

宇宙科学・探査ロードマップの策定状況と今後



探査検討スクールとミッション 立ち上げに向けた支援について

上野 宗孝
宇宙科学研究所

Munetaka UENO

ueno@stp.isas.jaxa.jp

*Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*



ミッション立ち上げに向けた支援活動



1. 太陽系科学を目指すミッションの立ち上げに向けた支援を行う。
 - a. アイデアレベルからミッションの構想レベルまで
 - b. ミッションの構想レベルからある程度ミッションの形が見えるレベル
 - 現在の枠組みであればR G活動フェイズ
 - c. 実現可能なミッションに向けたミッション検討フェイズ
 - ワーキンググループ活動
 - d. 上気の範囲の検討の支援を行う
 - e. 支援の内容
 - コミュニティーにおける検討活動の支援と事務局としての役割
 - 検討の継続性 (各検討が、『言い放し』で終わらせない)
 - 知の集積 (過去の検討が、将来の財産になるための活動)
 - コミュニティーでの活動の共有



今後の宇宙科学・ 探査プロジェクトの推進



宇宙科学における宇宙理工学各分野の今後のプロジェクト実行の戦略に基づき、厳しいリソース制約の中、従来目指してきた大型化の実現よりも、中型以下の規模をメインストリームとし、中型（H2クラスで打ち上げを想定）、小型（イプシロンで打ち上げを想定）、および多様な小規模プロジェクトの3クラスのカテゴリーに分けて実施する。



2000年代前半までの
典型的な科学衛星ミッション
M-Vロケットによる打ち上げ

戦略的に実施する中型計画（300億程度）

世界第一級の成果創出を目指し、各分野の旗艦的なミッションを日本がリーダーとして実施する。
多様な形態の国際協力を前提。

イプシロンロケット搭載小型計画（100-150億規模）

高頻度な成果創出を目指し、機動的かつ挑戦的に実施する小型ミッション。地球周回/深宇宙ミッションを機動的に実施。現行小型衛星計画のL/Lを活かし、衛星・探査機の高度化による軽量高機能化に取り組む。等価な規模の多様なプロジェクトも含む。

多様な小規模プロジェクト群（10億/年程度）

海外ミッションへのジュニアパートナーとしての参加、海外も含めた衛星・小型ロケット・気球など飛行機会への参加、小型飛行機会の創出、ISSを利用した科学研究など、多様な機会を最大に活用し成果創出を最大化する。

Project selection process



ID	ロードマップの考え方	別称等	資金規模・			想定プラットフォーム	PMプロセス		開発期間	立上形態(公募選定者)公募頻度
							プリプロ前審査	PM実施規模		
1	戦略的に実施する中型計画	・フラッグシップ ・大型衛星・探査機	300億程度			・H2A× (1 or 1/2)	MDR、SDR 分離(?)	カテゴリ1 (JAXAレベル)	5-10年程度	・公募 <理+工> ・*協*所 ・10年に3回
2	公募型小型計画	イプシロン搭載宇宙科学ミッション	100-150億程度			・イプシロン ・イプシロン×小型科学衛星バス	(MDR&SRR 合体)=>分離へ(?)	カテゴリ1	4-5年?	・公募<理+工> ・*協*所 ・2年毎
3	多様な小規模プロジェクト群	小規模プロジェクト	カテゴリA	10-100億	実施経費~10億/年	・海外衛星 ・JEM曝露部 ・ピギー衛星 ・(観測ロケット) ・(大気球)	(MDR&SRR 合体) =>分離へ(?)	カテゴリ2(JAXAレベル)or 3	1-10年	・公募 ・<理+工+環> ・*協*所 ・1-2年毎?
			カテゴリB	1-10億			(MDR&SRR 合体)	カテゴリ3(所内レベル)	1-5年(?)	
			カテゴリC	1億以下			(MDR&SRR & PRR 合体)	カテゴリ3	1-5年(?)	
4	研究の枠組み内		・~0.2億(科研費基盤研究Aクラス) ・未定義			・観測ロケット ・大気球 ・ISS与圧部実験		カテゴリ3		・<研究委員会, 環> ・毎年

大高長

多様な実現手段

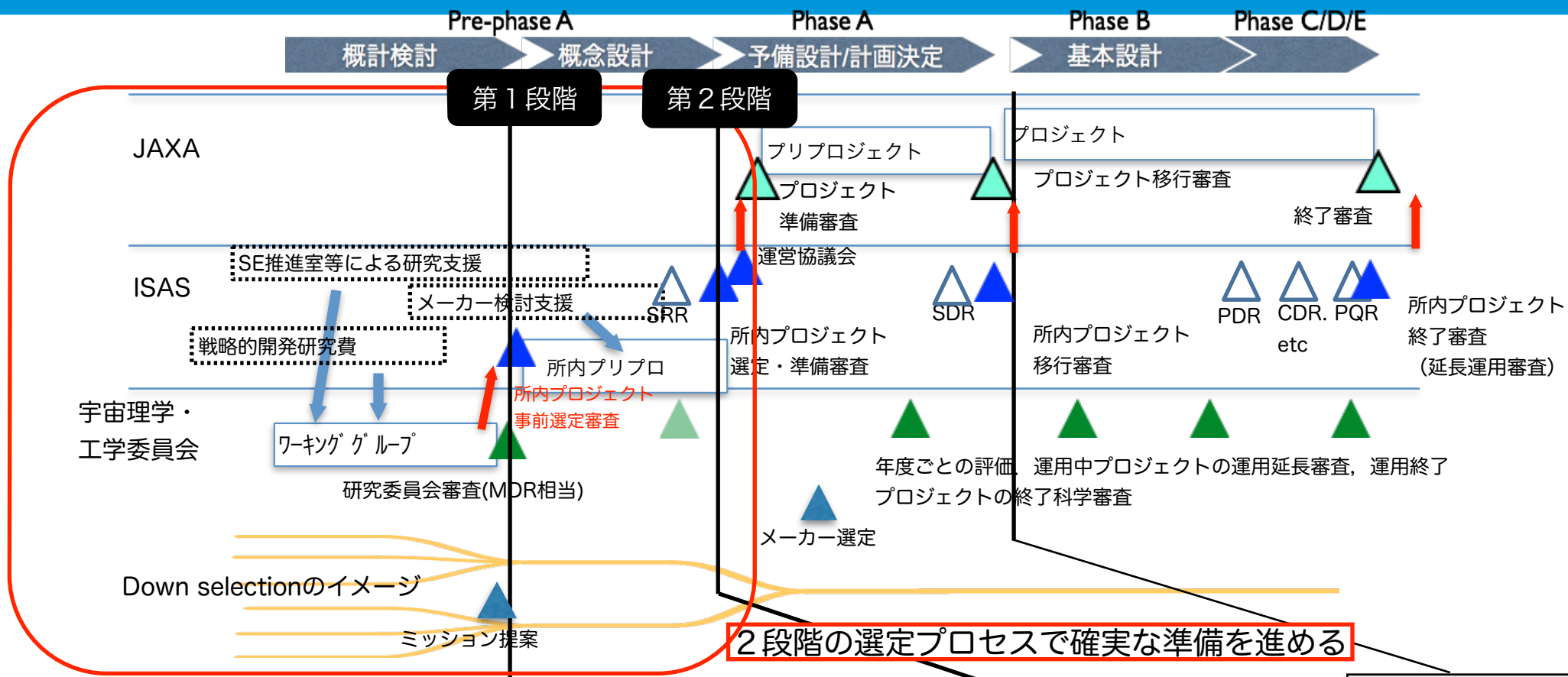
小安早

宇宙理学委員会における WG, RG



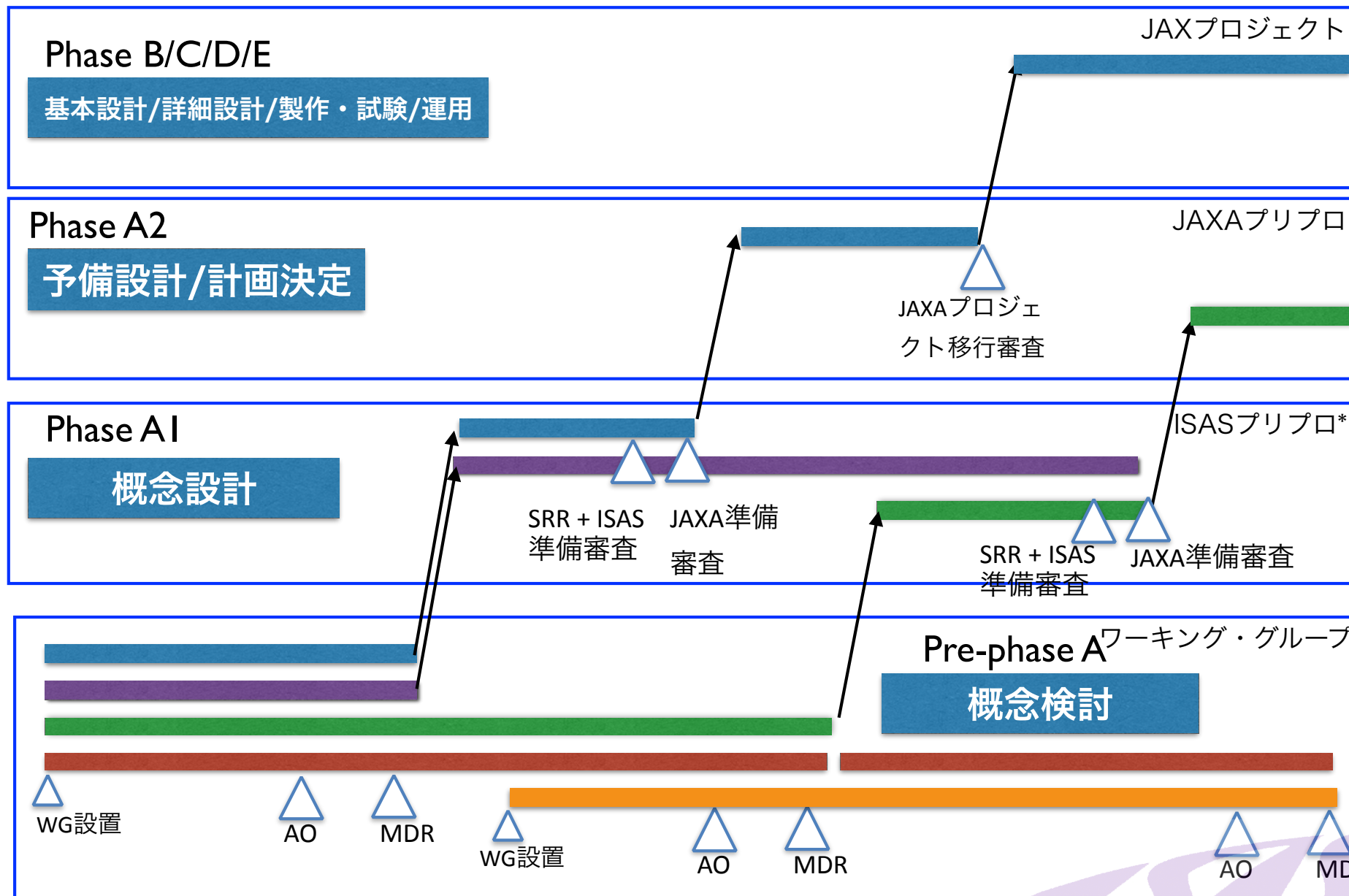
	WG	RG
目的	具体的なミッション提案を行い、プロジェクト化を目指す	概念的なミッション検討を行い、WGを目指す
設置・設立	審査委員会(宇宙理学委員会内に常設)による設置審査。	宇宙理学委員会においてプレゼンの形で設置提案、審査。
終了(目標達成)	ミッション提案採択、プロジェクト化。	WG設立審査を経てWG化
終了(目標未達時)	規模に応じて宇宙理学委員会にて終了報告 または審査委員会による終了審査	宇宙理学委員会にて終了報告
期限	3年	3年
継続	審査委員会による継続審査	宇宙理学委員会においてプレゼン形式で延長提案、審査。
戦略的開発研究費	応募できる	応募できない
搭載機器基礎開発費	応募できない	応募できる
年次報告	必要	必要
活動旅費	戦略的開発研究費の中に含まれる	旅費のみ申請できる (年間50万円まで)

今後の公募型小型と戦略的中型における 2段階選定プロセスについて

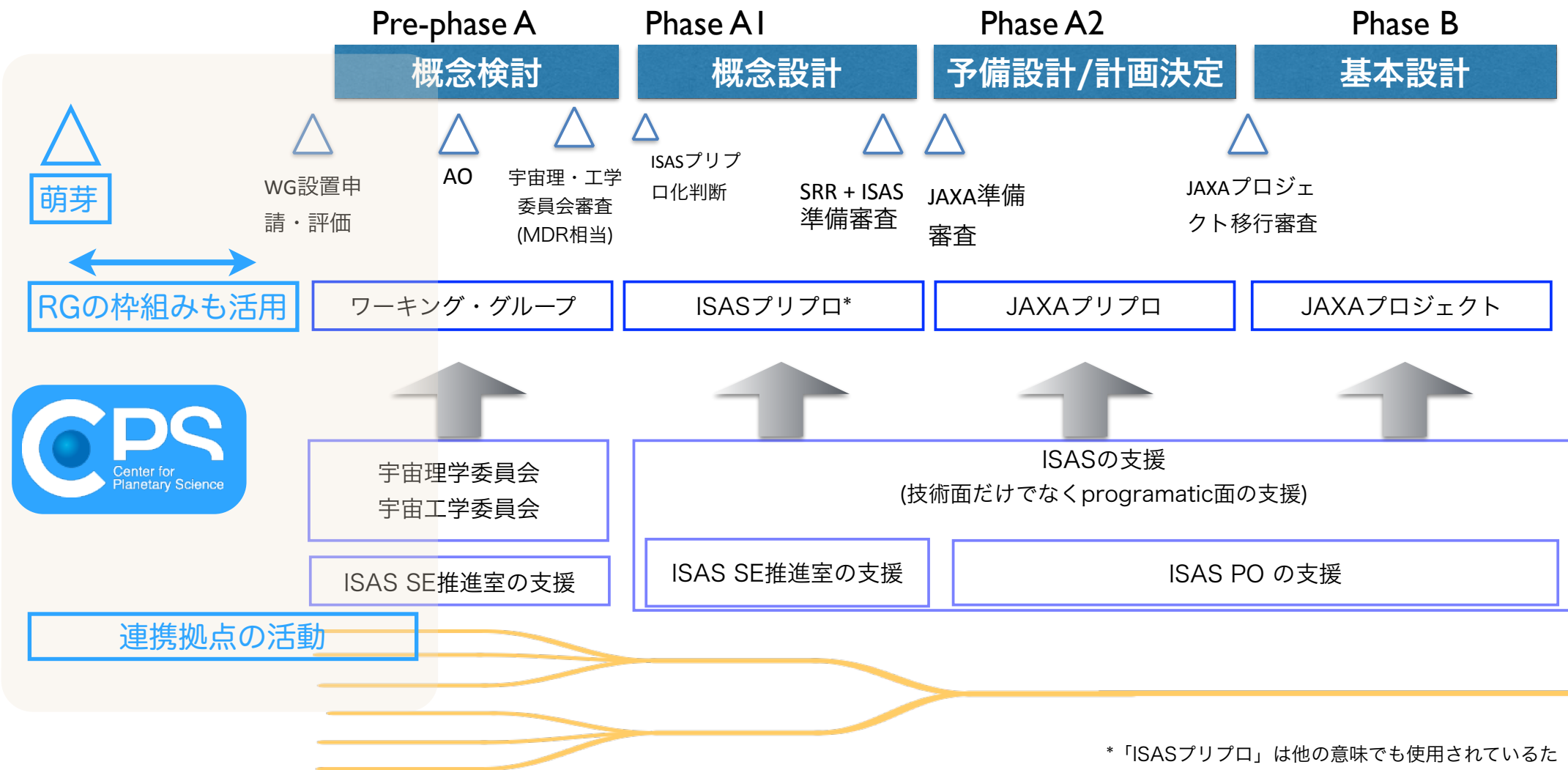


制定ベースライン文書	ミッション要求書	システム要求書 運用コンセプト, SEMP,	システム仕様書 プロジェクト計画書,
主要な審査事項	意義・価値, 上記文書の根拠 成立可能性 <ul style="list-style-type: none"> 検証計画を含む開発方針 概念設計によるシステム概念 リスク識別・キー技術開発計画 WBS・体制・スケジュール案 総資金 (上限) 	意義・価値, 上記文書の根拠 成立可能性 <ul style="list-style-type: none"> 検証計画を含む開発計画案 概念設計によるシステム仕様(案) リスク識別・キー技術開発計画 WBS・体制・スケジュール案 総資金 (上限) 	システム仕様 <ul style="list-style-type: none"> システム設計結果による仕様・検証計画 トレードオフ等上記根拠 リスク識別・成立可能性・開発計画 プロジェクト計画 <ul style="list-style-type: none"> WBS, スケジュール, 体制, 総資金

プロジェクト化までの考え方



プロジェクト化までの考え方



* 「ISASプリプロ」は他の意味でも使用されているため、名称は今後変更される可能性あり



本活動の背景

宇宙科学の抱える課題



近年の宇宙科学ミッションの大型化とそれに伴う低頻度化，そして宇宙科学に関わる科学分野の増加に伴い(この事自体は良い事であるが)，各分野単位で見た時のミッション頻度の著しい低下が起こっており，この結果ミッションの立案や実行を担える人材が急速に減少しつつある。

このため，実現性の高いミッション提案の減少傾向がある。特に今後重要となる太陽系の探査において，特に固体惑星科学の分野は，未だに当事者としてミッション推進に参画する機会を有してこなかったため，他分野と比較すると，コミュニティとしての活動も未成熟な部分がある。

(半評論家集団的な議論に陥る傾向が見受けられ，いささか残念な状況もある。)



宇宙科学研究所

第1期中期計画

JAXA

第2期中期計画

第3期中期計画

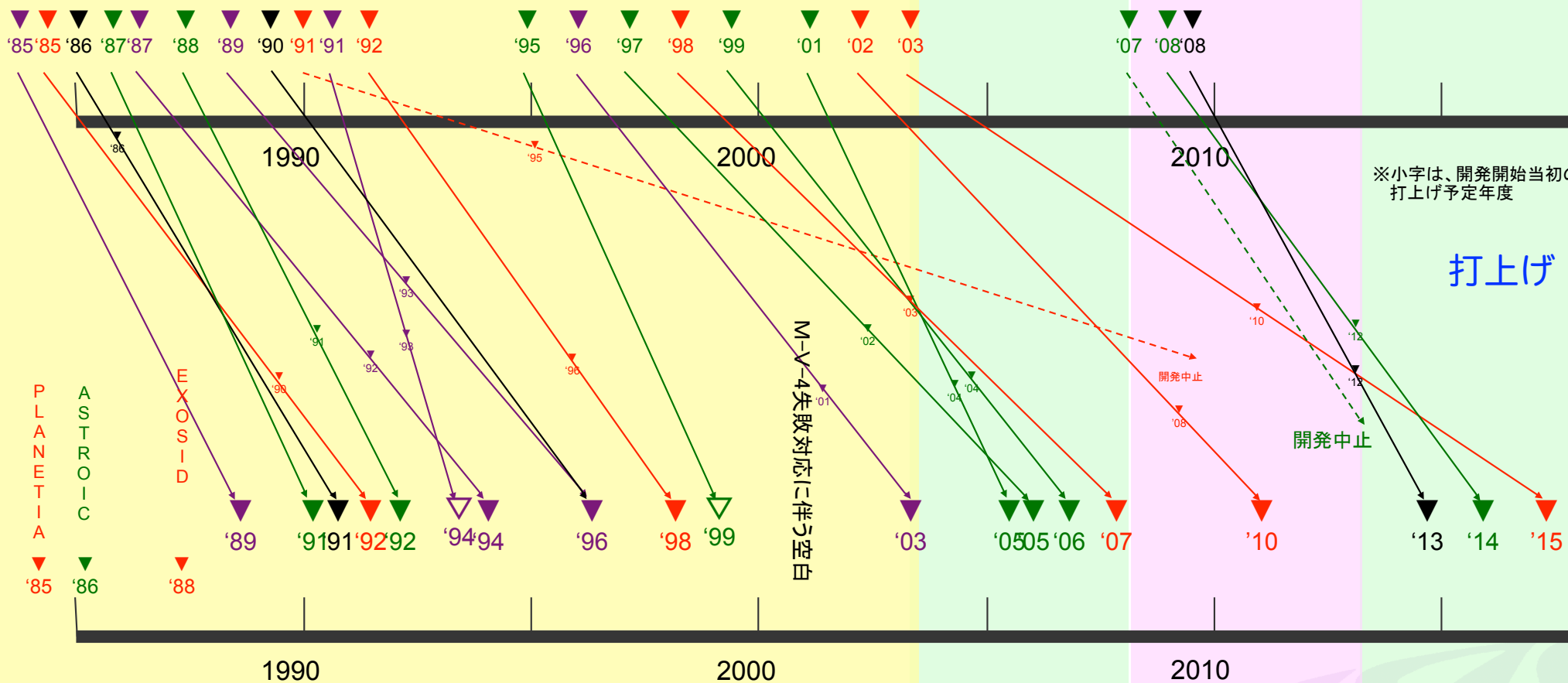


M G S S A M M L E P
 U E E O S A M I U X P
 S O P L U T S U V N P A
 E T A A R O S E R O S A R N E
 I I I I I I I I I I I I I
 A L A D B ッ AS I B

A S M A S S A P B
 S T U S A S S A P
 T R S E S T R S T R O I
 R O I S E R O I E N E I I
 O I C I F F I C C o l o m b o

A S T R O I G
 A S T R O I H
 小型科学衛星1号機

プロジェクト
開始



※小字は、開発開始当初の
打上げ予定年度

打上げ

M-V-4失敗対応に伴う空白

太陽系探査について



多くの宇宙科学分野が、大気球や観測ロケット実験による予備的な実験や実証機会、そして地球周回衛星による観測と言う、ステップ・バイ・ステップの訓練・人材育成の機会を持つことができるのに対して、惑星科学分野はこれらの機会を有効に活かす事が難しく、他分野と比較して大きなハンディを背負わなくてはならない状況にある。

一方全体状況を見渡すと、今後広い意味において、太陽系探査は益々重要となる事は明らかであり、宇宙科学としての位置付けに留まらず、今後の宇宙開発と言う視点においても、太陽系探査の発展は極めて重要であり、コミュニティが主体的に、宇宙科学ミッションの立案や、国際探査に向けた強力な主体的な推進をして行く必要がある。

特に、後者の活動は注意が必要であり、コミュニティがこの流れにおいて受け身の立場となると、科学者のコミュニティとしての健全ある状況を保つ事が極めて困難になる。



太陽系探査ミッションの創出に向けた活動

宇宙科学研究所



惑星科学のコミュニティーが主体的に将来のミッションを企画・立案し、この分野を主導して行くためには、ボトムアップのボトム側から研究者を取りまとめ、検討を推進するコアが当面必要。宇宙科学研究所においてもこのような活動は行われているものの、多くの分野に対する公平性についての立場からも、特定分野への重点的な支援に対しては限界がある。

