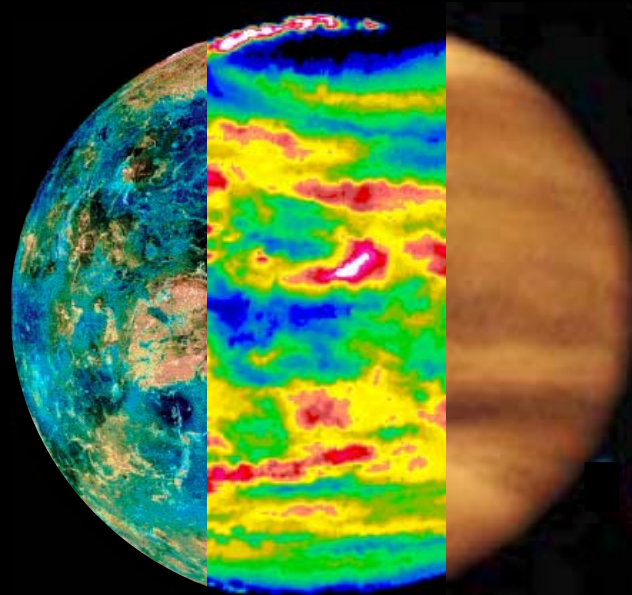


European Venus Explorer (EVE)



*Предложение на конкурс Cosmic Vision
Class M (<300M€)*

Зачем лететь на Венеру после стольких лет исследований?

- Для Европы:
 - Большое научное сообщество образовано вокруг проекта **Venus Express** и занимает сейчас лидирующее положение в мире
 - Следующая миссия по исследованию Венеры укрепит лидирующую роль Европы в этой области
- Для России (Венера-Д):
 - Высокая приоритетность данных советских исследований Венеры
 - После проектов Венера 15-16 и Magellan, можно осознанно выбирать места посадки на Венере
 - Научные приборы нового поколения позволят получить прорыв в понимании системы поверхность-атмосфера и лучше понять эволюцию планеты

Scientific Objectives for EVE

- 1) Determination of **isotopic composition**, especially that of noble gases, which preserves a record of the origin and evolution of Venus.
- 2) Measurements of **atmospheric composition** at cloud level, and below the clouds.
- 3) In-situ investigation of the **dynamics, structure, and radiative balance** of the atmosphere.
- 4) Study of **composition and optical properties of the cloud layer** at different altitudes and locations.
- 5) Investigation of the **surface composition and mineralogy**, and near-surface atmosphere chemistry, at several locations representing the main types of Venus landforms.
- 6) Characterization of Venus' **electrical environment**, including search for lightning.
- 7) Characterization of **solar wind - atmosphere interaction** processes and measurement of **atmospheric escape**.

