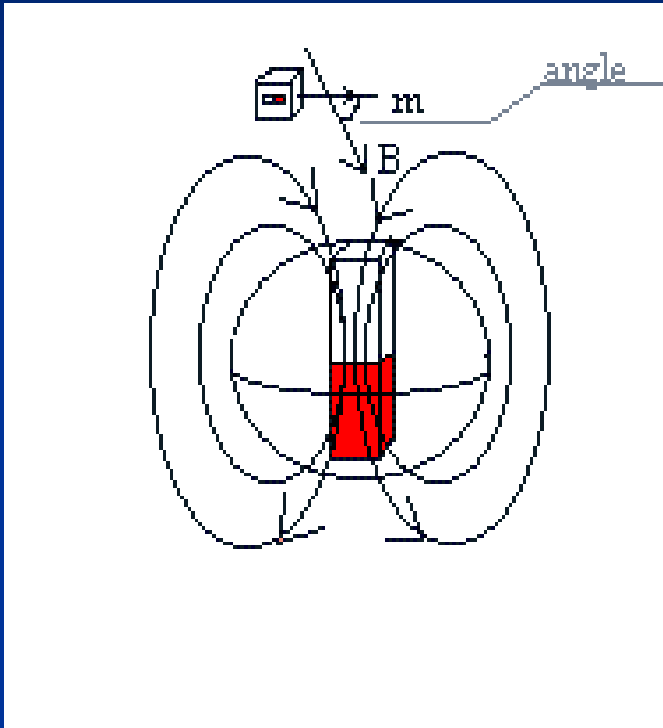
- Swedish scientific nano-satellite MUNIN (launched 21.11.2000 by US Delta-II rocket)
 - 6 kg weight
 - 1900x700 km orbit
 - CCD-camera and partical detectors
 - 10-15 degrs accuracy (required)
 - Passive magnetic ACS
- Keldysh Institute of Applied Mathematics was responsible for development and fabrication of the attitude control system



Problems to be solved

- Determination of parameters of the ACS and fabrication of damper
- Development of attitude determination methods, algorithms and software to use the flight data available
- Flight data processing for interpretation of payload measurements and for the student training

Magnetic Orientation Concept



- Geomagnetic field is similar to the dipole's one
- Behavior of a satellite equipped with a permanent magnet is similar to behavior of the compass needle

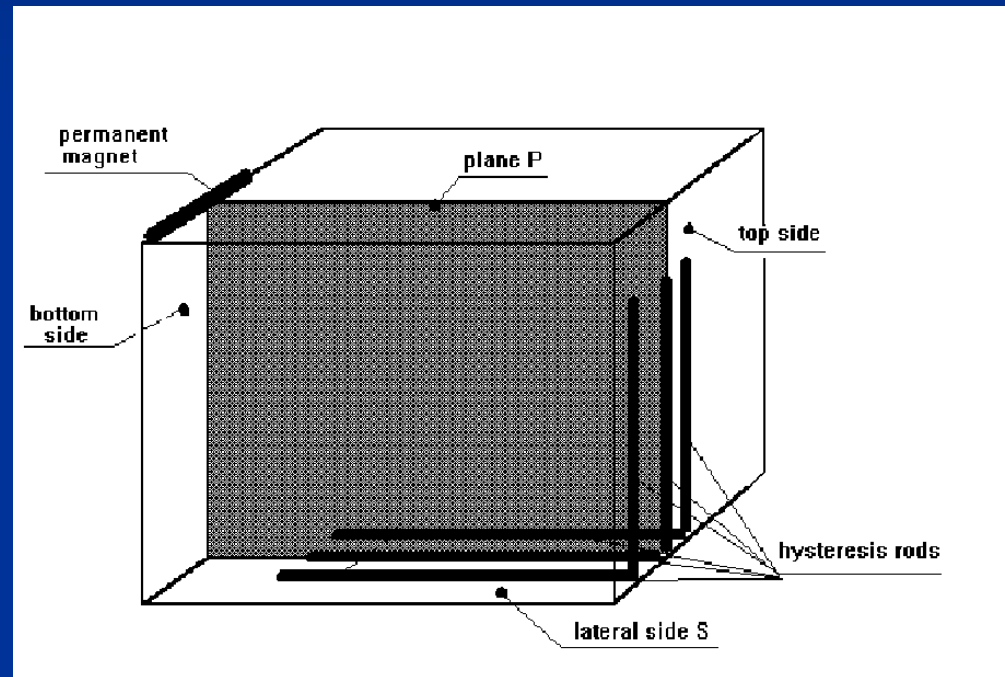
Mathematical Model of the Attitude Motion (Euler & Poisson Equations)