また、宇宙科学ミッションの開発は、システムの大型化と複雑化、さらに信頼性要求の高度化、開発メーカーの総合力の大幅な低下により、実行機関としてのJAXAそして宇宙科学研究所は、限られた人的リソースを、実行が確定したミッションの立ち上げ・推進、そして開発中のプロジェクト活動及びその支援などに対して、これまでと比較して大きなエネルギーを必要とする状況にあります。このため、ミッションの創出に向けた支援について、宇宙科学研究所の寄与は、現実的には限界がある状況になりつつある。



ミッション提案で要求されるもの



- 学術的な意義
 - 当該学術分野での国際的な位置付け。
 - 学術コミュニティが示す戦略の中の位置付け、その妥当性。
 - 当該ミッションを達成する上で代替が効かないか。
- 学術的な目的、達成する(すべき)こと (要求)
 - 具体的な学術的目的と、達成しなければならない本質的な科学成果 (要求)。
 - 要求は先鋭化され、学術的目的が達成できるか。
 - 得られた科学成果が国際的な学術に多大なインパクトを与えるか。
 - 得られた科学的成果物(データ、サンプルなど)の恒久的活用方針を定めているか。
- 実現可能性
 - 技術的な成立性のみでなく、計画として成立することを示す必要がある。
 - 技術的成立性 (技術的なバックグラウンド、開発計画なども含む)
 - 現在の技術的な課題・リスクを正しく認識し、実現可能な開発計画を立てているか。
 - 計画成立性 (資金、スケジュール、体制、国際協力などの成立性)
 - プロジェクトの範囲 (scope、時間的+マネージメント範囲)
 - 時間的： 科学的成果が得られるまでをプロジェクトの範囲と考える。

ミッション要求



- ミッション意義
 - ミッションが目指す当該学術分野での国際的な位置付けを含む。
 - [戦略的中型] 学術コミュニティの戦略での位置付けの妥当性。
- ミッション目的
 - ミッションが具体的にどのような科学ミッションを達成するのか。
- ミッション要求
 - ミッションが真に求める本質的な要求のみとする。 →先鋭化すること。
 - 本質的な要求のみとして、書きすぎない。ここで書かれる要求はプロジェクトが必ず実現しなければならない。
 - ミッションが求めるべき物理量、観測量などは定量的に。
 - 軌道上の観測期間などもミッション要求になり得る。
 - 必須の要求値と目標値 (Goal)があれば、明確に識別して両者書く。要求値はミッションが必ず実現する必要がある数値となる。
 - ミッションを実現する手段は含まない。
 - 例外: 工学試験衛星では検証される試験要素がミッション要求とはなり得る。
 - 複数の要求がある場合、優先順位を明確にしておくこと。
 - オプションに過ぎない要求まで詰め込まないこと。
 - 「ミッション要求根拠文書」にミッション要求が科学目的を達成するために必要な要求であることを示す。
- 科学的な意義だけでなく、その実現可能性は評価の対象になる。 →概念検討書

明確にすべき事項



- 制約条件 (constraints)
 - ミッション、プロジェクトで考慮すべき制限
 - 主な制約条件
 - プログラム的制約：コスト、スケジュール、打ち上げ手段や国際競合など
 - 開発環境:
 - 運用環境・要求:
 - 法 (国際的な宇宙法やJAXA社内規定も含む)
 - 協力先プロジェクト、機器とのI/F、スケジュールなど
- 前提条件 (assumptions)
 - プロジェクトを進める上で前提として考える条件で、プロジェクトで要識別。
 - 前提条件はリスクとして識別・管理される。
 - 例えば国際協力を前提とした場合、その実現はリスクとなる。
 - 未知の宇宙環境などの仮設定もリスクとなる。
- 既存技術開発のレベル
 - ミッション実現に必要な技術レベルと現状の差はリスク。
 - 既存技術の宇宙環境への不適合性や適合性未確認もリスク。
 - フロントローディング的な技術開発と獲得技術は明示する。



システム要求



- ミッション要求を満たすに必要な本質的な「手段」に対する要求。
 - 「手段」の最上位要求と位置付ける。
 - 必ず、ミッション要求に根拠付けできる要求とすること。
 - できる限り技術を限定化しない。書き過ぎない、ただし必要な要求は網羅。
 - 過不足のない機能、性能要求。
 - 従来のシステム要求は書きすぎる傾向があった。
 - メーカー検討をする際に、メーカーの技術力を引き出す裁量設計が可能な範囲の技術要求にとどめるのがベター。
 - 性能要求の定量化。
 - 最低限満たすべき「要求値」と、期待される「目標値」は区別し、明確に識別する。
 - 制約条件、前提条件、運用、データ活用コンセプトとの根拠付けも明確に。
 - 技術レベルも考慮した、実現可能な要求とする。
- 最も注意すべきは、上位要求に対する traceability。



----- 人材育成 -----

探査検討スクールの実施について



探査検討スクールの実施について



1. 探査検討スクールは、将来の惑星探査を担う人材の育成を目的とし、合宿形式でミッション立案に取り組む事で、ミッション立案のやり方、宇宙機の基礎、チームワーク、システムエンジニアリングの修練を積む事を目的とする。
2. 目的と効果
 - a. 宇宙科学ミッションの将来を担う人材の育成
 - 対象となる大学院生の人材育成
 - Tutor となった人材の、指導を通じた、リーダートレーニング
 - 宇宙科学ミッションで必要とされる、チームワーク活動の実践
 - b. 本スクールを受講した大学院生、若手 Tutor が将来のミッションの立案と実現において主体的な役割を果たす事。
3. 検討されたミッションについて
 - c. ポストスクーリングの活動として、ミッション企画提案書として何らかの Publication を残す
 - d. 良い提案は、コミュニティーによるシェイプアップを経て現実のミッション提案へ
 - e. 衛星設計コンテストへの応募は要検討



探査検討スクールの実施方法



1. 実施時期：夏季1週間程度の合宿タイプ (1回/年)
2. 実施場所：T B D
3. 対 象：大学院生 (PD も排除はしないが支援は抑える)、専門分野は不問
4. 募集人数：5~8名 × 3チーム 程度を想定 (15~20名程度)
5. 使用言語：日本語 (研究において普段使用しない、専門用語が出てくる事が予想されるため)
 - a. International (within Asia) に拡大の可能性も検討する
6. スクールの進め方：後述
7. 主 催：神戸大学 CPS、JAXA + 地元(自治体)との協力も視野に入れる
8. 備 考：東京理科大学で実施予定の、学部生を対象としたスクール事業との協力
9. 2015年度の活動
 - b. 連携拠点の設置が夏季となったため、本年度は冬季に縮小した規模で行う
 - c. 5名 × 2チーム程度
 - d. CPS で実施



探査検討スクールの実施 (2015年度)



1. 実施時期：12月14日の週 または 1月中 の1週間(日曜日夕刻～土曜日の朝 程度か)
2. 実施場所：神戸大学 CPS (他の可能性：野辺山宇宙電波観測所 etc.)
3. 対 象：大学院生 (PD も排除はしないが優先度は下げる)、専門分野は不問とするが、広い意味で宇宙科学に関係した分野の研究を行っている大学院生を対象とする
4. 募集人数：10～15名 (5～8名 × 2チーム程度を想定)
5. 使用言語：日本語
6. 主 催：神戸大学 CPS、JAXA (+神戸市?)
7. スタッフ
 - a. 運営スタッフ：数名程度
 - b. Lecturer：適当数
 - c. Tutors (Tutor は 一部の lecture も担当)
 - Head tutor：1名
 - Science tutor： ≥ 3 名：Japanese wide で依頼、今年度は関係者が中心か
 - Engineering tutor： ≥ 3 名：ISAS, JAXA 他本部
8. タイムライン
 - d. 概要発出、参加公募のアナウンス 9月中旬
 - e. 応募締め切り：10月上旬
 - f. 参加者決定：10月中旬



Alpbach Summer School のテーマ



- 2005 Dark Matter
- 2006 Natural Disaster
- 2007 Astrobiology
- 2008 Sample Return from Moon, Asteroids and Comets
- 2009 Exoplanets: Discovering and characterizing Earth type planets
- 2010 New Space Missions for Understanding Climate Change
- 2011 Star Formation across the Universe
- 2012 Exploration of the Giant Planets and their Systems
- 2013 Space Weather: Science, Missions and their Systems
- 2014 Space Missions for Geophysics of the Terrestrial Planets
- 2015 Quantum Physics and Fundamental Physics in Space



探査検討スクールの進め方について



1. 本スクールは、ヨーロッパで開催されている、“Alpbach Summer School” のパクリ日本版である。
 - a. Alpbach Summer School については以下
 - b. Held annually since 1975, the Alpbach Summer School enjoys a long tradition in providing in-depth teaching on aspects of space science and space technology with the aim of advancing the training and working experience of European graduates, post-graduate students, young scientists and engineers. Participants are given the opportunity to expand and strengthen their knowledge of selected space issues in workshops which are part of the Summer School program. Teams will develop space mission concepts based on the theme of the Summer School.

本家は ESA 加盟国の大学院生を対象に、15名×4チーム×240時間の合宿形式の Summer school を実施している。



PETER FALKNER HEAD TUTOR

European Space Agency

- Head of Solar System and Robotic Exploration Mission Section (SRE-FP) Future Mission Preparation Office, ESA/ESTEC
- Conducted many space mission studies in the field of planetary exploration, solar system missions and Mars robotic exploration
- Technology Development for future missions
- Instrumentation for planetary missions (CO-I Huygens HASI/PWA, developed instruments for Stereo, Cluster-II, Rosetta,...)
- System Engineering (Engineer, TU-Delft), Electrical Engineering, Electronics & Communication (Engineer, TU-Graz), Space Instrumentation (Dr, TU-Graz)

<http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=31586>



Alpbach Summer School について



1. Alpbach Summer School の運営について

- a. Programme committee : 10名程度
- b. 実施運営スタッフ : 8名 + Head Tutor (校長先生)
- c. Lecturer : ~12名 (一つは Head Tutor が兼ねる)
- d. Tutor : 16名
 - Engineering Team Tutors : 4名
 - Science Team Tutors : 4名
 - Roving Tutors : 8名(Engineering 4名、Science 4名)
- e. Jury Members (最終日のプレゼンのみ) : 以下に2014年に開催時の member を示す
 - Andre Balogh, Scientific Coordinator
 - Peter Falkner, Head Tutor (without voting right)
 - Harald Posch, FFG, Chairman of Programme Committee
 - Hugo Marea, Head of ESA Education Office
 - Hans Sünkel, University of Graz, Austria
 - Alvaro Gimenez, Director of Science Programmes, ESA
 - Maurice Borgeaud, ESA Earth Observation Directorate



Alpbach Summer School

Objectives of the workshop



- to enable students **to define mission objectives and scientific requirements**
- by providing information that is needed for **designing the spacecraft, payload and ground segment** and for defining the details of the scientific and technical methodology needed to achieve the stated objectives
- by understanding the **need of iteration between requirements and solutions**
- by forming, and **working in international teams** that bring together a range of scientific and technical expertise
- by experiencing the **pressure of a project** with objectives that need to be met **within strict constraints** of resources and time, with imaginative but realistic cost
- By **braking the barrier** in an integrated team (Engineers, Scientists, Manager)
- to gain a **multidisciplinary end-to-end view**



Alpbach Summer School

Activities of the Four Student Teams



1. to **define scientific objectives and rationale** related to *Space missions for Geophysics of the Terrestrial Planets* that can be best achieved by a space mission
2. to **define the technical requirements** that a space mission must fulfil to meet the scientific objectives identified as the goals of the mission
3. to **design a space mission**: spacecraft, payload, mission (launch vehicle, orbits, etc.), operations and ground segment including observation strategies
4. to **assess critical points, development plan & ROM cost** of the mission
5. to prepare a **written report** (10 pages) of the above tasks
6. to prepare and **present the outcome** (1 hour) of the workshop project to the Summer School Jury and participants



Alpbach Summer School

The Roles of Tutors



- Each team has **two dedicated Team Tutors**
 - one to provide **scientific advice**
 - the other to bring **practical space project expertise** to help with engineering topics
- Team Tutors will help in **integrating the science and engineering tasks** fully into the activities of the teams
- Team tutors are **available to their assigned teams** throughout the Summer School
- **Roving Tutors** provide support to all four teams for end-to-end design tasks, science and mission costing...
- Students are encouraged to **approach ALL tutors, all** lecturers and other students with questions



Alpbach Summer School

Structure of the Student Teams



- Teams elect/select one (or two) **spokesperson(s)/team leader** to report daily on progress in the team
- Tasks are assigned to **small specialist groups** in the team to study aspects of the selected mission.
These specialist groups are fluid/dynamic – students take part in multiple aspects of their team’s mission design.
- Selection/election of **presenter(s)** for the team
- Team tutors provide support, scientific and technical advice



Alpbach Summer School Project Phases - First week



- Tuesday: Team partitioning is announced, Team get-together
- Wednesday: First Workshop, introductions, preliminary discussion of science topics/goals and target object,
⇒ **choice/election of team spokesperson**
- Thursday-Friday: **Definition of scientific objectives**
- outline of requirements,
 - preliminary definition of mission scenario,
 - identification of specialist needs for the workshop study (people, scientific and technical questions)
 - consultations with tutors, lecturers
- Friday: **Objectives and Requirements Review (~16:45h)**



Alpbach Summer School

Project Phases - Second week



- Monday: **specialists in the team work** on aspects of the mission (scientific case, technical implementation of payload and spacecraft, mission scenario):
⇒ **Preliminary Design Review** (16:45h)
- Tuesday: **integration of the components of the mission**, iteration with specialists/tutors/lecturers, preliminary discussion of the report and the presentation:
⇒ **Final Design Review** (16:45h)
- Wednesday: writing of report, iteration of drafts, preparation of final version, preparation of the presentation, test runs, iteration,
⇒ **Final Rehearsals**
⇒ **submission of the report and presentation (by 24:00h)**
- Thursday: ⇒ **Presentations** → nail-biting → celebrations!



Alpbach Summer School

Project Evaluation by Jury member



A. The scientific case for the mission:

- The **overall importance of the mission topic** and its science objectives in the context of Geophysics of the Terrestrial Planets
- Statement of the **mission requirements** to meet the stated objectives
- How much the expected results from the proposed mission **advance the field**

B. The technical case for the mission:

- The **suitability of the proposed payload** as a whole and of the individual instruments to meet the stated goals (matching of payload and instruments to the requirements and mission goals)
- The **technical feasibility** of the proposed payload, including accommodation and other spacecraft resource requirements such as mass, power and telemetry
- The feasibility of the whole **mission concept**, including launch and orbit requirements and launcher constraints
- Feasibility of the **operational concept** and its matching to the mission goals, identification of enabling technologies



Alpbach Summer School

Project Evaluation by Jury member



C. The competitiveness of the mission:

- How well the **mission goals compete** with, or complement those of other missions for *Geophysics of the terrestrial planets* – approved or planned (complementarity – innovation) including ground based observations
- The **value for money** of the mission; the quality and breadth of the contribution compared with the expected cost category of the mission
- The **identification of de-scoping options** and their impacts on the scientific capability of the mission

D. Quality of

- Presentation
- Final report
- Answers to questions



Alpbach Summer School Advice (1/2)



- **Plan the work sensibly**, identifying which decision need to be taken and the various tasks to be done
- **Identify as early as possible the main questions and problem areas** related to the selected mission concept and start gathering information, solutions from the tutors, lectures and the internet
- **Establish the project essentials** (scientific objective, target object, mission scope), as soon as possible
- **Prepare all reviews** on time and use these as milestones in the scheduling of all the tasks
- **Involve the whole team** – everyone can contribute & everyone is needed to complete the tasks in the given time.
- Once decisions are taken **get behind the chosen course of action**, even if it was not your choice



Alpbach Summer School Advice (2/2)



- **Iterate frequently within the whole team**, so that completion of tasks can be monitored, progress and status reviewed, unproductive paths abandoned
- **Everyone in the team needs to know the baseline**, otherwise useful contributions are nearly impossible
- Use all the resources of the Summer School: **ask tutors and lecturers for advice and help** — it is what they are there for.
- Remember that the **report and presentation take time to prepare**, start early on the organisation of this part of the activity, preferably at the start of the second week of the Summer School.



Alpbach Summer School

Post summer school



- **ALL** Alpbach students are invited to carry on with one of the Alpbach missions with the support of Alpbach tutors
- The topic chosen for Post Alpbach will be announced by the Alpbach Jury 2014
- **15** students will be selected to attend Post Alpbach 2014
- Result: scientific paper for presentation at a congress and/or in a scientific journal
- financial support from ESA via FFG for travel expenses and free accommodation including full board



Typical schedule for 240 hours.



	Tue	Wed	Thu	Fr	Sa	Su	Mo	Tue	Wed	Thu
	15/07/2012	16/07/2012	17/07/2012	18/07/2012	19/07/2012	20/07/2012	21/07/2012	22/07/2012	23/07/2012	24/07/2012
09:00					Organized Tour					presentation
12:00										presentation
	lunch	lunch	lunch	lunch			lunch	lunch	lunch	lunch
14:30	lunch									presentation
17:00				REQ review			PDR review	FDR review		presentation
18:00	WS lecture									
19:00	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner	Dinner
21:00	evening lecture									
24:00									Delivery	
		Lectures			Optional, but useful					
		WS Dedicated			Usually Intensive					



School schedule 2015



	TUESDAY July 14	WEDNESDAY July 15	THURSDAY July 16	FRIDAY July 17	SATURDAY July 18	SUNDAY July 19
9:00	Opening	Gravitational Waves (Laser Interferometry) Karsten Danzmann, Germany confirmed	Mission Analysis & Tools Marcus Hallmann, Germany confirmed	Instrumentation III - Test Masses Bernard Foulon, France confirmed	Guided mountain walk for interested participants	WORKSHOP
10:00	General Introduction Pierre Binetruy, France confirmed	Mission & System Design Peter Falkner, ESA confirmed	Instrumentation I - Laser Interferometry Karsten Danzmann, Germany, confirmed	Laser Communication / Instrumentation Zoran Sodnik, ESA confirmed		
11:00	Coffee Break					
11:30	Quantum Entanglement (Long Distance) Rupert Ursin, Austria confirmed	Gravitational Waves (Atom Interferometry) Pierre Binetruy, France confirmed	Instrumentation II – Clocks Piet O. Schmidt, Germany confirmed	System Engineering / Technology Martin Gehler, ESA confirmed		
12:30	Lunch Break					
14:30	Quantum Entanglement (Decoherence) Markus Aspelmeyer, Austria confirmed	Equivalence principle (Clock and Atom interferometry experiments) Peter Wolf, France confirmed	WORKSHOP	WORKSHOP		
15:30	Coffee Break					
16:00	Quantum Entanglement (Cryptography) Rupert Ursin, Austria confirmed	Equivalence Principle (Test masses) Bernard Foulon, France confirmed	WORKSHOP	WORKSHOP	WORKSHOP	
17:00	Workshop Preparation Peter Falkner, ESA confirmed	Working Team Meetings Students		Mission Objectives and Requirements Review		
19:00	Joint Dinner at Böglerhof for all participants					
21:00 -	Work of students & tutors continue at School House, voluntary assistance of lecturers welcome					

School schedule 2015



	MONDAY July 20	TUESDAY July 21	WEDNESDAY July 22	THURSDAY 23
9:00	Workshop: Summary of selected topics	WORKSHOP	WORKSHOP	Presentation Team A (60 min) Q & A (30 min) Coffee Break
10:00	Workshop: Summary of system engineering aspects			
11:00	Coffee Break			Presentation Team B (60 min) Q & A (30 min)
11:30	General Relativity: Astronomical Methods Martin Huber ,Switzerland confirmed	WORKSHOP	WORKSHOP	
12:30	Lunch Break			Joint Lunch at School House
14:30	WORKSHOP	WORKSHOP	WORKSHOP	Presentation Team C (60 min) Q & A (30 min) Coffee Break
15:30	Coffee Break			
16:00	WORKSHOP	WORKSHOP	WORKSHOP	Presentation Team D (60 min) Q & A (30 min) Meeting of Jury
17:00	Mission Preliminary Design Review	Mission Final Design Review	Individual Team Rehearsals	
19:00	Joint Dinner at Böglerhof for all participants			
21:00 –	Work of students & tutors continue at School House, voluntary assistance of lecturers welcome			Award Ceremony at Böglerhof

実施風景(2012年度)



It started in a little village ...

.. in Tyrol ...



実施風景(2012年度)



実施風景(2012年度)



1st Welcome by Director and Head Tutor



実施風景(2012年度)



実施風景(2012年度)



Summer School Relax

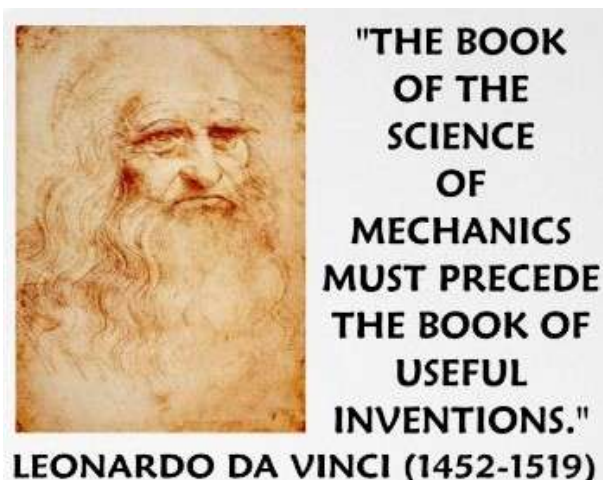
despite daily 20 hours average work...



実施風景(2012年度)



Statements by Students & Lecturers (excerpts)



„What First Team Organisation or Mission Definition?...“

„Engineers try to make something work that Scientists have not defined yet“

„Difficult Choices still to come...“

„Sunday at Noon you will have a strong crisis at Midnight comes then the real down“

„make sure your mission analysts are informed by your scientists to which target planet to go“

実施風景(2012年度)

...The 2012 Team



実施風景(2012年度)

Tutors daily meeting



実施風景(2012年度)



The „A“ Team

As director I have a perfect team

I'm from Berne, what do I have to do?

Fotos are missing to our world

Wuff, I'm keeping the space herd!

Giants? - with a Beamer for everyone, I can detect everything!

Where is the money (cash only please) ?