EVE: схема миссии

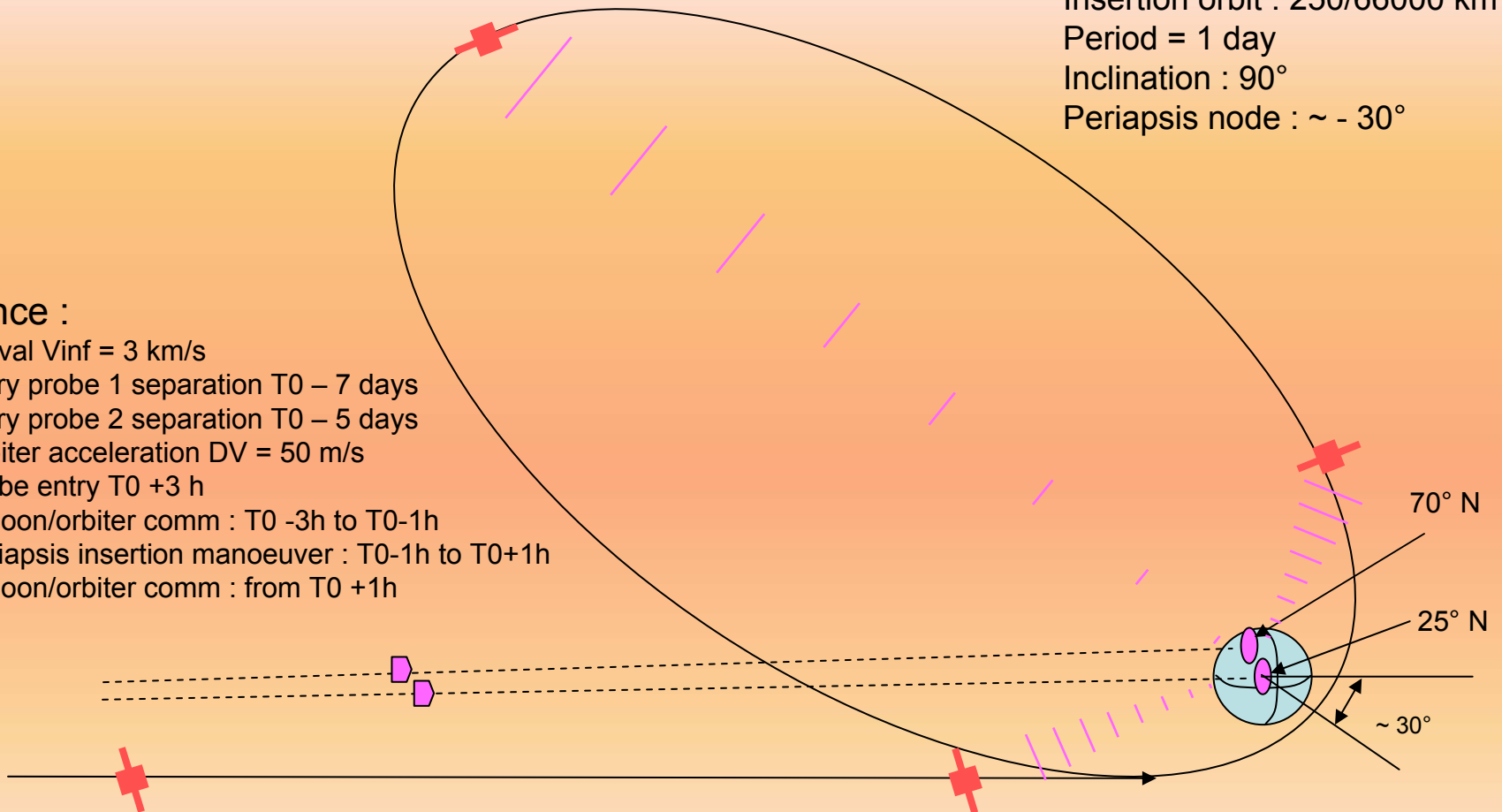
- Запуск: Союз-2-1В-Фрегат из Kourou
 - Стоимость запуска делится поровну между Россией и ЕКА
- Один КА несущий
 - Десантный модуль (Россия)
 - 170 kg entry mass
 - High Balloon (ESA)
 - 170 kg entry mass
 - Optionally: Low balloon (Japan)
 - 35 kg entry mass

Geometric configuration

Insertion orbit : 250/66000 km
Period = 1 day
Inclination : 90°
Periapsis node : $\sim -30^\circ$

Sequence :

- Arrival $V_{inf} = 3$ km/s
- Entry probe 1 separation $T_0 - 7$ days
- Entry probe 2 separation $T_0 - 5$ days
- Orbiter acceleration $DV = 50$ m/s
- Probe entry $T_0 + 3$ h
- Balloon/orbiter comm : $T_0 - 3$ h to $T_0 - 1$ h
- Periapsis insertion manoeuver : $T_0 - 1$ h to $T_0 + 1$ h
- Balloon/orbiter comm : from $T_0 + 1$ h