$$\begin{aligned}
 J\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times J\vec{\omega} &= \frac{3\mu g}{r^3} \mathbf{E}_3 \times J\mathbf{E}_3 + \mathbf{m}_s \times \mathbf{B} + \\
 &+ \sum_{j=1}^n V_j W_j (\mathbf{H}\mathbf{e}_j, \dot{\mathbf{H}}\mathbf{e}_j) \mathbf{e}_j \times \mathbf{B}, \\
 \dot{\mathbf{E}}_j &= -(\vec{\omega} - \dot{\nu}\mathbf{E}_2) \times \mathbf{E}_j, (j = 1, 2)
 \end{aligned}$$

MUNIN Nanosatellite

ACS composition:

- strong permanent magnet
- six soft-magnetic hysteresis rods located in two lateral side planes



Attitude Determination Methods

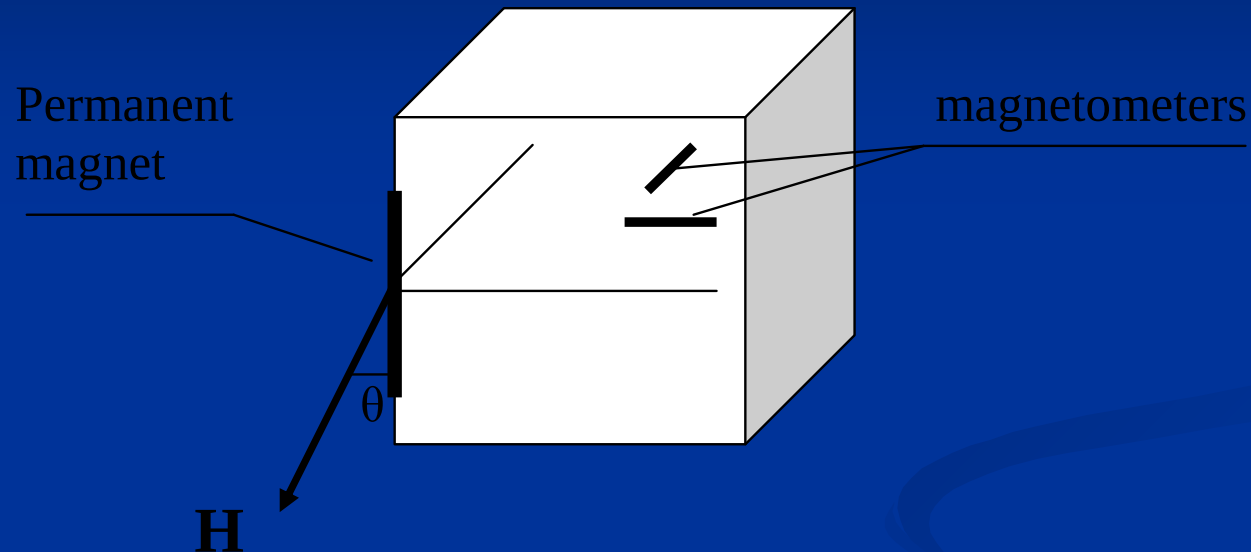
■ Sources of information:

- Two one-axis magnetometers,
- Six solar arrays current output,
- Star picture of CCD-camera,
- Earth's limb in the picture

■ Attitude determination methods:

- Local (magnetic field measurements, sunlight & magnetic field measurements, star recognition, limb angles recognition),
- Statistical (sources above all together or individually)