実施風景(2012年度)

Some lecturers



実施風景(2012年度)



Lecture Hall (Audi Max) Impressions



実施風景(2012年度)



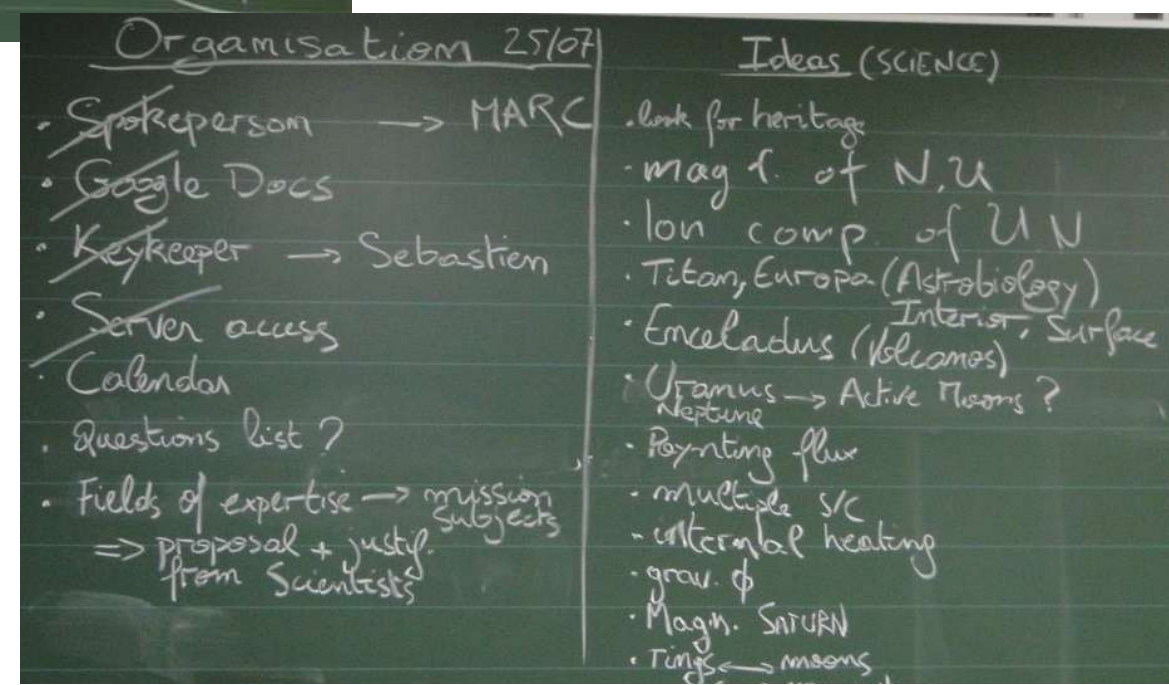
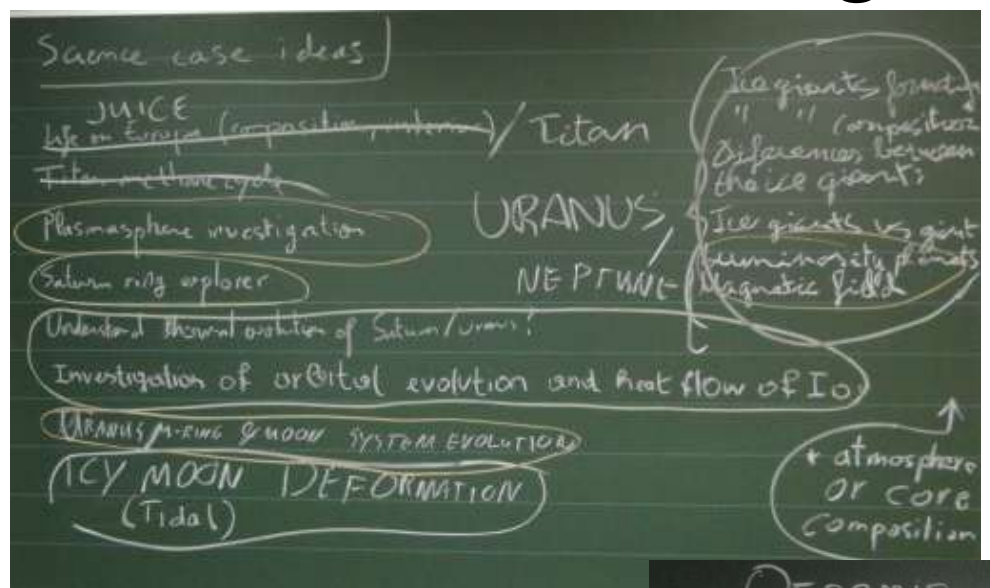
Tutor in Team work



実施風景(2012年度)



Mission and organisation drafts



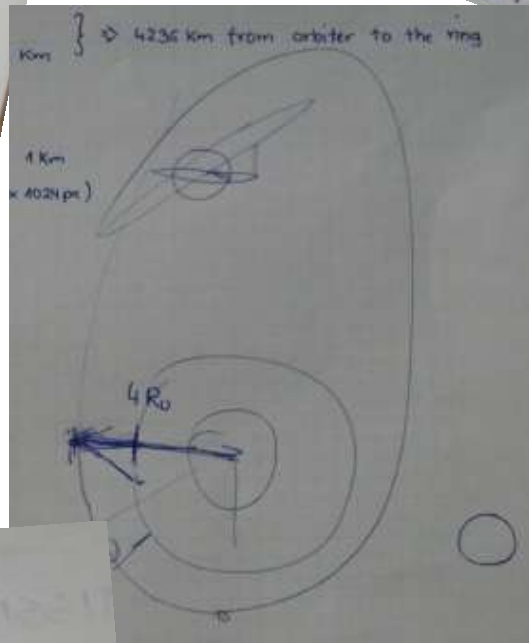
実施風景(2012年度)



„methodical“ drafts



- IMPROVE KNOWLEDGE OF ICT EXOPLANETS
 - FORMATION OF SOLAR SYSTEM



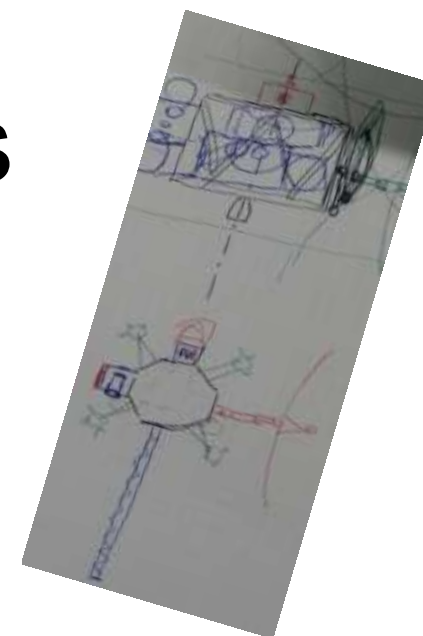
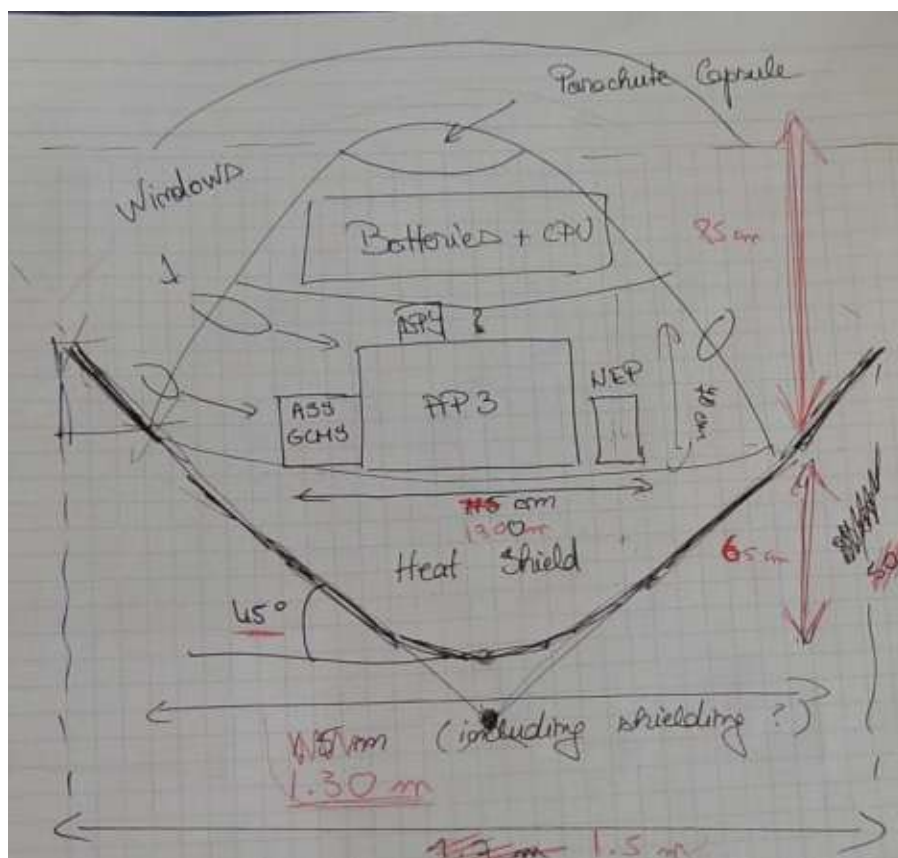
COST
 EXO- orbiter & sample
 DESIGN DETAIL
PUBLIC OUTREACH

MISSION CLASSES

	<u>SMALL</u>	<u>MIDDLE</u>	<u>LARGE</u>
W	~1000kg	1T - 3.5T	3.5T - 6T
E	~500M	500M - 750M	1B - 5B
P	~10kg	~30kg	~70-100kg

実施風景(2012年度)

Model samples



実施風景(2012年度)

Team work under supervision but no interference (at this stage) of tutor



実施風景(2012年度)

Different approaches to avoid „mission burn-out“



実施風景(2012年度)



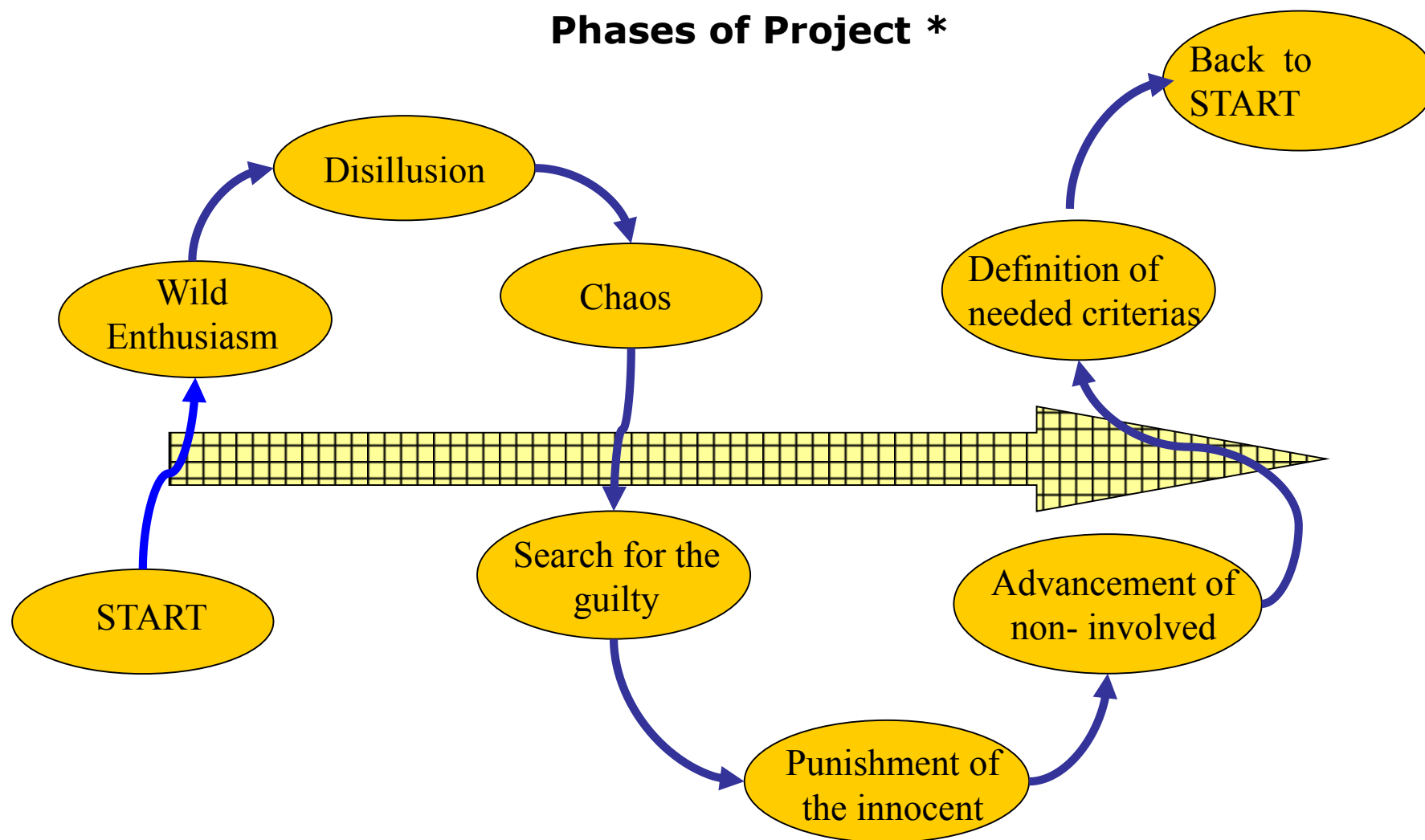
P&F Design Review

- Mission Overview (Statement, Case, Objectives, Requirements)
- Payload (Instrumentation, sizing, Obs. Strategy)
- Mission Profile (Launcher, Target Orbit, Spacecraft & Subsys, Operations)
- Preliminary Critical Technology



- Mission Overview (Statement, Case, Objectives List, Key Requirements List)
- Payload (Instrumentation, sizing, Obs. Strategy)
- Mission Profile (Launcher, Target Orbit, Spacecraft & Subsys, Operations, Ground segment)
- Critical Technology
- Critical Risks
- Cost Category & Descoping Options

実施風景(2012年度)



* The Head Tutor et al.

実施風景(2012年度)



Team Working Impression



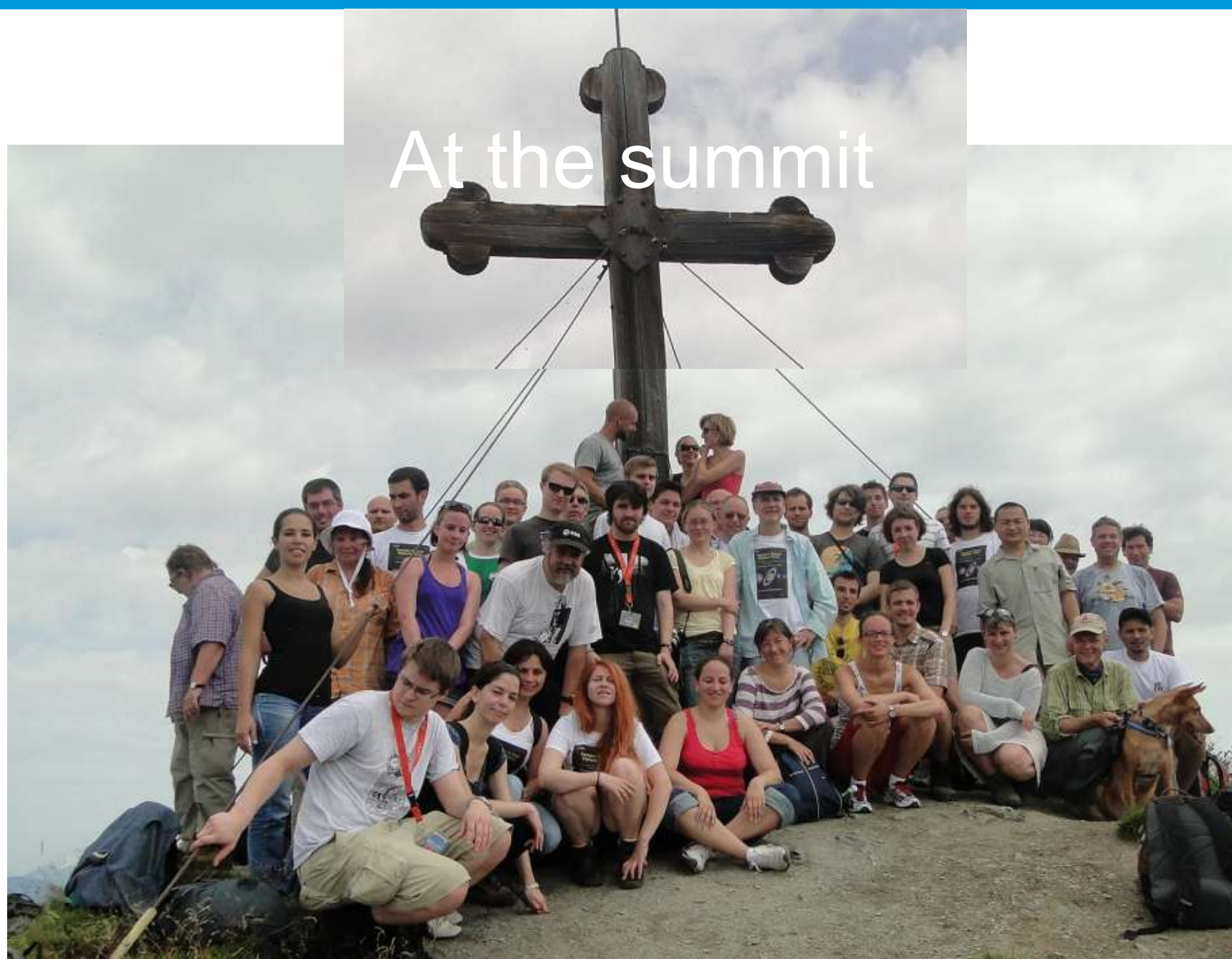
I doubt it!



実施風景(2012年度)



実施風景(2012年度)



実施風景(2012年度)



Fichtensaal Impressions (where Scientist and Engineer always agreed)



実施風景(2012年度)



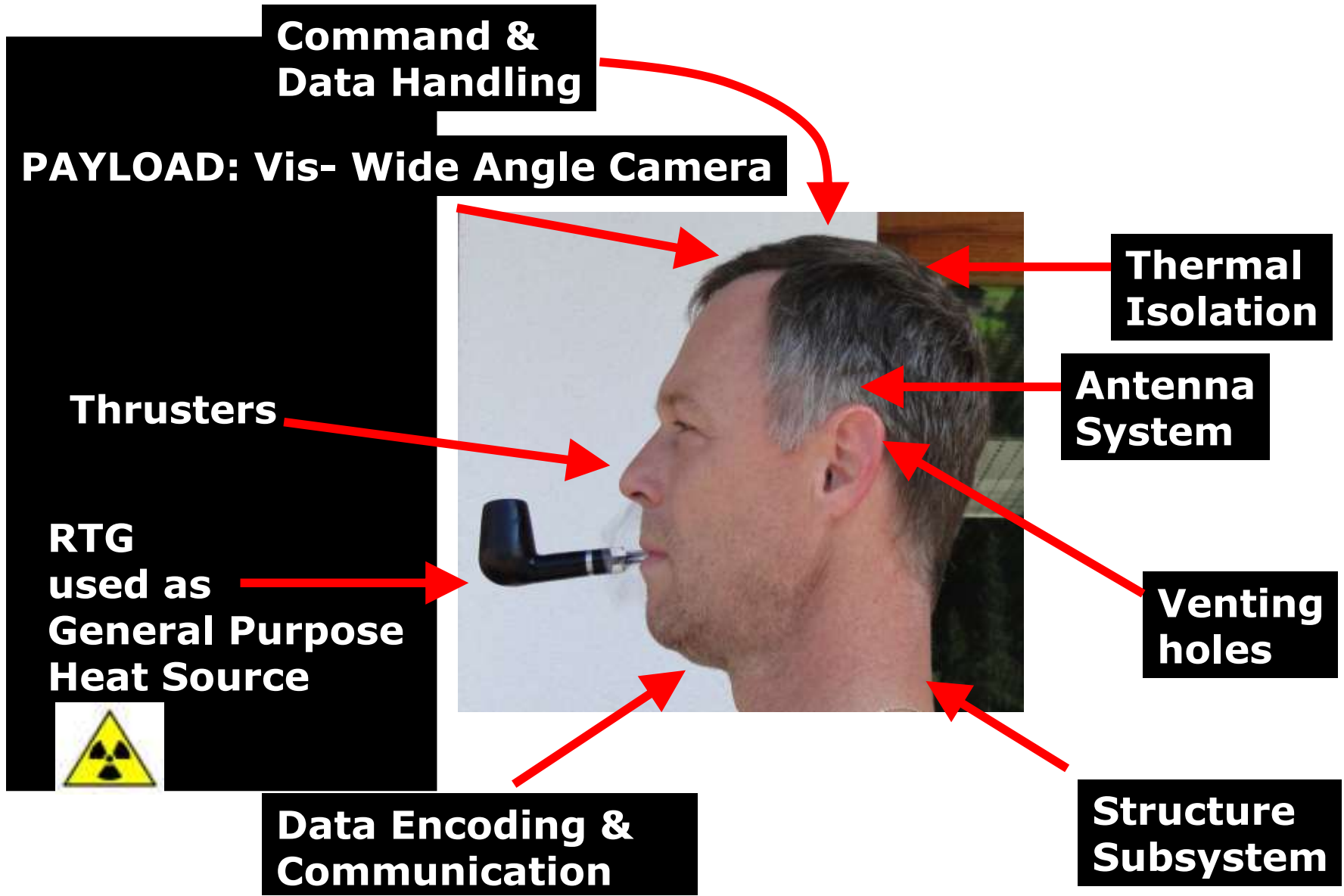
The daily progress report



実施風景(2012年度)



WANTED: Spacecraft Systems



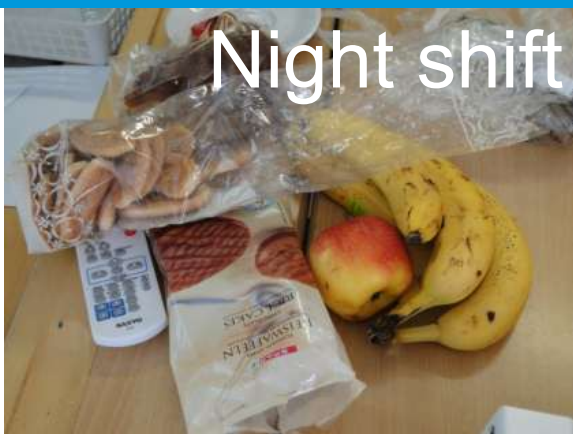
実施風景(2012年度)



実施風景(2012年度)

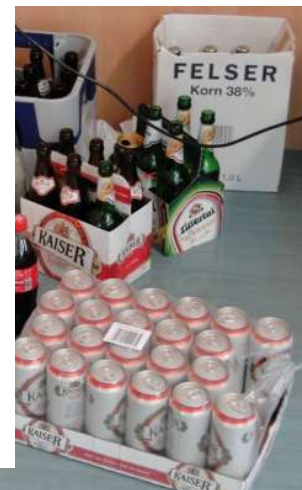


Night shift = last phase



Don't Panic

SOLID boosting propellant



Liquid boosting propellant



実施風景(2012年度)

Delivery

no need to hurry to 00:00 anyway your mission will not fly before 2025-35



Well, congratulations to all teams!
we kept the time line: all were in time and no later than 00:00 s.t.