EVE – main balloon

- There are two possibilities for balloon:
- Option 1: Balloon oscillates in range 40 – 60 km
 - $T = -10$ to 140 °C
 - $\text{NH}_3/\text{H}_2\text{O}$
 - Multiple vertical profiles through clouds
- Option 2: Balloon has ‘constant’ 55 ± 10 km altitude
 - Helium or hydrogen-filled
 - Less technological risk
 - Stable temperature is good for isotopic MS
 - Better conditions to study the UV absorber or lower clouds

EVE: balloon floating at 55 km

Instrument	Mass (kg)	Power (W)	Data rate (bits/s)	TRL (2007)	Origin
GC/MS & ACP	3.05	15 W (peak)	30	4/5	Service d'Aeronomie (F), Open U (UK), IKI (RU)
Isotopic MS	4.0	15 W (peak)	11.6	4/5	Open U., Service d'Aeronomie, U. Berne (CH)
Nephelometer	2.3	2 W	1.4	4	Cornell (USA), TU Delft (NL)
Optical package	0.5	1.2 W	1.6	4+	Oxford U (UK)
Met. package (p, T, acc)	0.3	2	0.8	4/5	FMI (FI), Oxford U., Open U., Padova (I).
VLBI S-band beacon	0.5	4	0	8	CNES
ATR aerosol spectrometer	2.0	5 W (peak) 0.1 W (average)	5	4	IKI, IFSI (I)
TOTAL	15.15		50.8		EU, Russia, USA



Orbiter Design Approach

- based on Venus Express heritage :

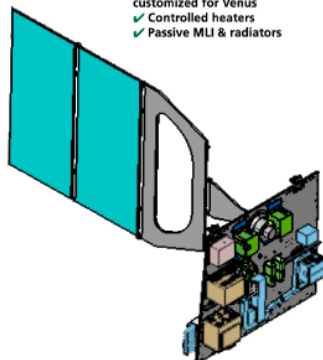
Item	Basic Mass	Contingency	Current Mass
Structure	136,628	0,05%	136,691
Thermal	51,236	1,92%	52,220
Harness	60,663	0,00%	60,663
Solar Array	39,400	1,00%	39,794
Propulsion	61,289	0,24%	61,439
Power	51,937	0,00%	51,937
Communications	38,456	0,00%	38,456
Data management	41,335	0,00%	41,335
AOCS	41,590	0,00%	41,590
Dry Bus	522,535	0,30%	524,126
w/o Balance Mass			

ASPERA	9,963	0%	9,963
MAG	2,330	0%	2,330
VERA	1,876	0%	1,876
PFS	30,992	0%	30,992
SPICAV	14,478	0%	14,478
VIRTIS	33,071	0,3%	33,161
VMC	1,504	0,0%	1,504
Orbiter Payload	94,214	0,1%	94,304

Constituent	Spec Mass	Basic Mass	Current	Contingency
DRY SPACECRAFT BUS W/O BALANCE MASS	432,4	522,5	524,1	0,3%
ORBITER PAYLOAD	88,0	94,2	94,3	0,1%
BALANCE MASS		15,87	16,0	1,0%
DRY SPACECRAFT	520,4	632,62	634,5	0,3%
PROPELLANT		570,0	570,0	0,0%
SPACECRAFT AT LAUNCH		1202,6	1204,5	0,2%
LAUNCH VEHICLE ADAPTER		38,3	38,3	0,0%
TOTAL PAYLOAD (S/C + LVA)		1240,9	1242,7	0,1%
SOYUZ-FREGAT CAPABILITY FOR NOMINAL LAUNCH WINDOW		1270,0	1270,0	

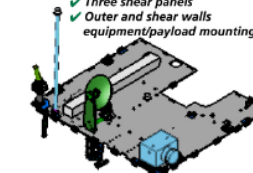
Thermal control

- Mars Express Principles customized for Venus
- ✓ Controlled heaters
 - ✓ Passive MLI & radiators