Magnetometer Measurements Usage



$$\cos \theta = \pm \frac{1}{H} \sqrt{H^2 - h_2^2 - h_3^2}$$

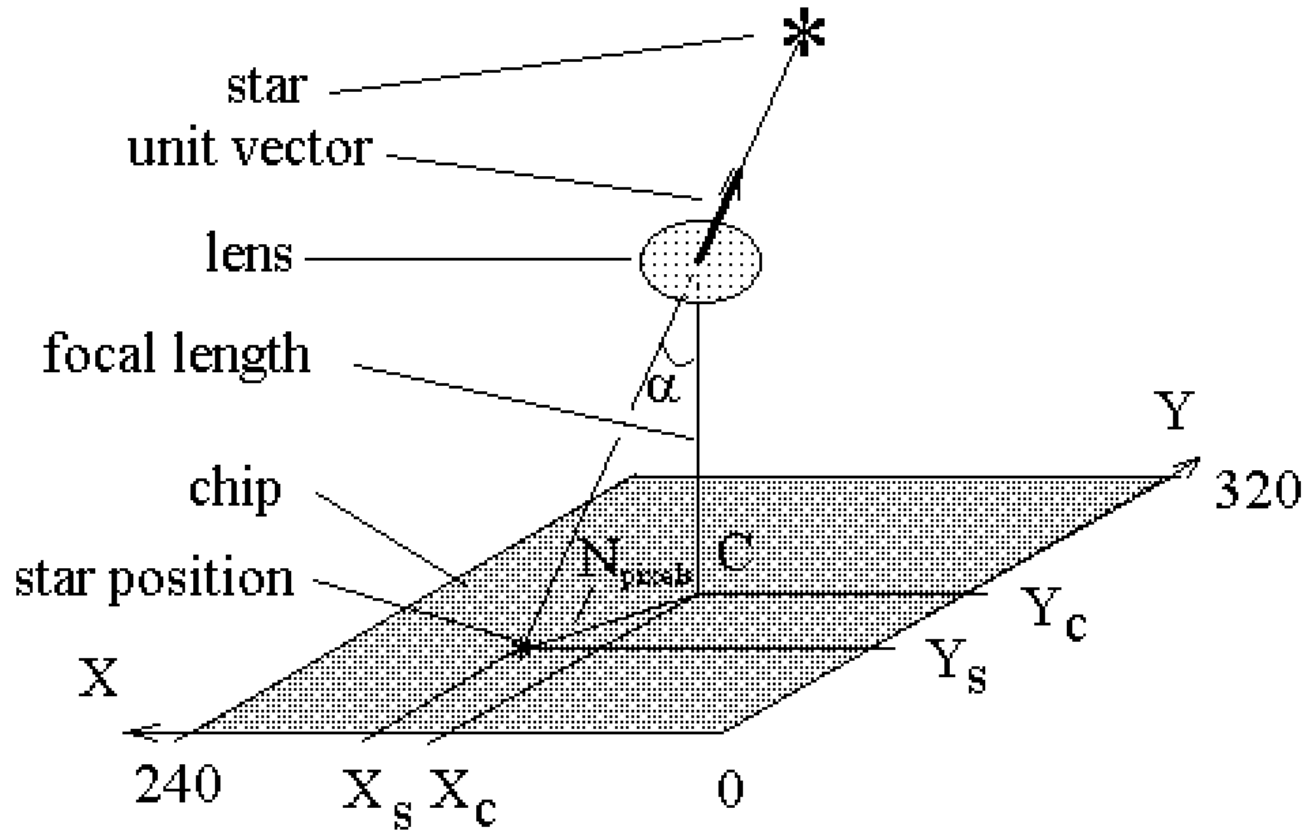
Magnetometer & Sun Sensor Measurement Data Usage



Magnetic and Sun vectors **H**, **S** (measured by sensors on board) and **h**, **s** (calculated using the dynamics model). Transformation matrix **D** is calculated via their vector products

$$\left(S, \frac{S \times H}{|S \times H|}, \frac{S \times [S \times H]}{|S \times H|} \right) = D \left(s, \frac{s \times h}{|s \times h|}, \frac{s \times [s \times h]}{|s \times h|} \right)$$

CCD-camera Picture Usage



Scheme of determination of the direction to the star (denoted by *) with regard to the chip sensitive plane via position of its image and focal distance of the lens. The dimension of the chip is equal to 240x320 pixels.