1st **BLUE**

2nd **RED**

3rd **ORANGE**

last (but not least) **GREEN**



実施風景(2012年度)

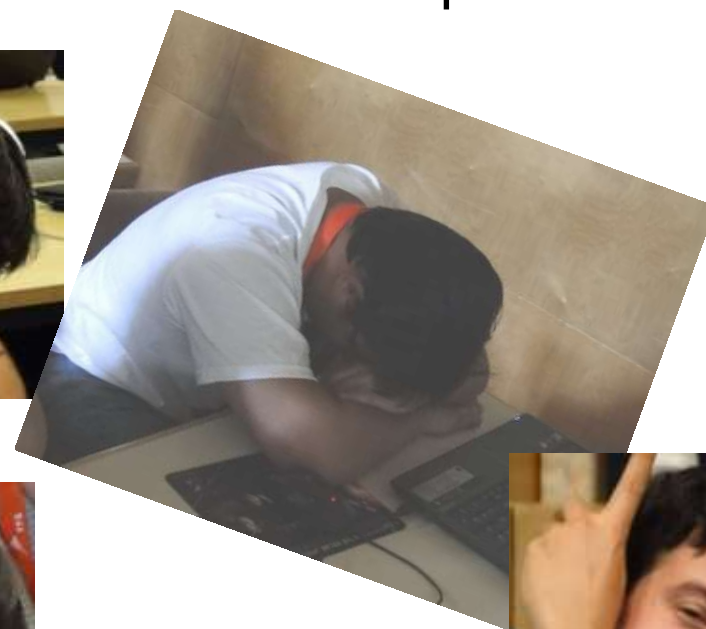


Jury at work



実施風景(2012年度)

Tired , sleepy but happy with great and innovative presentations



実施風景(2012年度)



Oscar's Impressions



Team Blue



VEnus

Lander and

Orbiter for

Characterising the

Interior and

TEctonics



Presentation Outline

1. Overview
2. Science & Mission Objectives
3. Instruments Overview
4. Spacecraft and Subsystems Design
5. Orbit Configuration
6. Analyses
7. Summary



Similarities to Earth

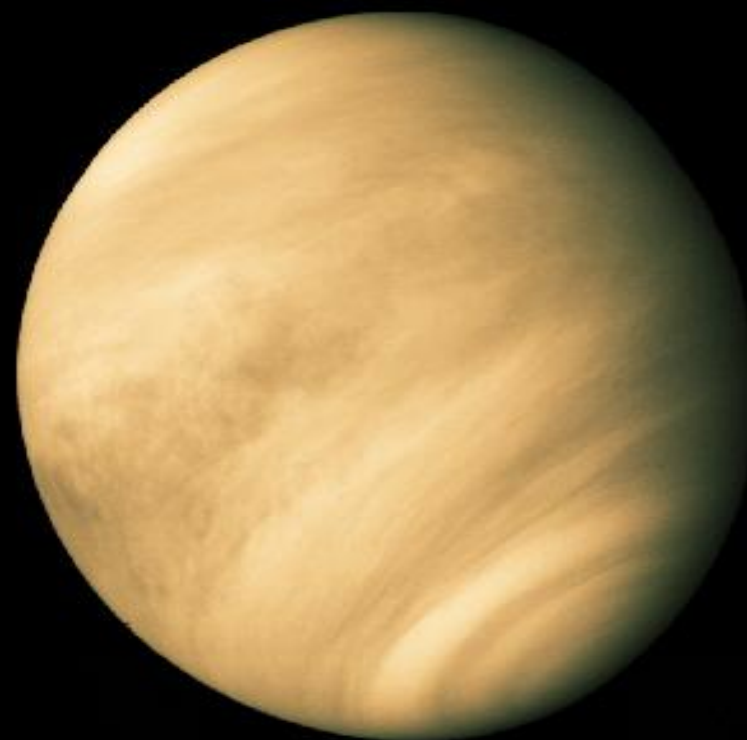


Mass	$4.87 \times 10^{24} \text{ kg}$	$5.97 \times 10^{24} \text{ kg}$
Equatorial radius	6052 km	6378 km
Mean density	5243 kg/m^3	5514 kg/m^3



Differences to Earth

- Optically opaque atmosphere (96% CO₂)
- High surface temperature (737 K)
- High air pressure (92 bar)
- No active magnetic field
- Extensive resurfacing 1 Ga ago



<http://ircamera.as.arizona.edu/NatSci102/NatSci102/lectures/venus.htm>



Previous Missions to Venus

Pioneer-12 (1978):

- topography, radio thermal emission, surface roughness

Venera-15 & 16 (1983):

- extensive lava fields, shield volcanoes, ridges and coronae

Magellan (1989):

- radar surface imaging, topography , gravity field

Venus Express (2005):

- long term observation of the Venusian atmosphere
(active volcano?)



Venera lander

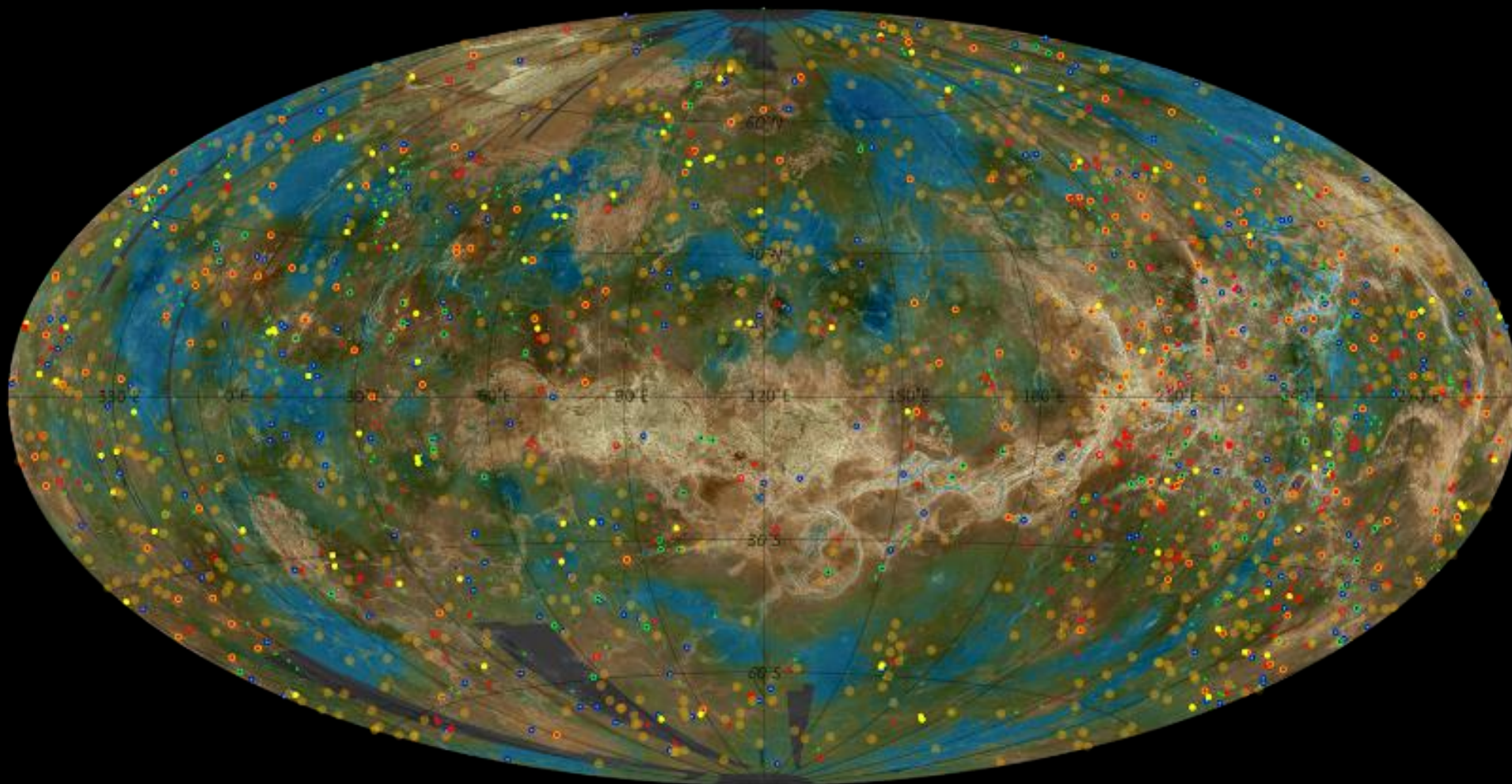


Magellan



Venus Tectonics: current knowledge

4



Richard Chail (2014), Venus Geophysics



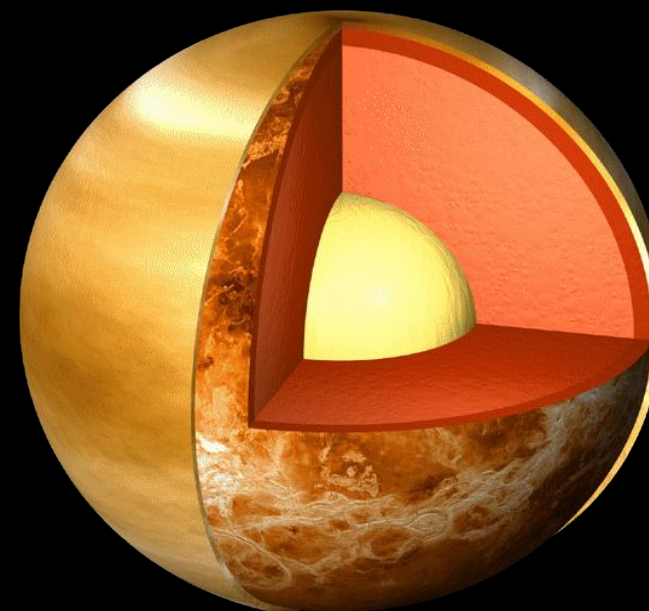
Venus Tectonics: desired knowledge

Elevation and gravity models exist
but no hard information on

- dynamic processes
- tectonic processes

Scarcity of knowledge about surface
and interior of Venus

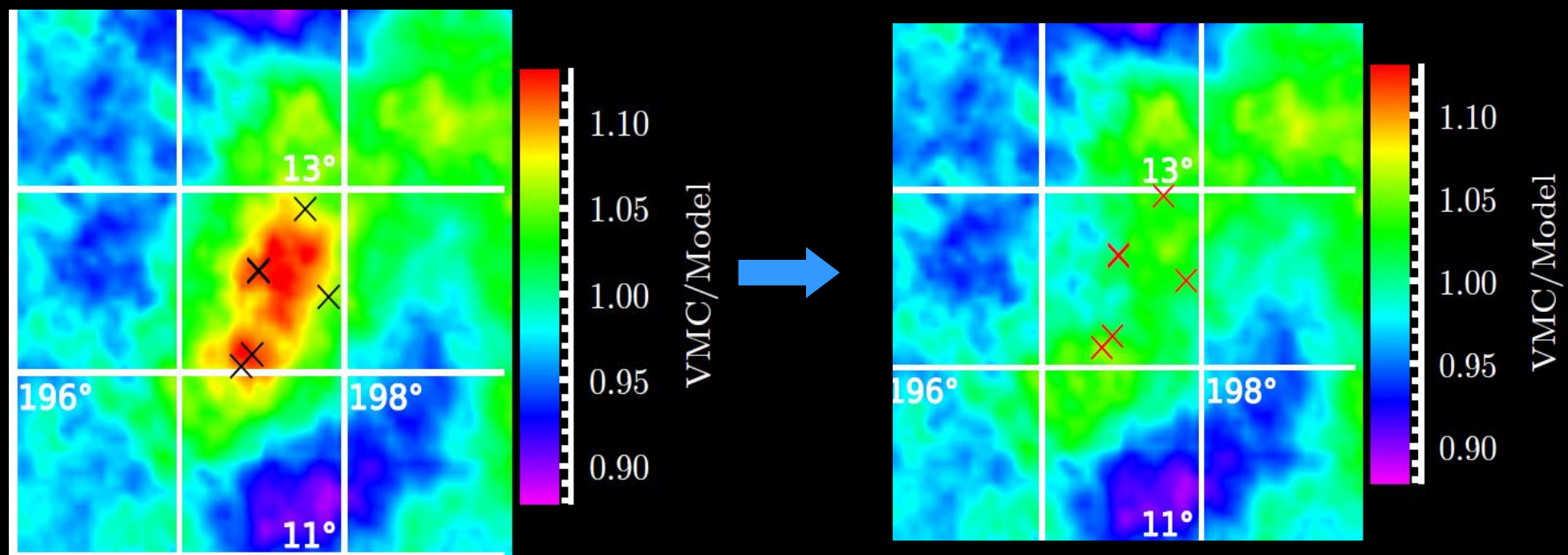
- chemical composition of surface/interior
- structure of the interior (core-mantle-crust)
- venusian libration and moment of inertia





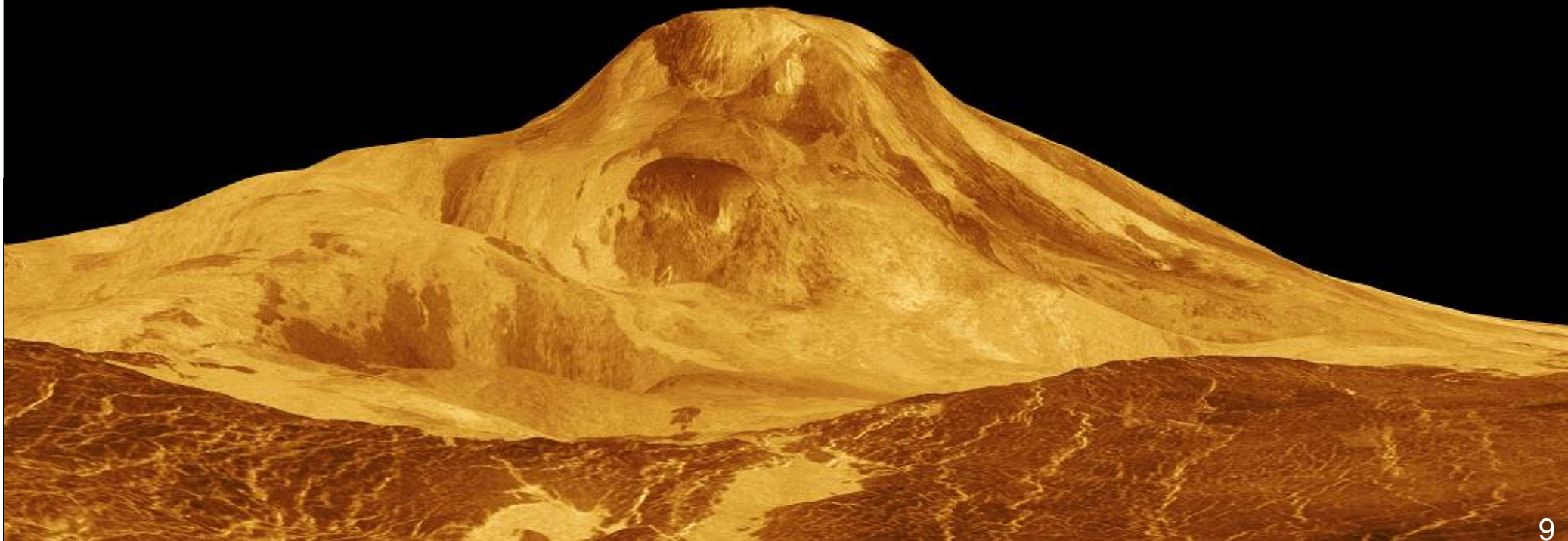
Recent Discoveries

Hints of ongoing activity



Comparison of data ratios to model with and without lava flows

Science and Mission Objectives





Mission statement

Investigating our twin planet by satellite and in-situ measurements will provide us a **unified scenario of terrestrial planet formation and the past and the evolution of Earth.**

Primary

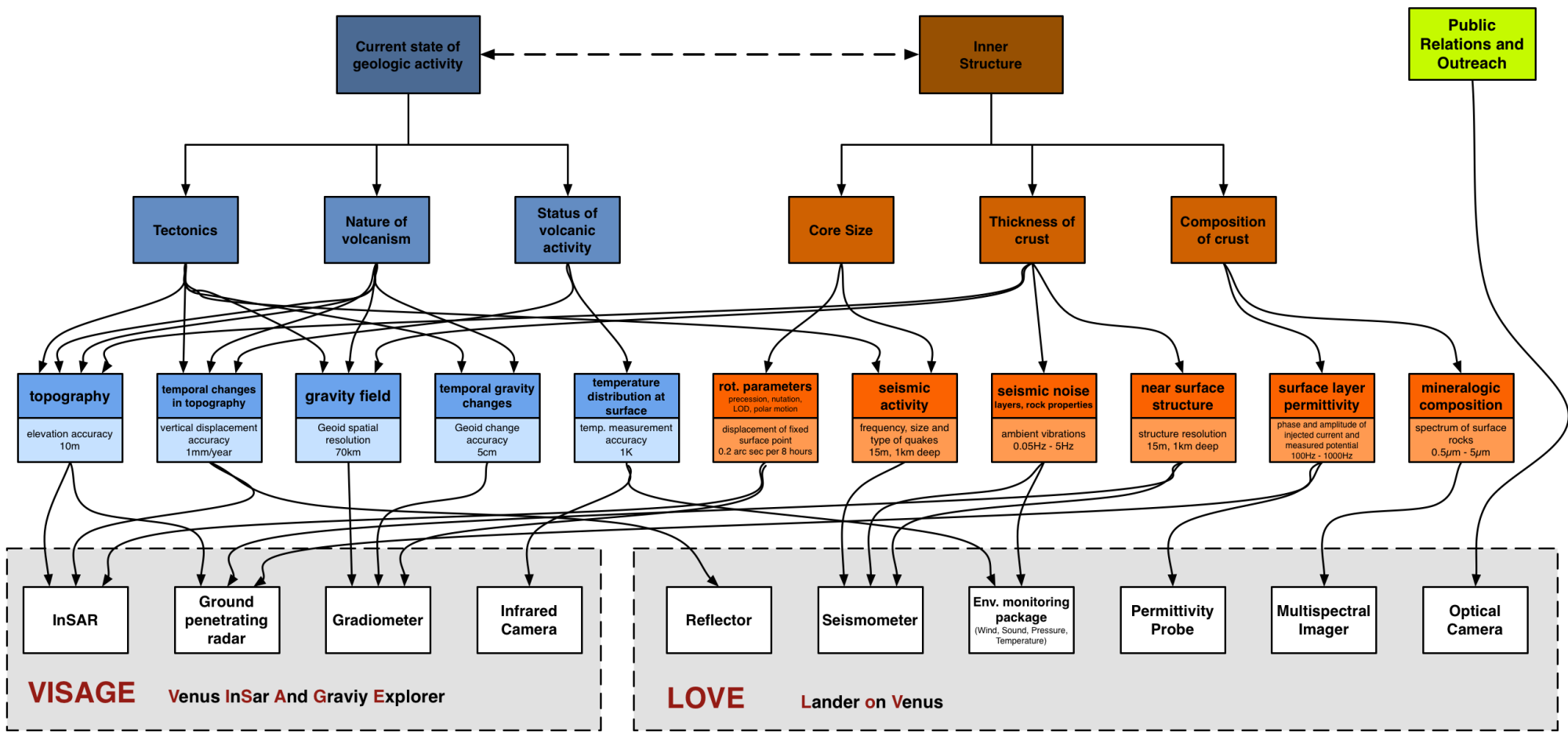
Studying the **near-surface** geological activity will deepen our knowledge on the **current status of Venus' evolution and tectonics** and improve our understanding of the dynamics of Earth-like planets.