Structure

- Mars Express primary structure
- ✓ Machine ALLVA ring from forging
 - ✓ Al honeycomb panels
 - ✓ Three shear panels
 - ✓ Outer and shear walls equipment/payload mounting



Attitude control and measurement

- Mars Express rebuilt
- ✓ Three axis stabilised using four 12 Nms reaction wheels
 - ✓ Two wide Field of View Star Trackers with autonomous Star Pattern recognition and measurement capabilities
 - ✓ Two inertial measurement units including three ring laser gyros and three accelerometers each
 - ✓ Two coarse sun sensors

Power

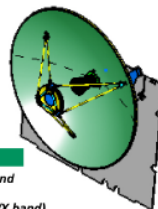
- Mars Express rebuilt with enhanced PCU
- ✓ Fully regulated 28V bus
 - ✓ Maximum Power Point Tracking
 - ✓ 900 watts peak power for Venus operations
 - ✓ 3 Li ion batteries 24 Ah
 - ✓ 2x42 State Power Controller for power distribution and protection
 - ✓ 2x32 Solid State Power Controller for pyrolines

Data handling

- Mars Express rebuilt
- ✓ ESA class 1 OBDH architecture
 - ✓ Two Command & Data Management Units providing :
 - four 3.1750 processors for AOCS & DMS
 - reconfiguration modules with majority voting capability
 - transfer frame generation up to 228 kbps
 - ✓ 12 Gbits Solid State Mass Memory
 - ✓ IEEE 1355 links for high data rates transfers

GaAs cells solar array

- Three fold out two panel arrays
- ✓ 1450 W power at Venus
 - ✓ One axis orientation
 - ✓ GaAs triple junction



Telecommunications

- Mars Express enhanced with a second X-band HGA
- ✓ 1.3 metre diameter fixed HGA (S/X band)
 - ✓ 0.3 meter diameter fixed HGA2 (X band only)
 - ✓ Two LGA for omnidirectional coverage
 - ✓ S/X-band uplink
 - ✓ X-band downlink
 - ✓ X-band TWTA : 65 watts RF
 - ✓ Dual S/X-band transponder 5 watts RF

Propulsion

- Mars Express rebuilt
- ✓ Bi-propellant system
 - ✓ Two 267 litre propellant tanks
 - ✓ 595 kg propellant capacity (540 kg needed)
 - ✓ One 35 litre pressurant tanks
 - ✓ Pressure regulated and blow down operational modes
 - ✓ Eight 10N attitude thrusters
 - ✓ One 400N main engine

On-board software

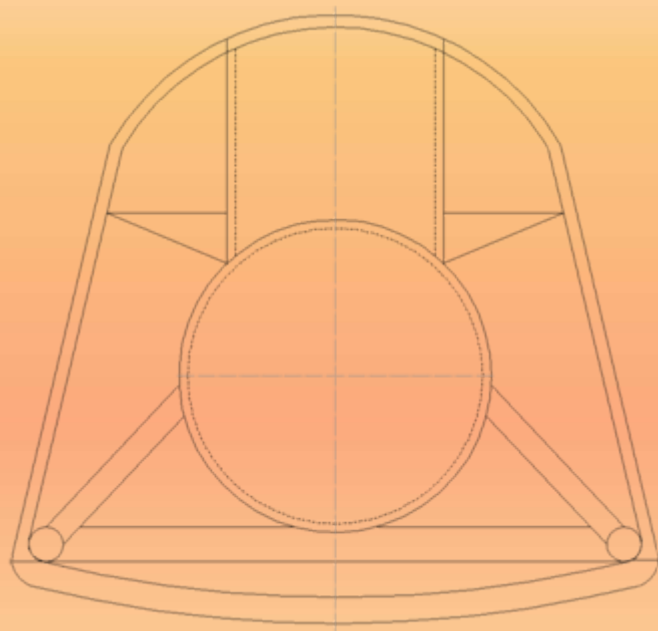
- Mars Express update
- ✓ PSS-05-0 standard, ADA based
 - ✓ Separate AOCS and DMS functions
 - ✓ Modular design
 - ✓ Top level object oriented design