Secondary

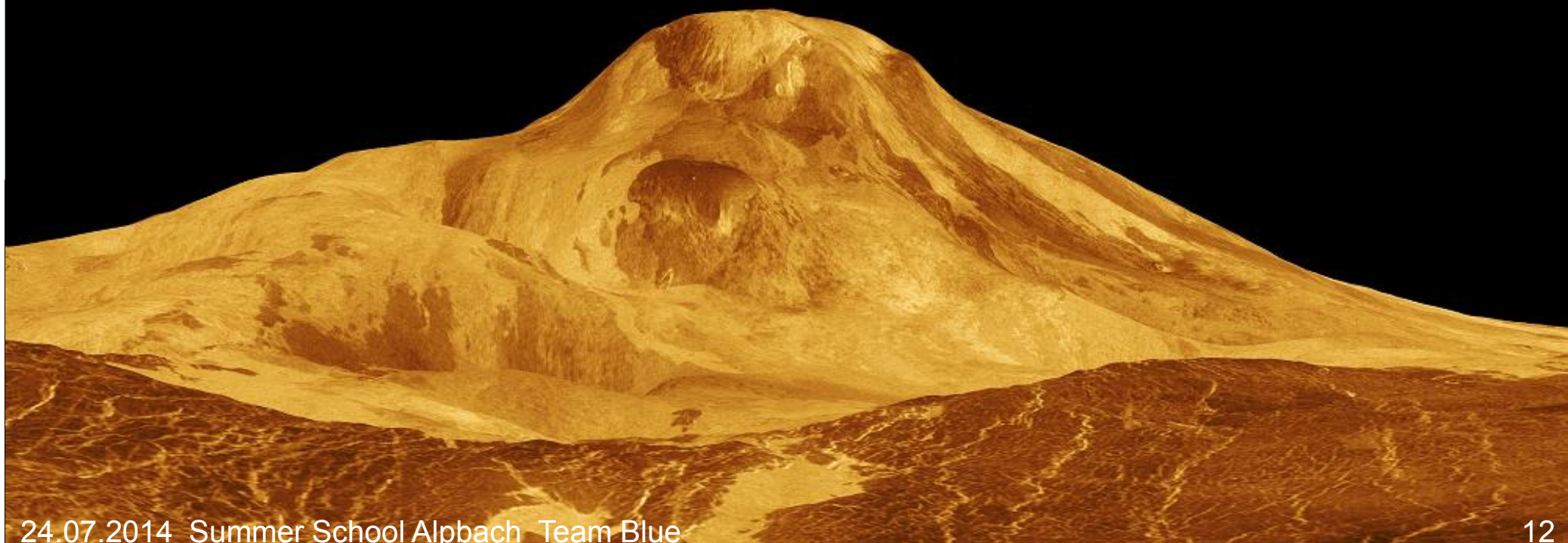
The **interior structure** will allow us to substantially understand terrestrial planet **interior dynamics and planetary and solar system formation.**



Mission Requirements



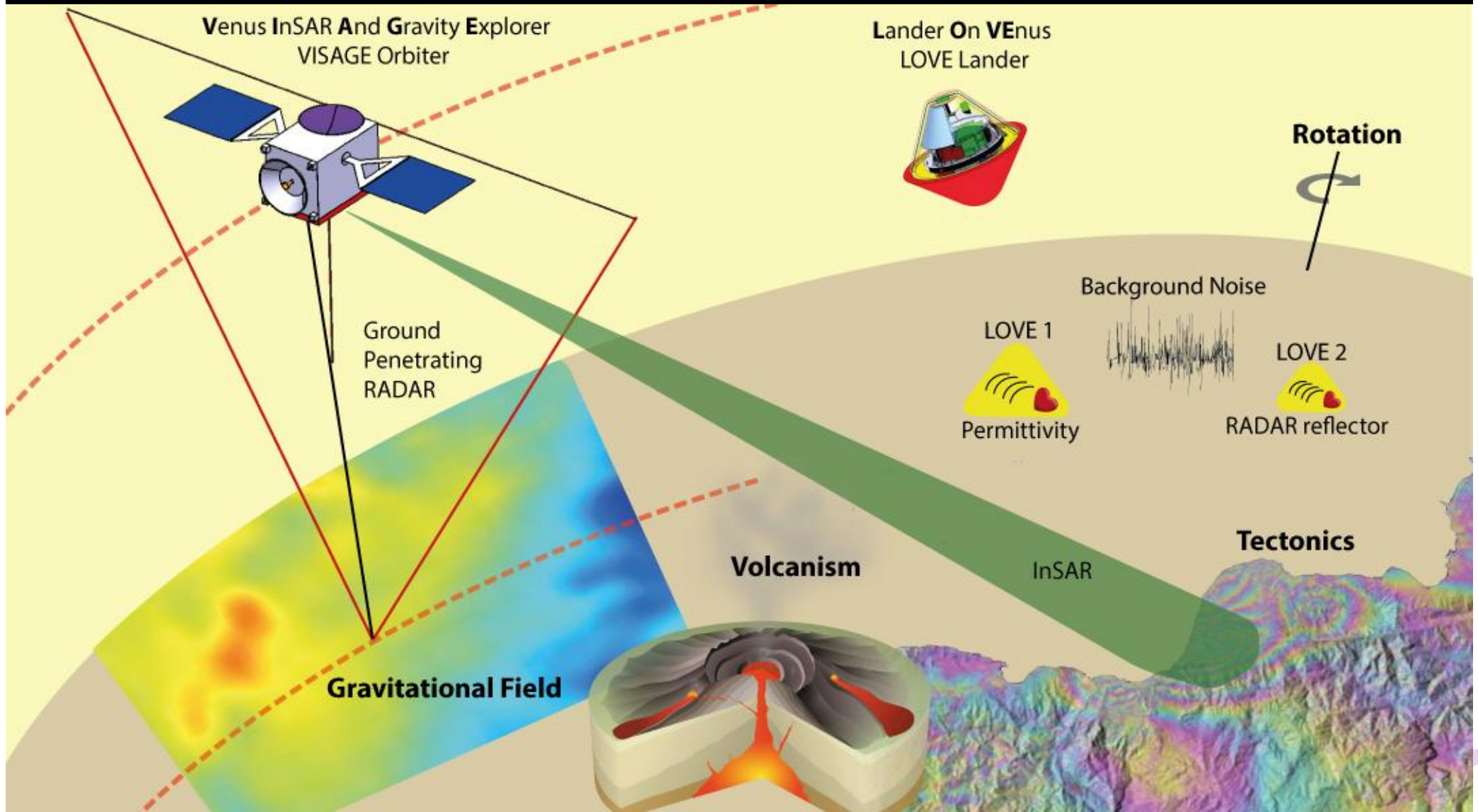
Instrument Overview





Measurement and Instruments

VELOCITÉ comprises two constituents:





VISAGE Instruments Overview

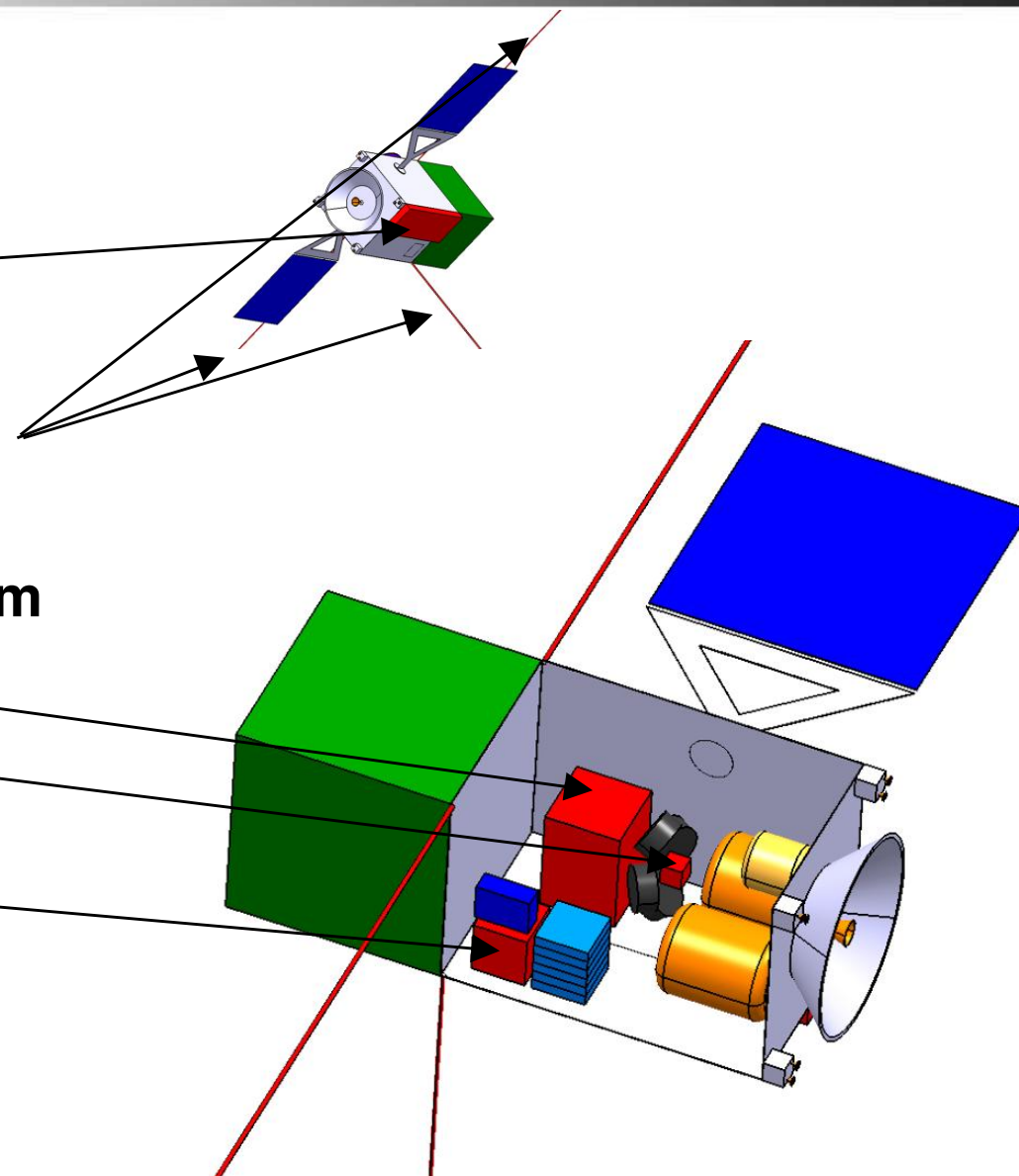
InSAR

Ground Penetrating Radar

Gravity Measurement System

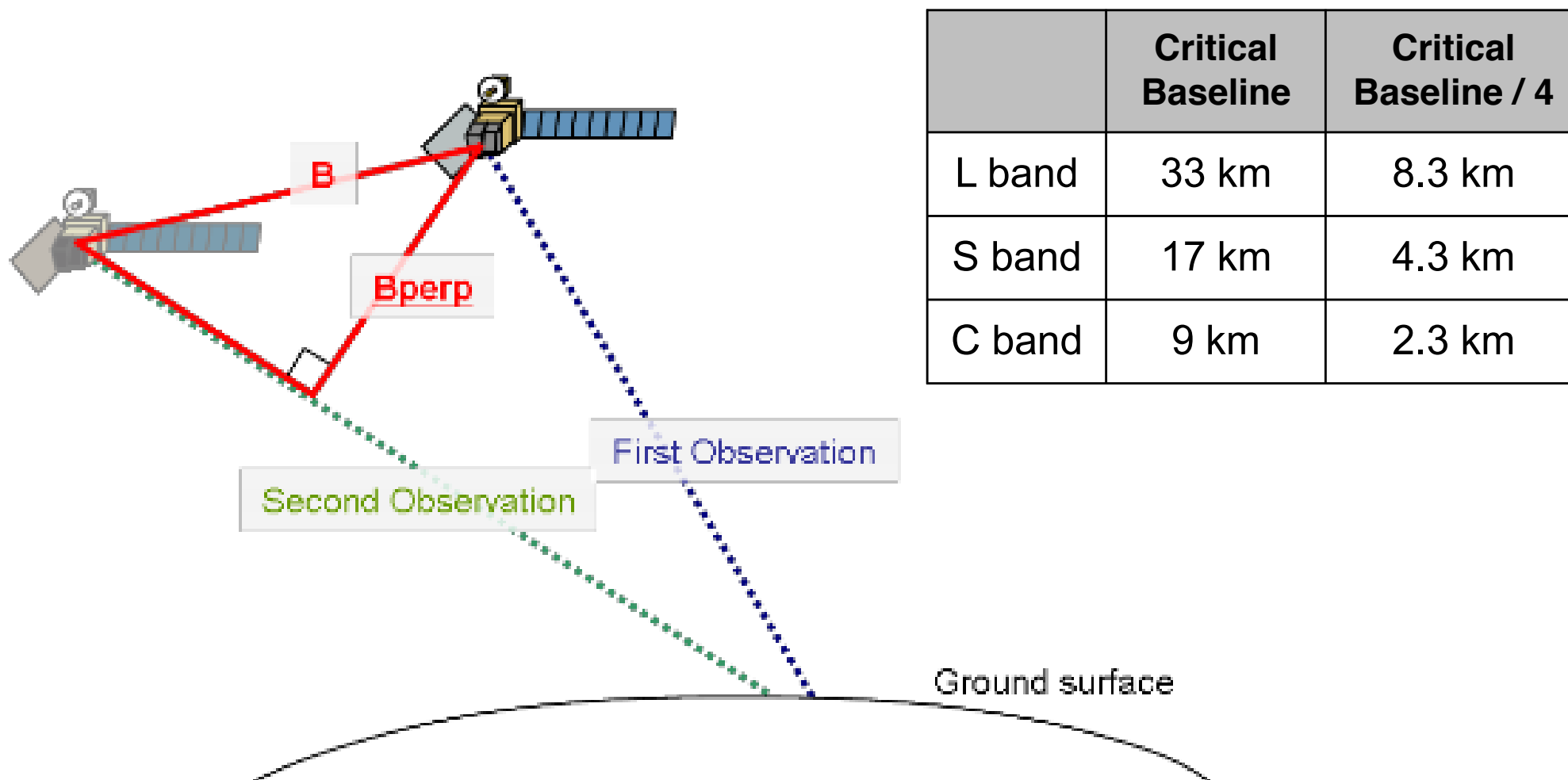
- Gradiometer
- Accelerometer

Infrared Camera



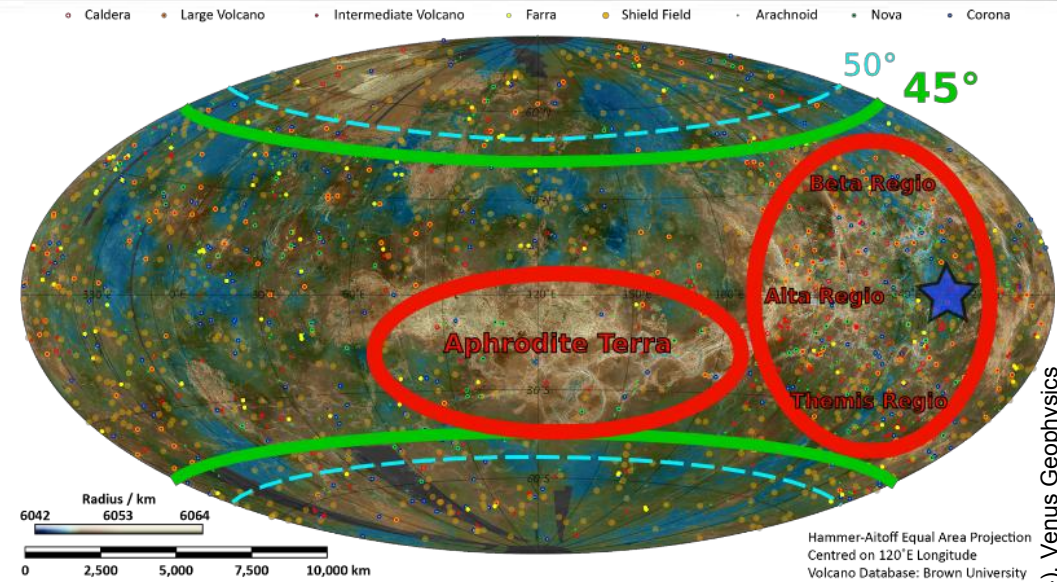
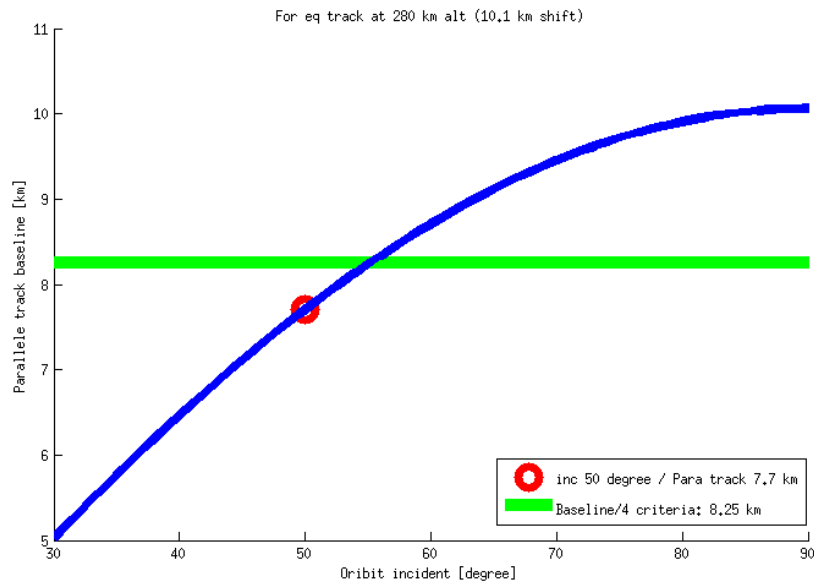


InSAR Theoretical Constraints





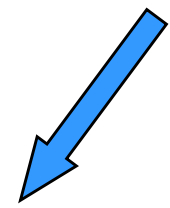
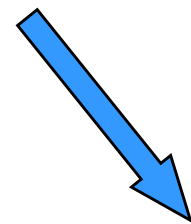
Orbiter: InSAR Design Drivers



Richard Chail (2014), Venus Geophysics

orbit inclination → technical requirement: 55 deg

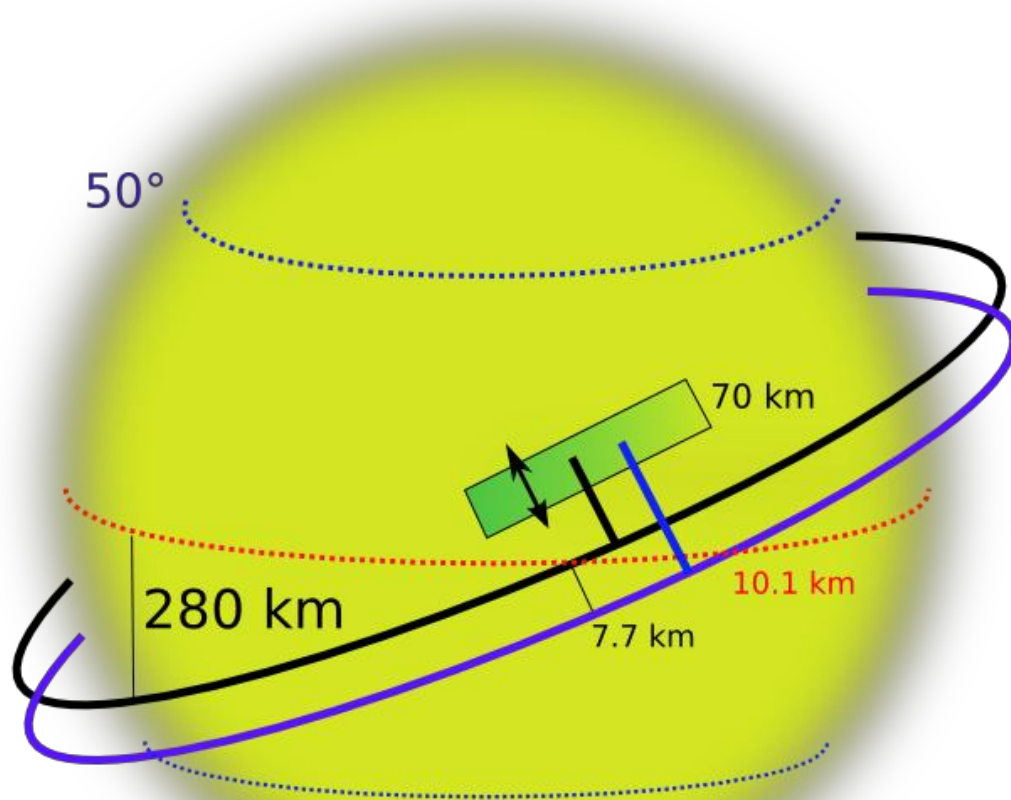
minimum desired potential surface coverage yields 45 deg inclination



trade-off yields 50 degrees



Orbiter: InSAR Fact Sheet



Constraints on the orbit for the InSAR acquisition:

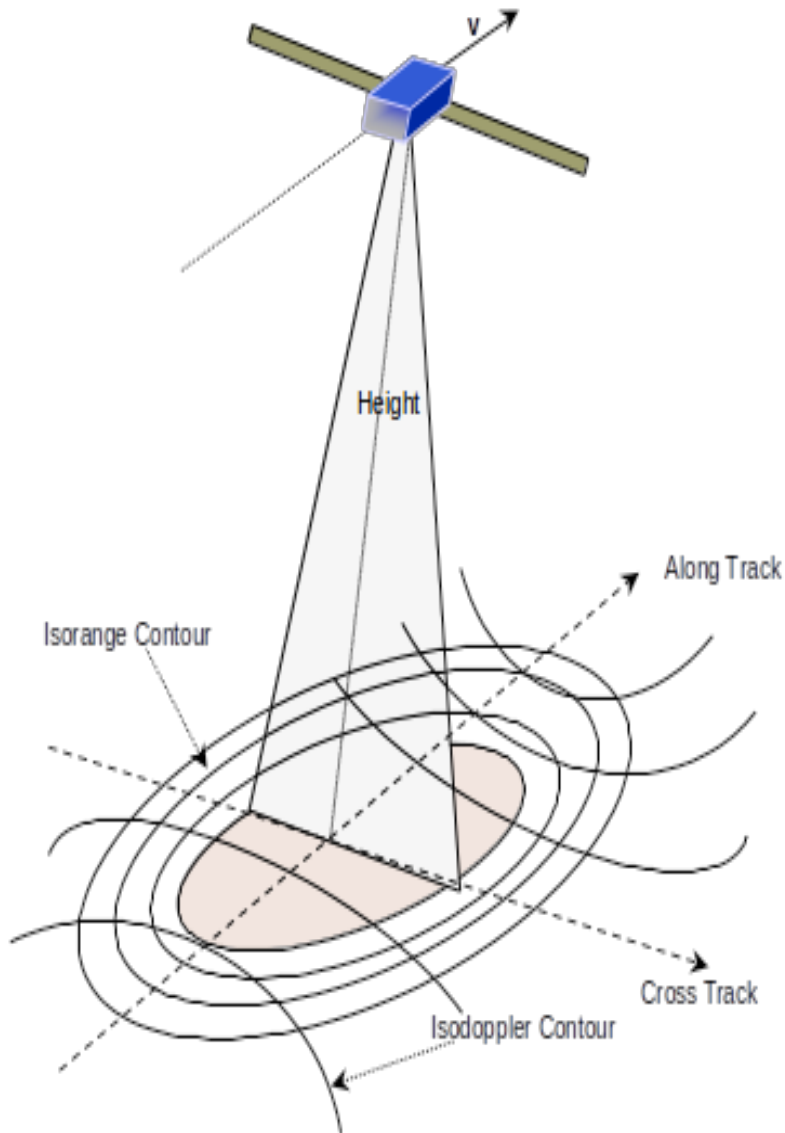
Height orbit	280 km
Time orbit	92.6 min
Shift per orbit	10.1 km
Orbit inclination	50°
Critical baseline	7.7 km
Range angle	25 °
Swath	70 km

(Critical baseline in L band to do InSAR: 8.3 km)

Right and left looking to measure displacement in both directions.



Orbiter: Penetrating Radar



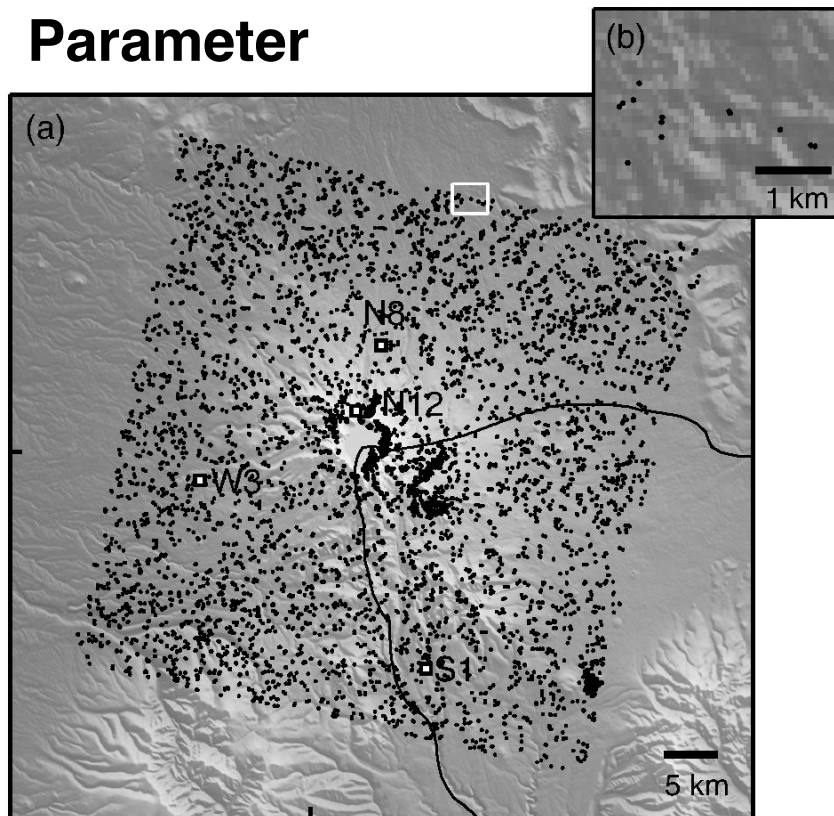
Constraints on the orbit for the antenna:

Resolution	15 m
Depth	1000 m
Booms	2 x 10m
Carrier frequency	20 Mhz
Pulse	85 μ s
Repetition frequency	700 Hz
RF Power peak	10 W
Mass	20 kg



Orbiter: Persistent Scatterers

Rotation Parameter



Persistent scatterers for PSInSAR solutions

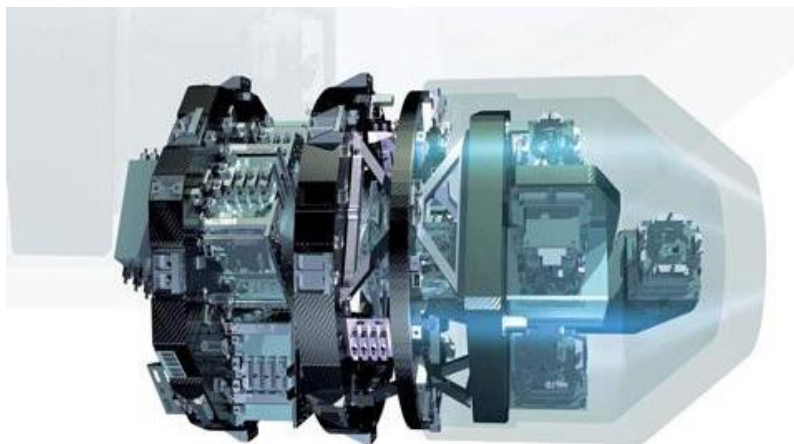


<http://astarmathsandphysics.com/>

- length of day
- polar motion
- precession
- nutation
- moment of inertia
- planet's interior



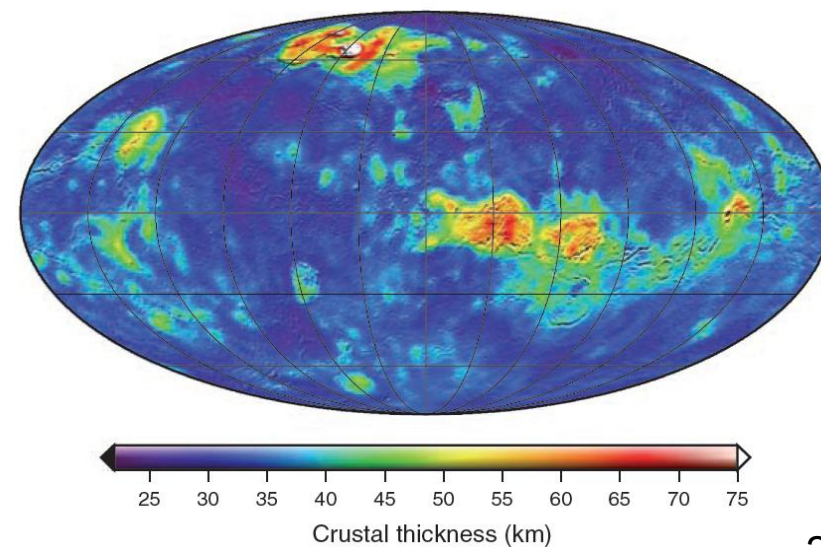
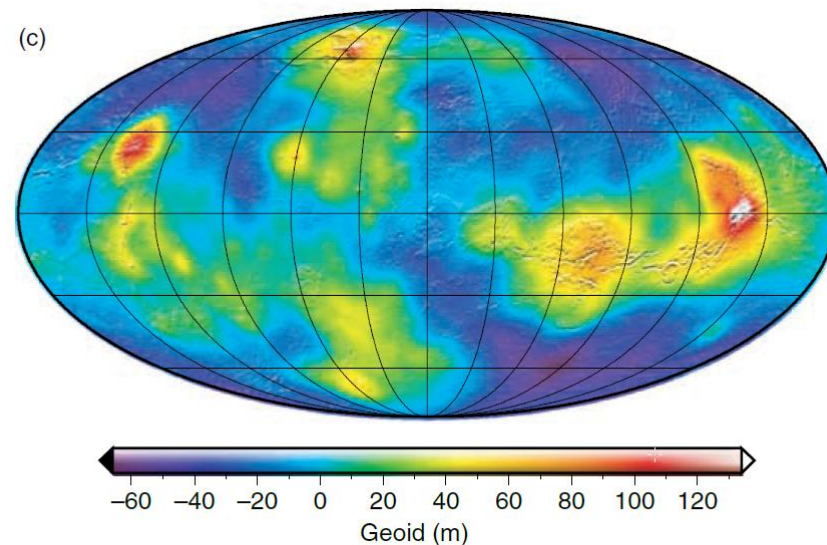
Orbiter: Gradiometer



GOCE instrument from : <http://www.dlr.de/dlr/>

The **static** and **time-variable gravity field** will be obtained from:

- **orbit perturbations** supported by an **accelerometer** (for low-degree spherical harmonic coefficients)
- **gradiometer** (for high-degree spherical harmonic coefficients)

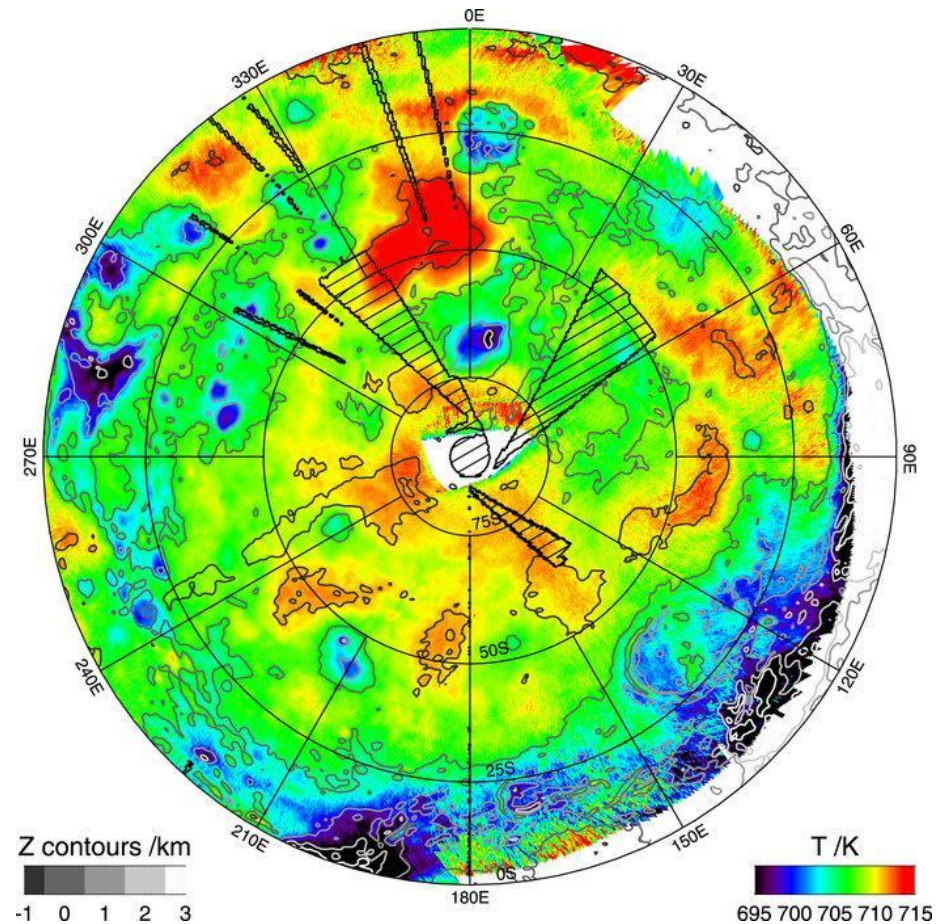


Wieczorek 2007, Gravity and Topography of the Terrestrial Planets



Orbiter: Infrared Camera

The **surface temperature** distribution will allow investigating active eruptions and volcanic activity.



Temperature map of the north pole of Venus from :
<http://www.esa.int/>



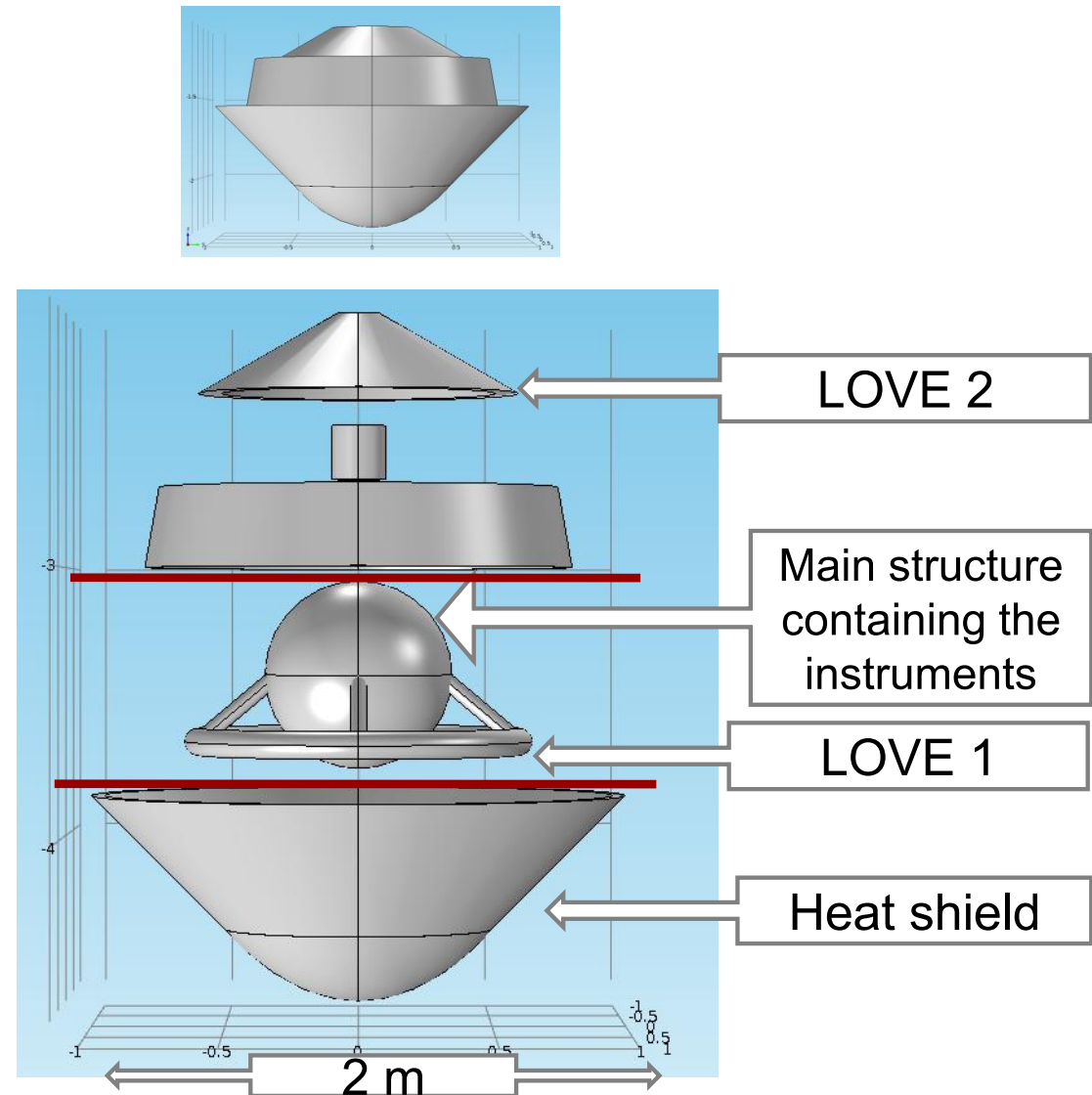
LOVE Instruments Overview

•LOVE 1

- 1. Seismometer
- 2. Multispectral Camera
- 3. Permittivity Probes
- 4. Environment monitor
- 5. Radar Reflector

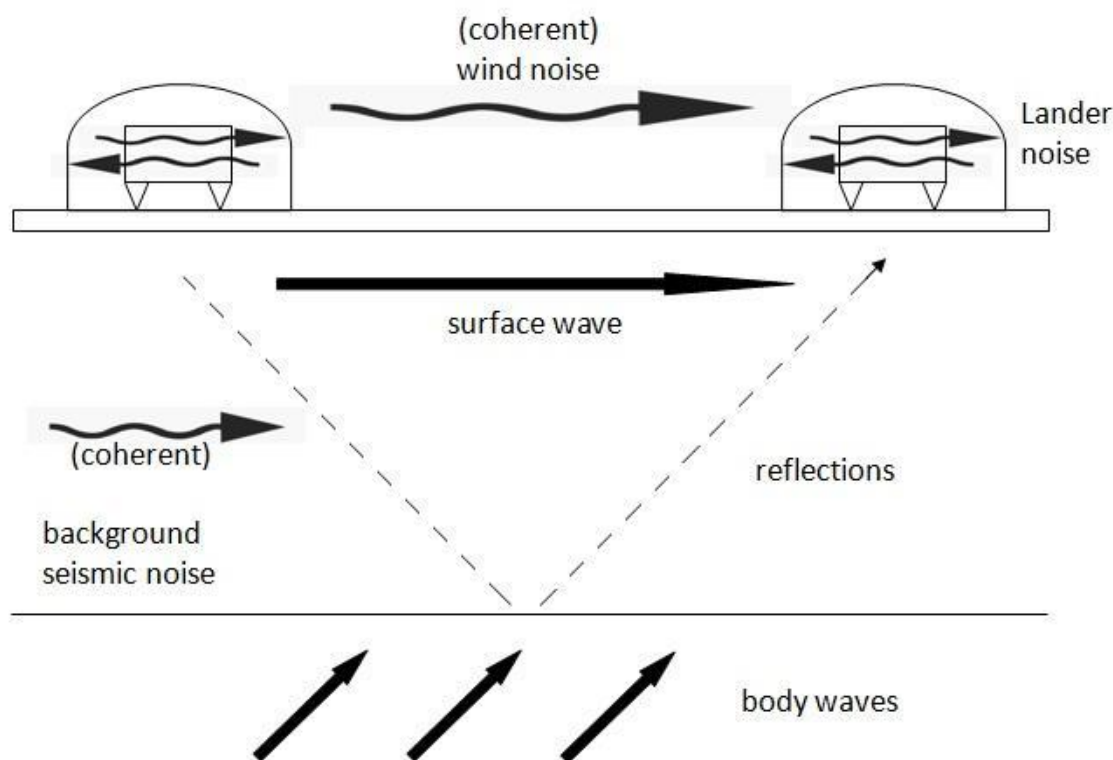
•LOVE 2

- 1. Seismometer
- 2. Radar Reflector





Lander: Seismometers (Network)

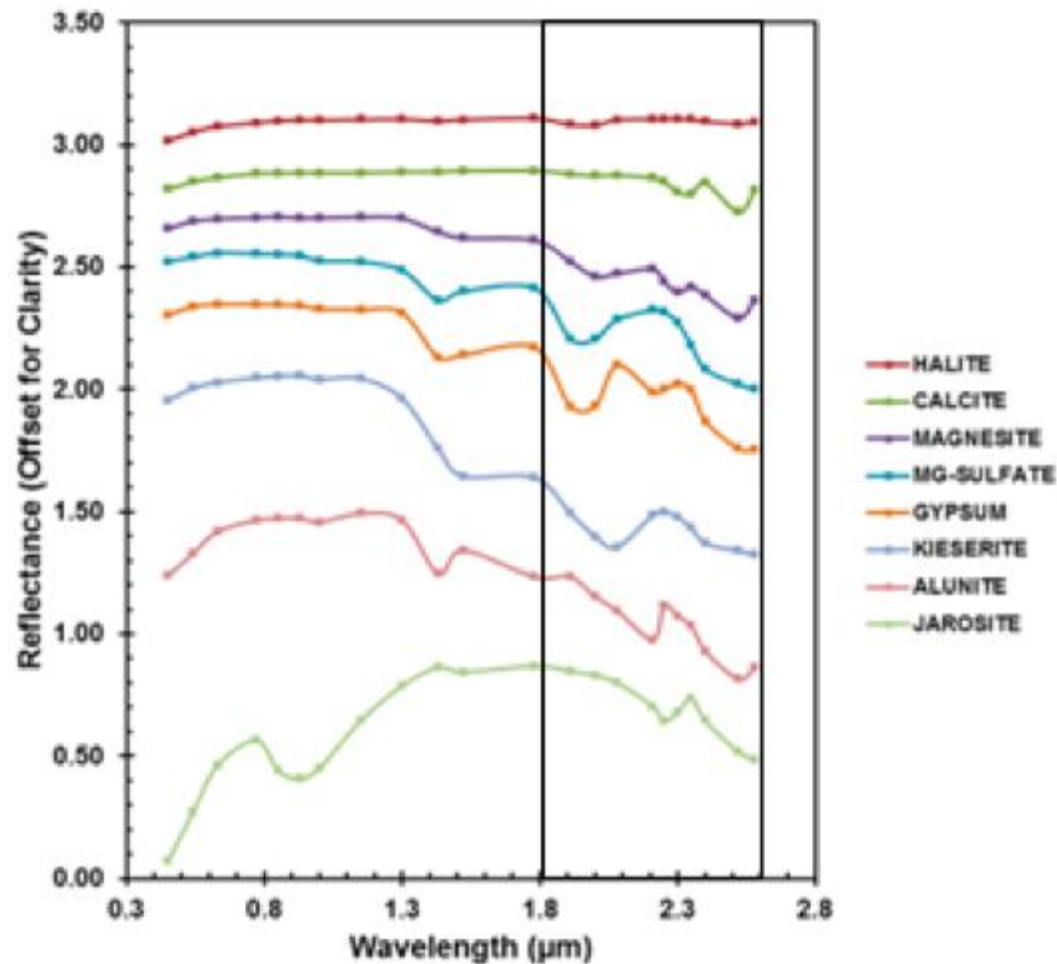


Correlation of two seismometers show

- **coherent background signals/noise** (wave velocity)
- seismic activity (Inclination, slowness)



Lander: Multispectral Imager



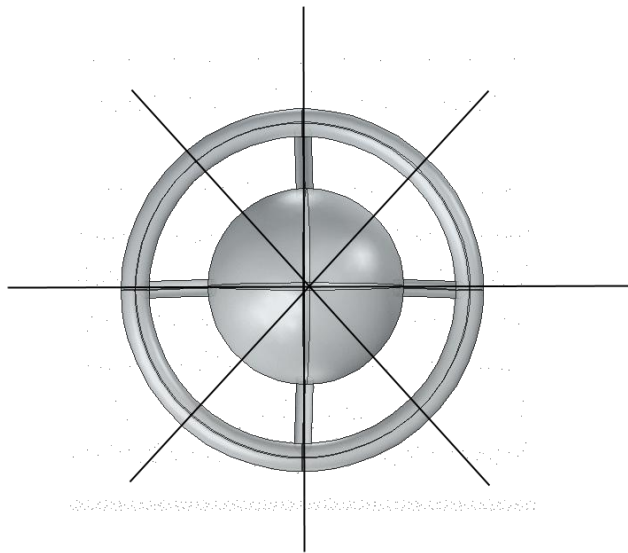
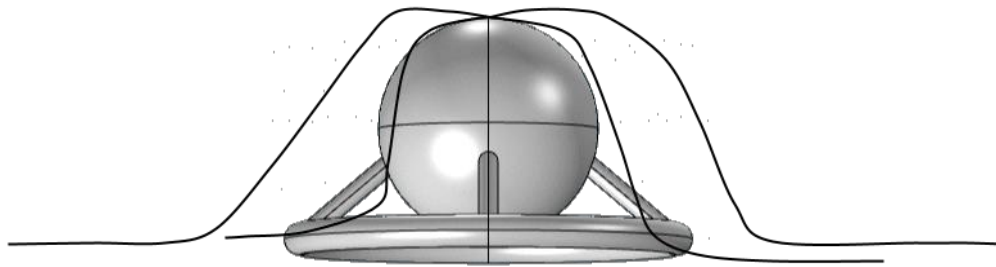
Example of spectrum

Measurement of actively generated spectrum of the landing site to infer mineralogical composition.