Orbiter payload

- | | | |
|---------------------------------|--------------|---------------------------------|
| • Sub-mm spectrometer (SWI) | MPI | |
| • IR spectrometer (MIMA-V) | IFSI/IKI | IK/ISIF |
| • Lidar (OLIVE) | Canada | <i>Science to better define</i> |
| • UV mapping spect. (UVMS) | IFSI/IKI | |
| • Ultra-stable oscillator (USO) | Koeln | |
| • Penetrating radar (VISRS) | IPGP/USA | |
| • Magnetometer (SGVM) | DTU | <i>Uncertain science</i> |
| • Gravity field (transponder) | Obs. Belgium | <i>Science under evaluation</i> |
| • Neutral MS (NMES) | IPSL | |
| • Ion MS (LEIMS/ PICAM) | IKI | |
| • EMW analyzer (SAS2-VSN) | Eotvos | |
| • Meteor/UV Camera (SPOSH) | DLR | To be reduced (<1 kg) |
| • Gamma-ray burst detector | Moscow U. | <i>New, science TBD</i> |
| • IR spectral imager | IFSI/IKI | <i>Combine with MIMA?</i> |
| • Total mass | <≈35 kg | |

Российский спускаемый аппарат



- Полная масса при вводе в атмосферу 170кг
- Масса научной аппаратуры 25 кг
- Время спуска в атмосфере ~65 мин
- Время жизни на поверхности 15-30 мин

Научные приборы посадочного аппарата

Instrument	Mass (kg)	Power (W)	Data rate (kbit/s)	TRL (2007)	Origin
Chemistry package	3.7	20 W (peak)	3	4-8	IKI (RU), Service d'Aeronomie (F), MPS (D), Open U. (UK)
Optical package	1.5	6 W	1.6	4	IKI, Service d'Aeronomie
Nephelometer	1	2 W	1.4	4	IKI, Inst Appl. Math (RU).
Imaging system	0.7	3W	10-30	6	IKI
ATR spectrometer	2	5 W	5	4	IKI, IFSI (I)
Accelerometer	0.2	1 W	0.3	8	IKI, TSNIIMASH (RU), Padova (I)
Meteorological package	0.3	2 W	0.4	5-7	IKI, FMI (FI), Padova
Gamma-spectrometer	8	17W	2	6-8	IKI
Permittivity probe, lightning detector	1	2.4W	0.5	5-6	IKI, Eötvös U. (Hun), IAA (E)
Budget:	24 kg				Russia, EU

Российский вклад в программу EVE

- Равное участие в стоимости запуска (Союз-2-1В-Фрегат из Kourou)
- Спускаемый аппарат
 - Европейские лаборатории участвуют в приборах спускаемого аппарата
- Приборы и участие в приборах европейских аэростатного зонда и спутника
- Разработка и изготовление системы входа и торможения для аэростатного зонда (на коммерческой основе)

Венера-Д

- 2003: проект предложен Совету по космосу В.И. Морозом для подготовки ФКП 2006-2015.
- **2005: проект Венера-Д включен в ФКП 2006-2015 с запуском после 2015**

EVE ↔ Венера-Д

- Объединение усилий России и Европы в совместном проекте **EVE** позволит
 - Провести одновременные исследования при помощи десантного модуля и баллона
 - Получить новые данные не только об атмосфере и поверхности, но и детально исследовать облачный слой
 - Использовать опыт Венеры Экспресс при создании спутника Венеры в составе миссии (для ретрансляции данных и дистанционных исследований)
- **Совместный проект Роскосмос-ЕКА позволяет повысить уровень исследований при сокращении расходов сторон**