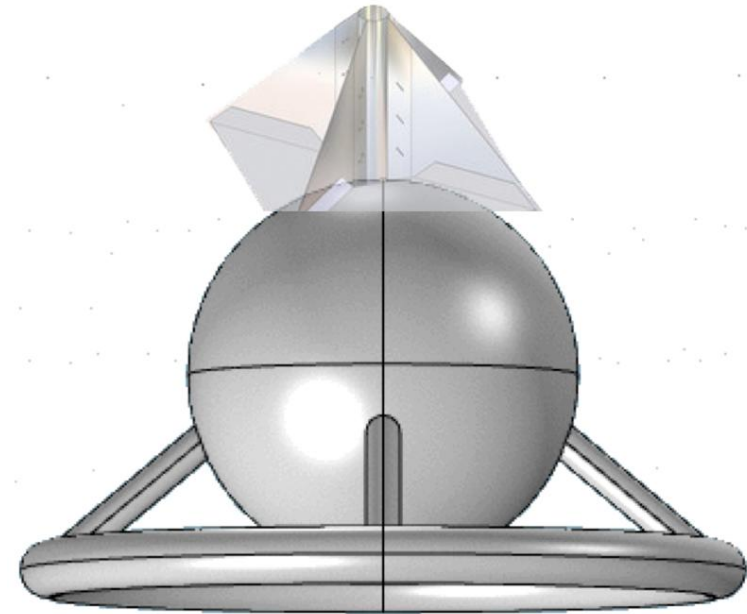


Lander: Reflector System

Iron hair option



Umbrella option



Both systems can easily be tested in Earth-like environment

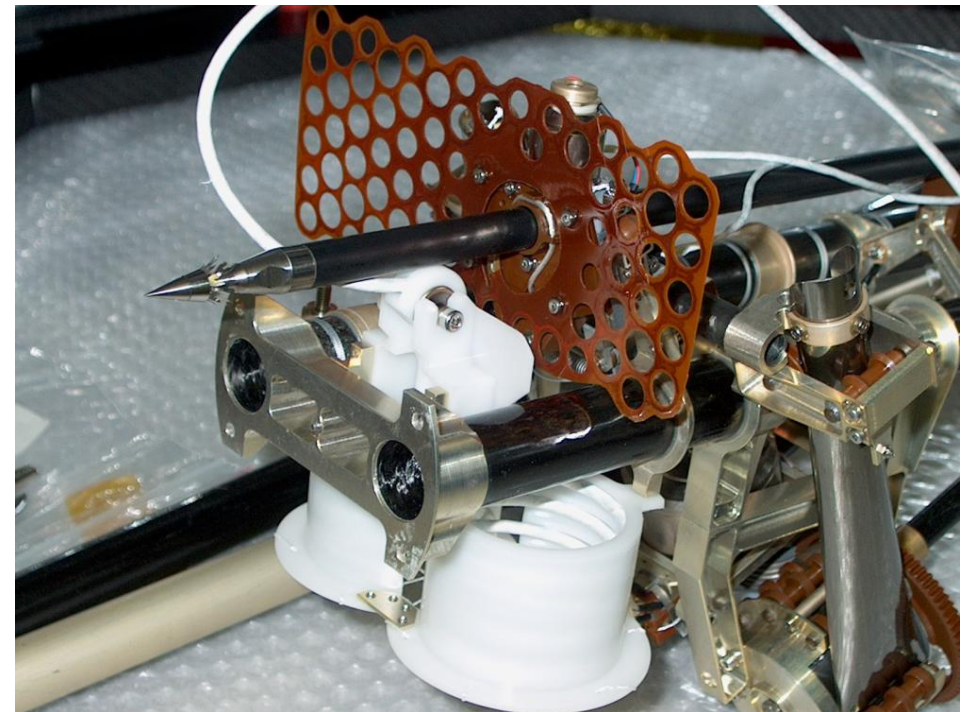


Lander: Permittivity Probe

- **Permittivity Probe**
- Heritage from the Philae Lander

Properties of PP	
Sounding frequency	0.01 to 10 kHz
Receiving frequency	20 up to 40 kHz
Mass	270 g
Power	≤ 320 mW

- Mutual quadrupole array technique
- Study depth: ca. 2 m



PP electrode located on the MUPUS pin on the philae Lander



Lander: Additional Systems

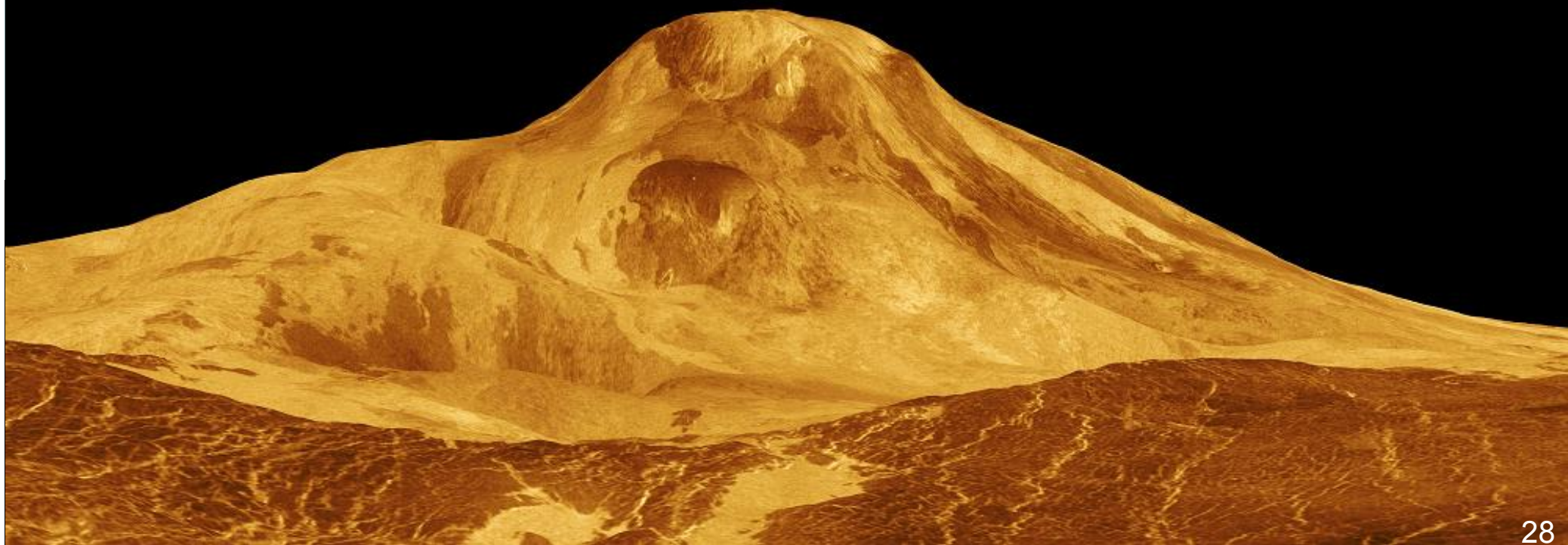
Environmental Monitor, heritage from the curiosity rover

- temperature
- pressure
- wind speed
- acoustic sound

Camera

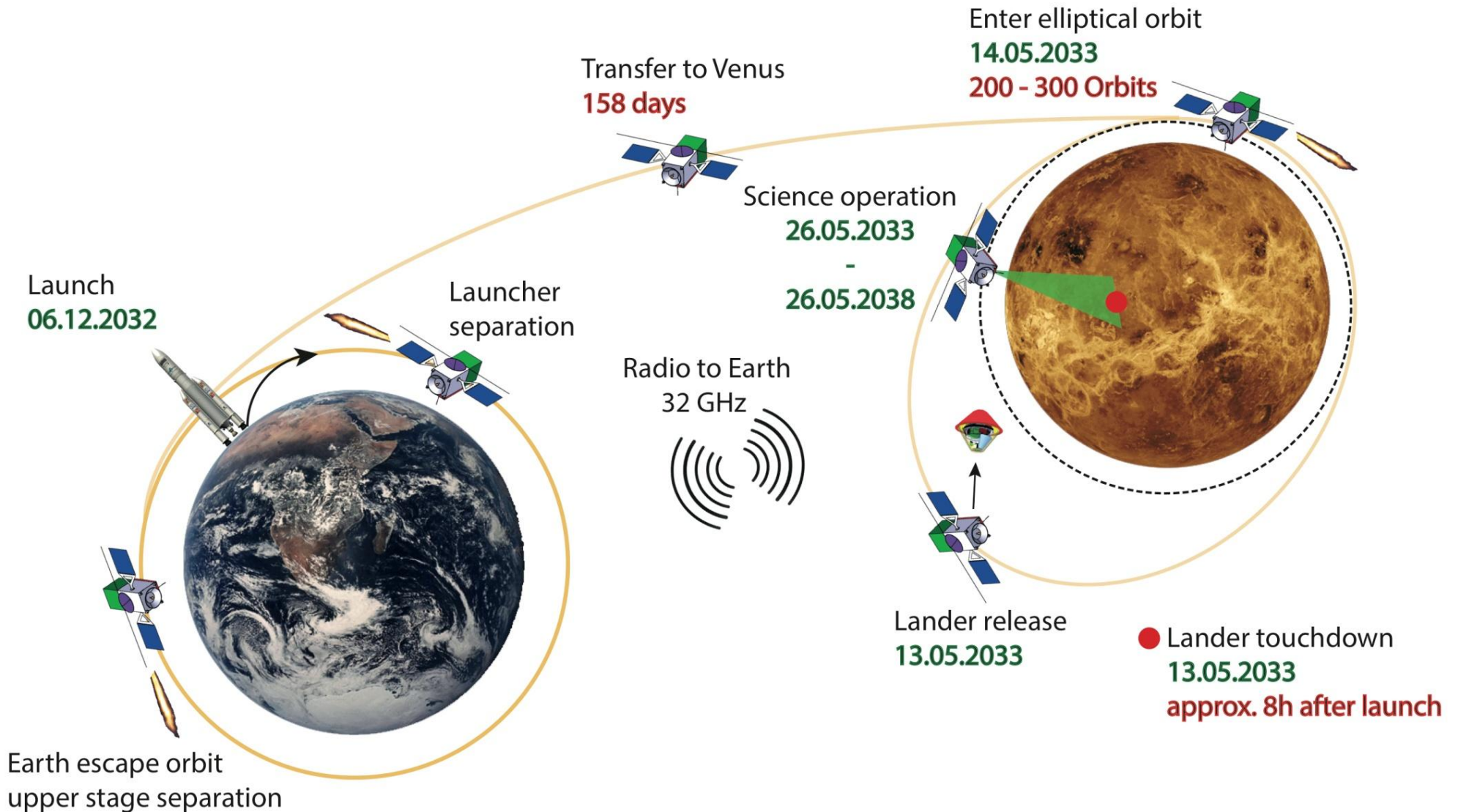
will take pictures of the descent and on the surface
(resolution 4 Mpixels)

Timeline



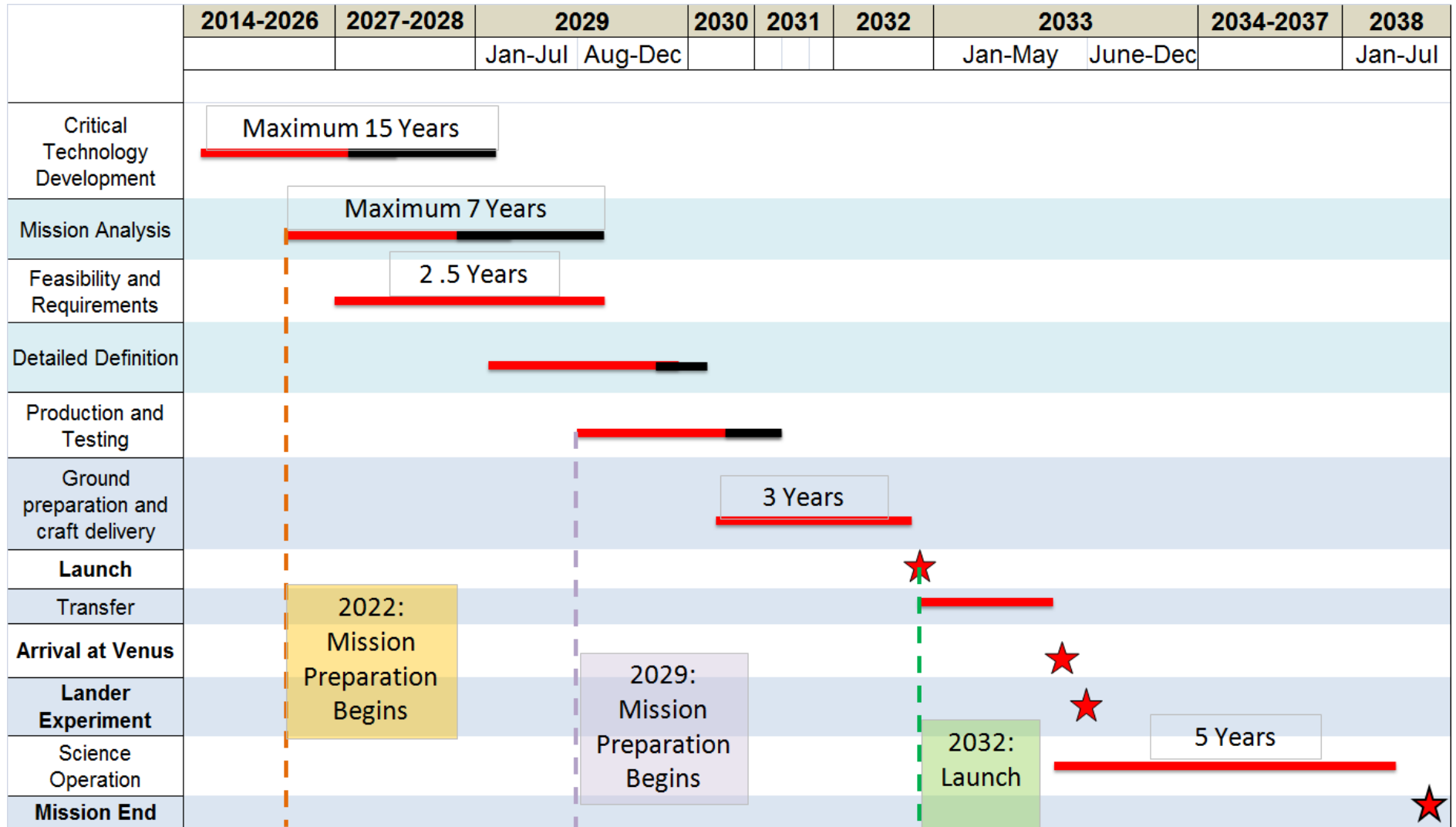


Mission Timeline (1/3)





Mission Timeline (2/3)



Launch: 6th December 2032

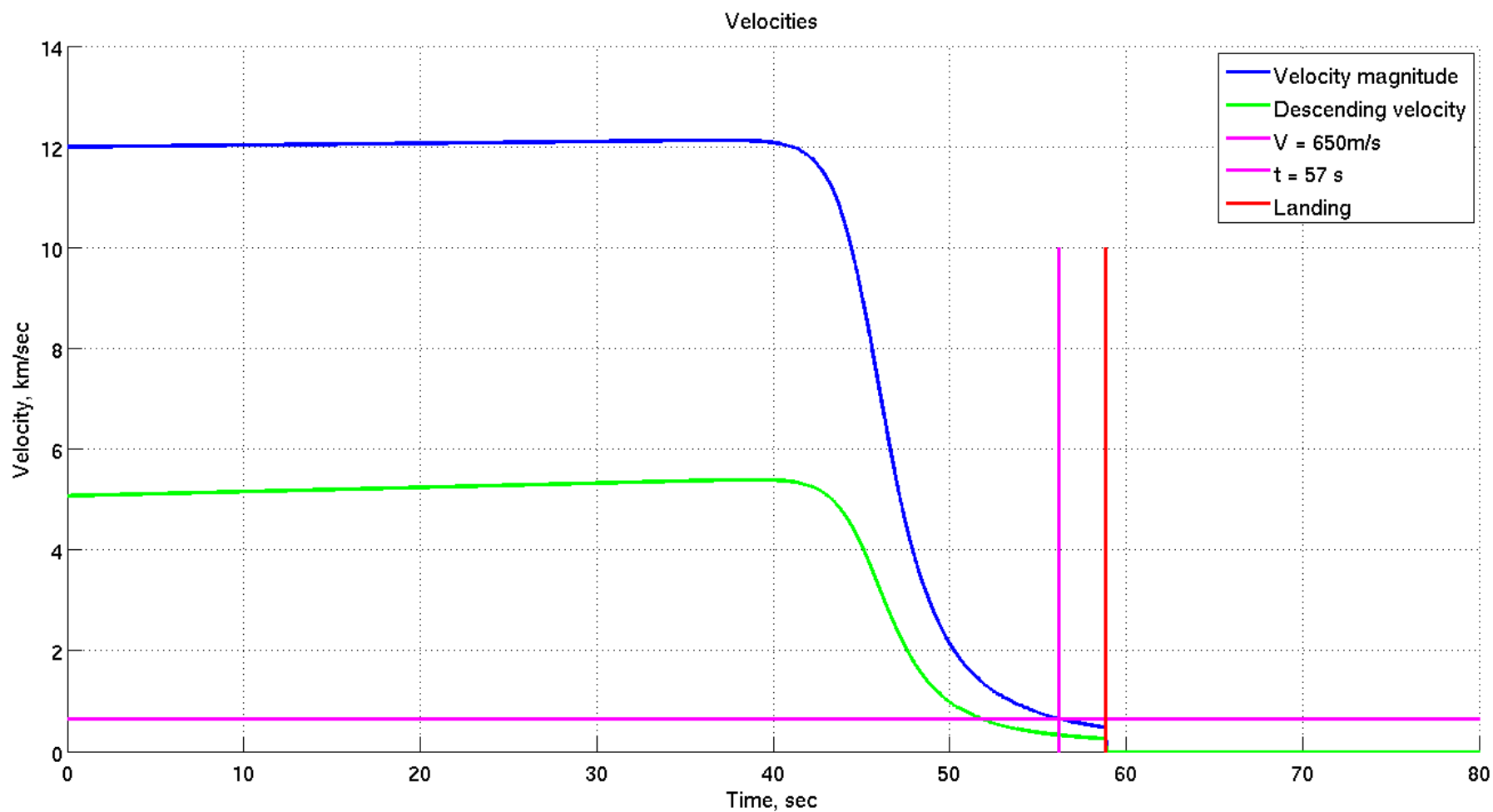


Mission Timeline (3/3)

	2032		2033				2035	2034 - 2037	2038	
	6 Dec	7-31 Dec	Jan-Apr	1-12 May	13 May	14 May-Dec			Jan - 26 May	27. Mai
Launch	—									
LEOP	—									
Transfer	—									
Lander Separation	—									
Lander Touchdown	★									
Lander Science Operation	—									
Aerobraking	—									
Science operation	—									
EOL	★									



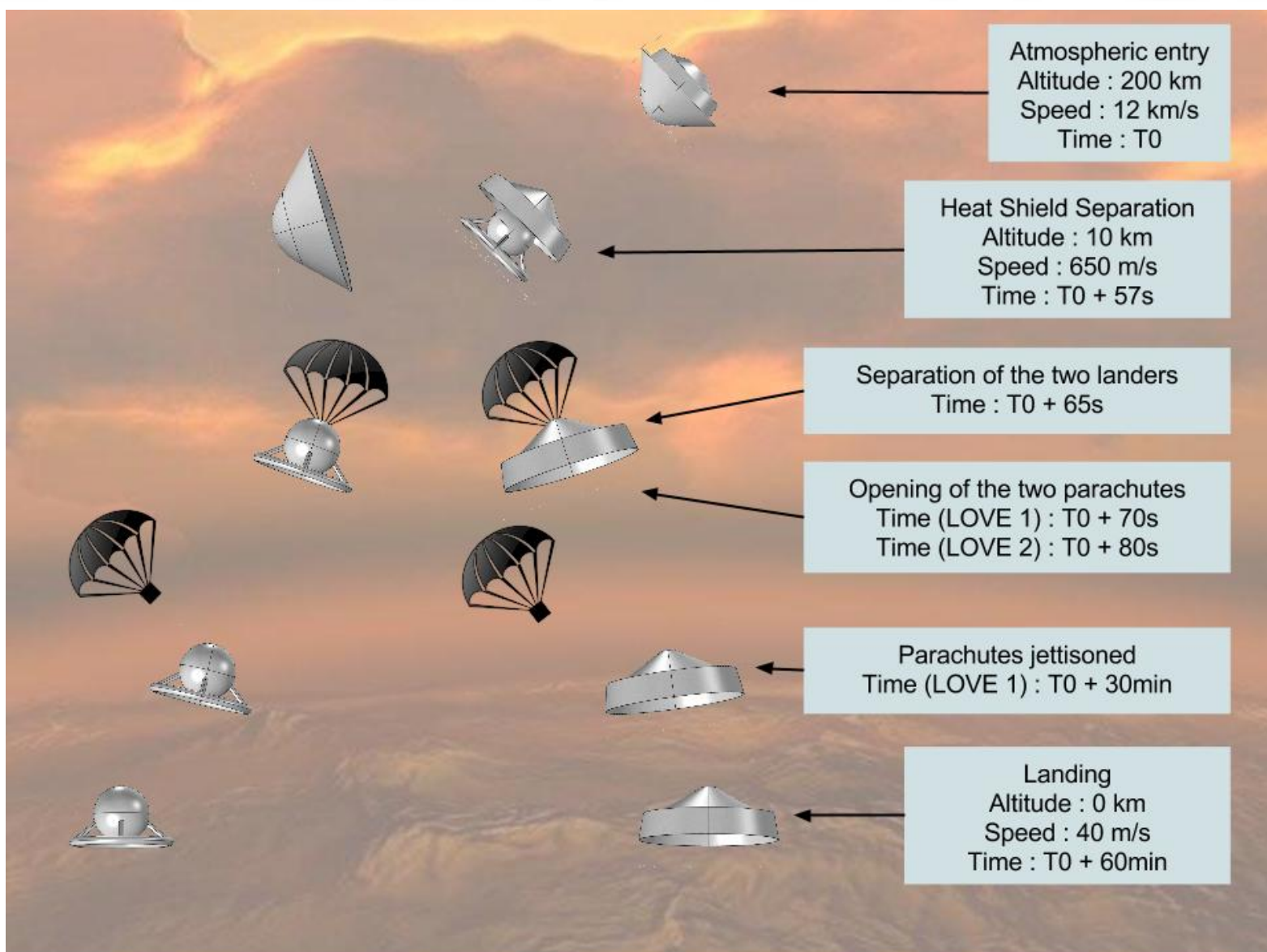
EDL of LOVE



Separation of the heat shield, speed inferior to Mach 2 Allowing parachute deployment

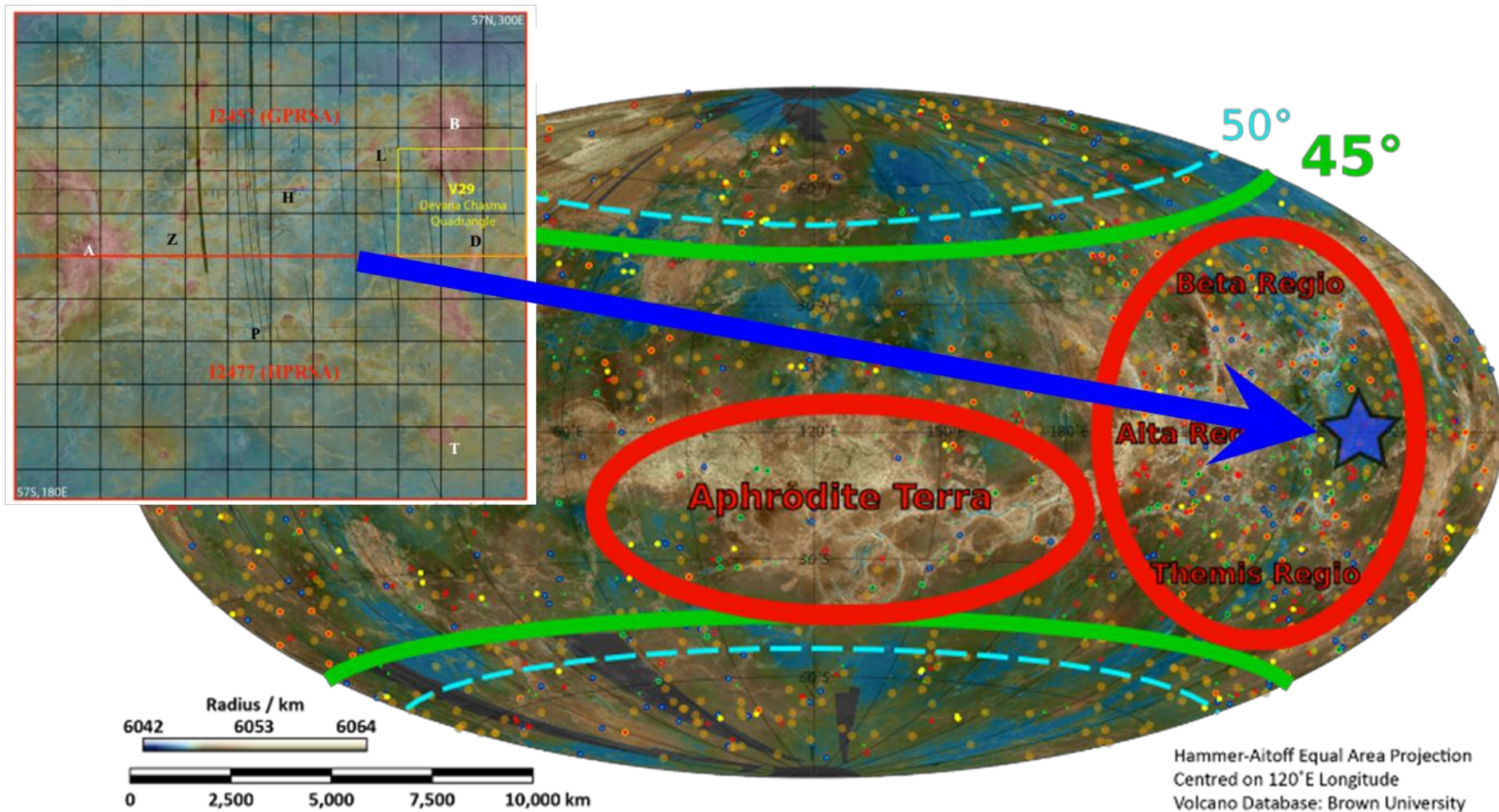


EDL of LOVE





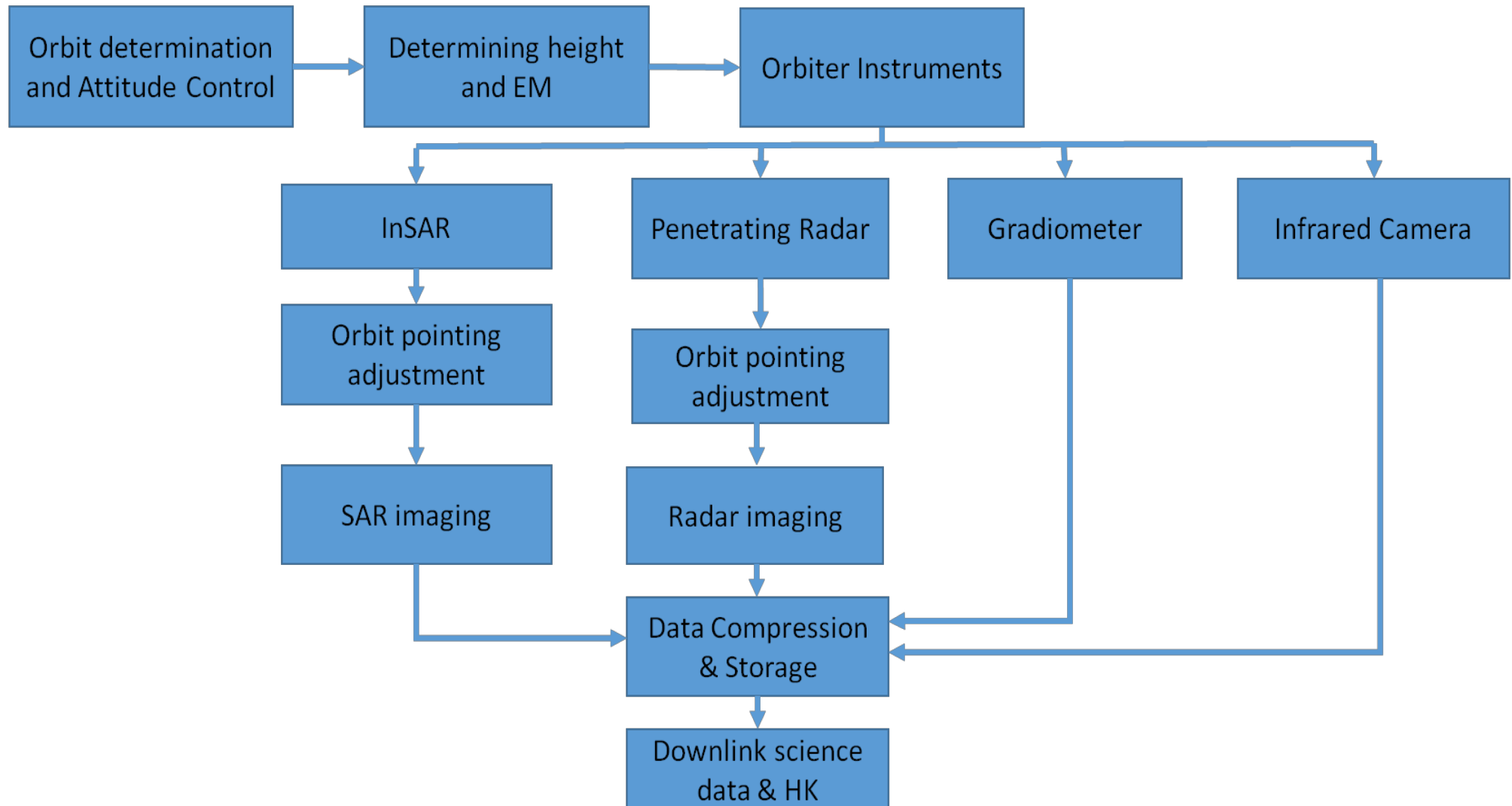
Where to land?



GEOLOGIC MAPPING OF THE BETA-ATLA-THEMIS (BAT) REGION OF VENUS: BATTING A THOUSAND? Bleamaster III et al.

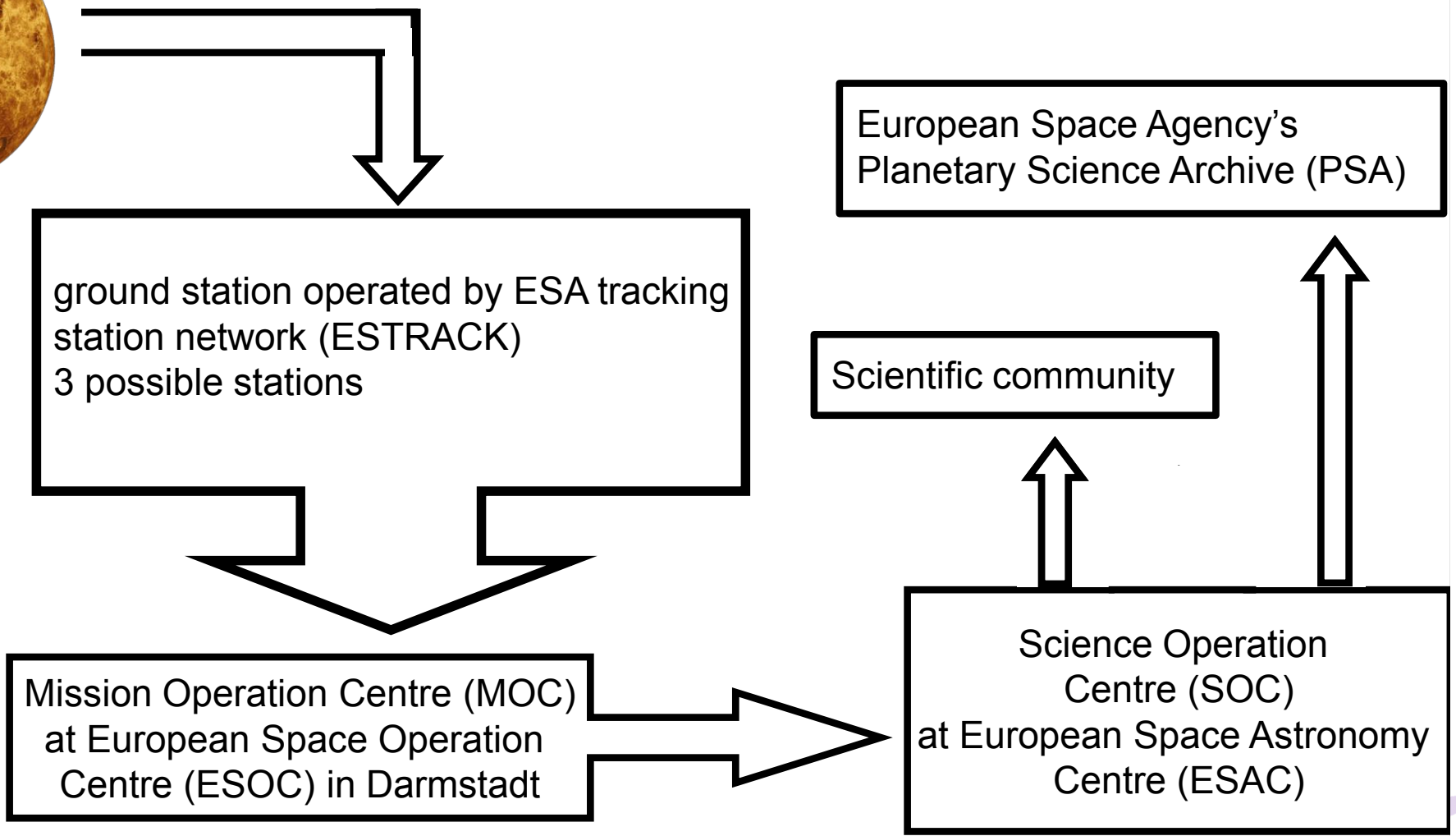


Data Acquisition Mode

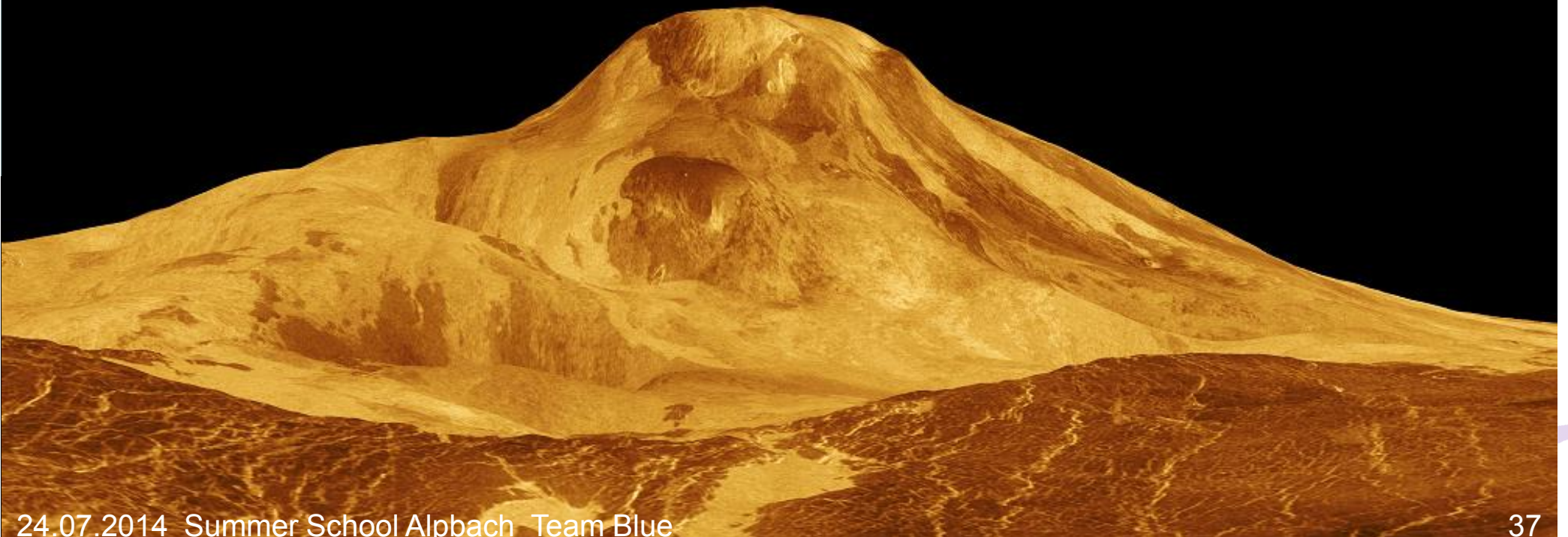




Ground segment and operation

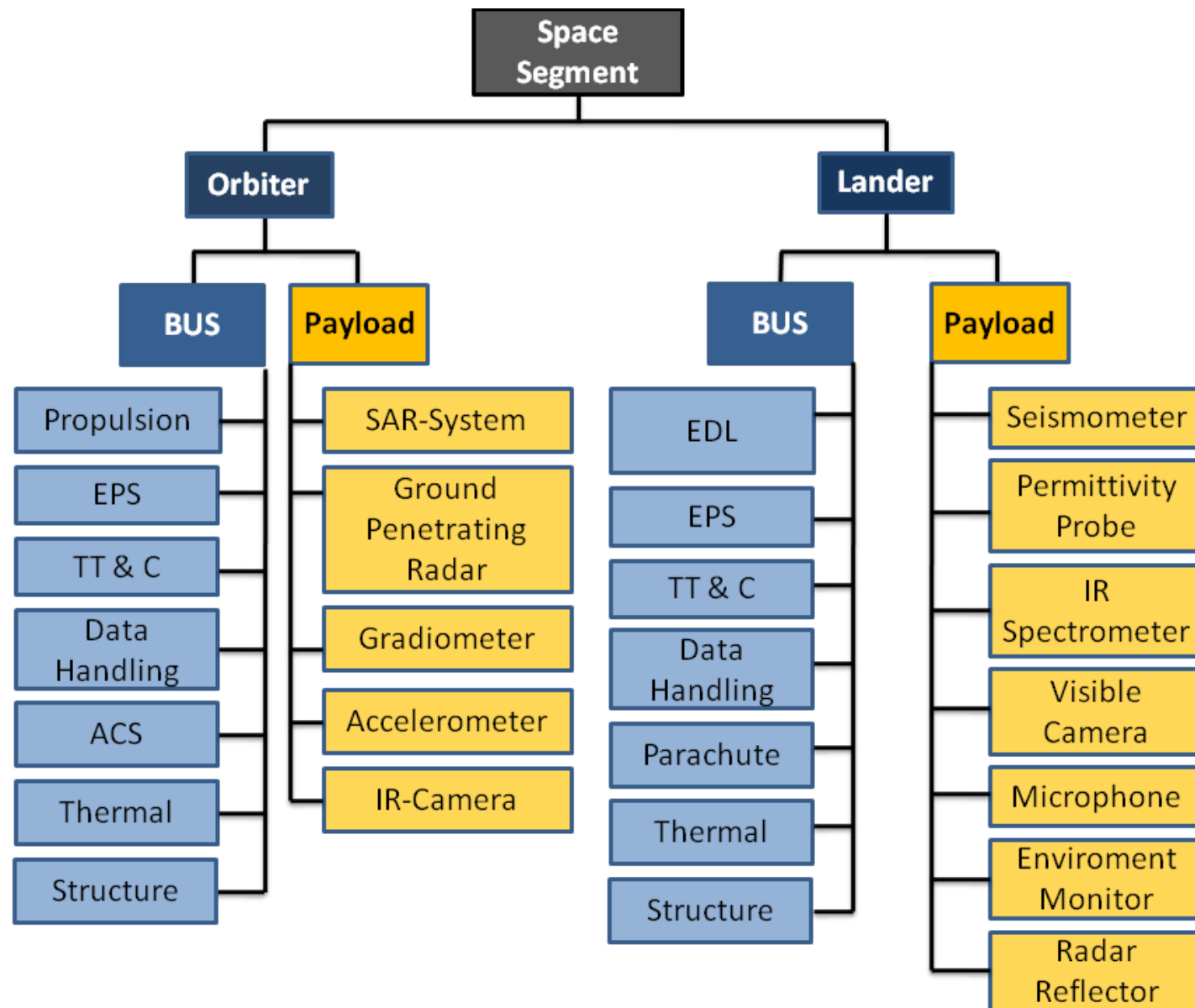


Mission overview



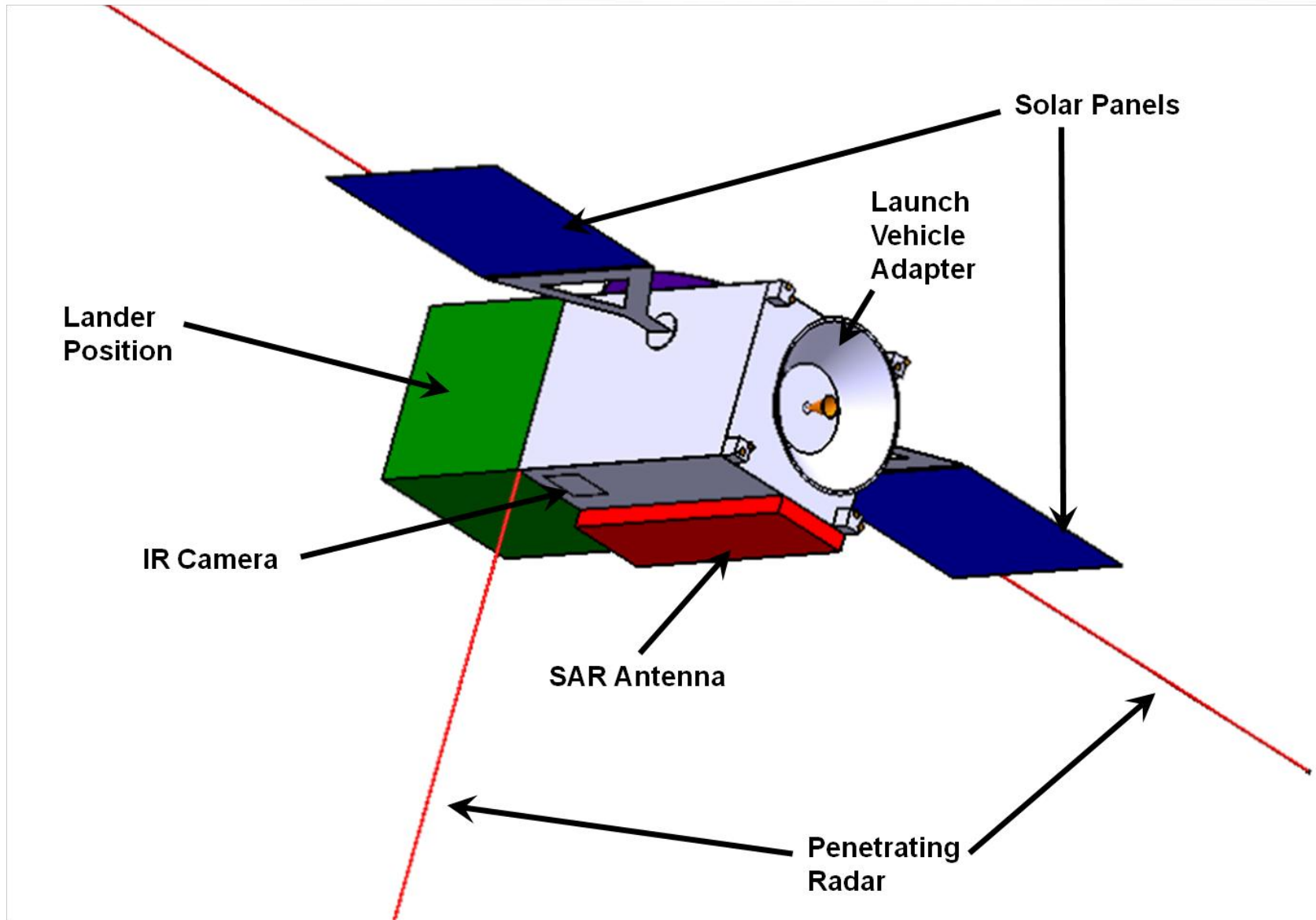


Product Tree



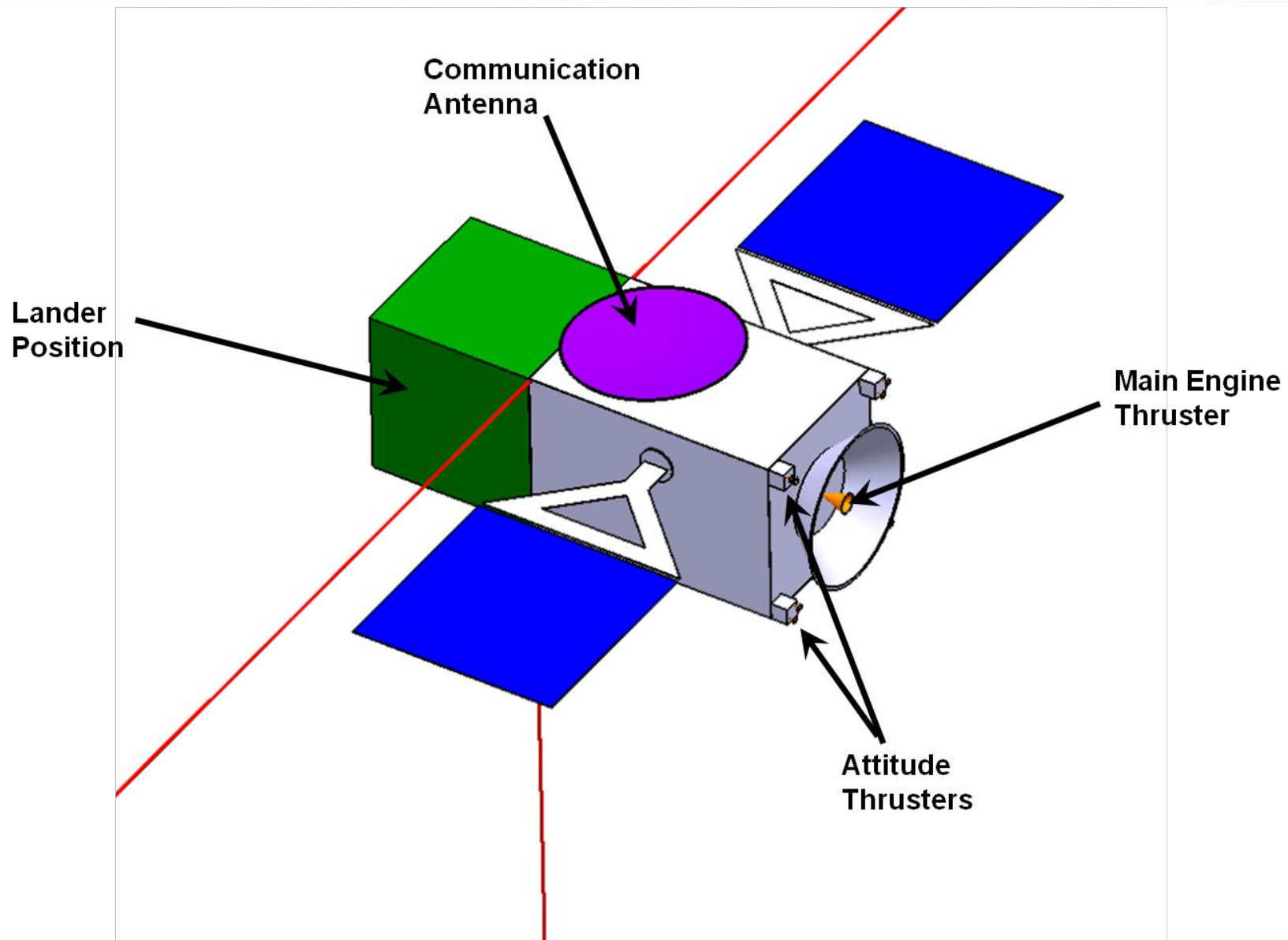


System Arrangement (1/3)



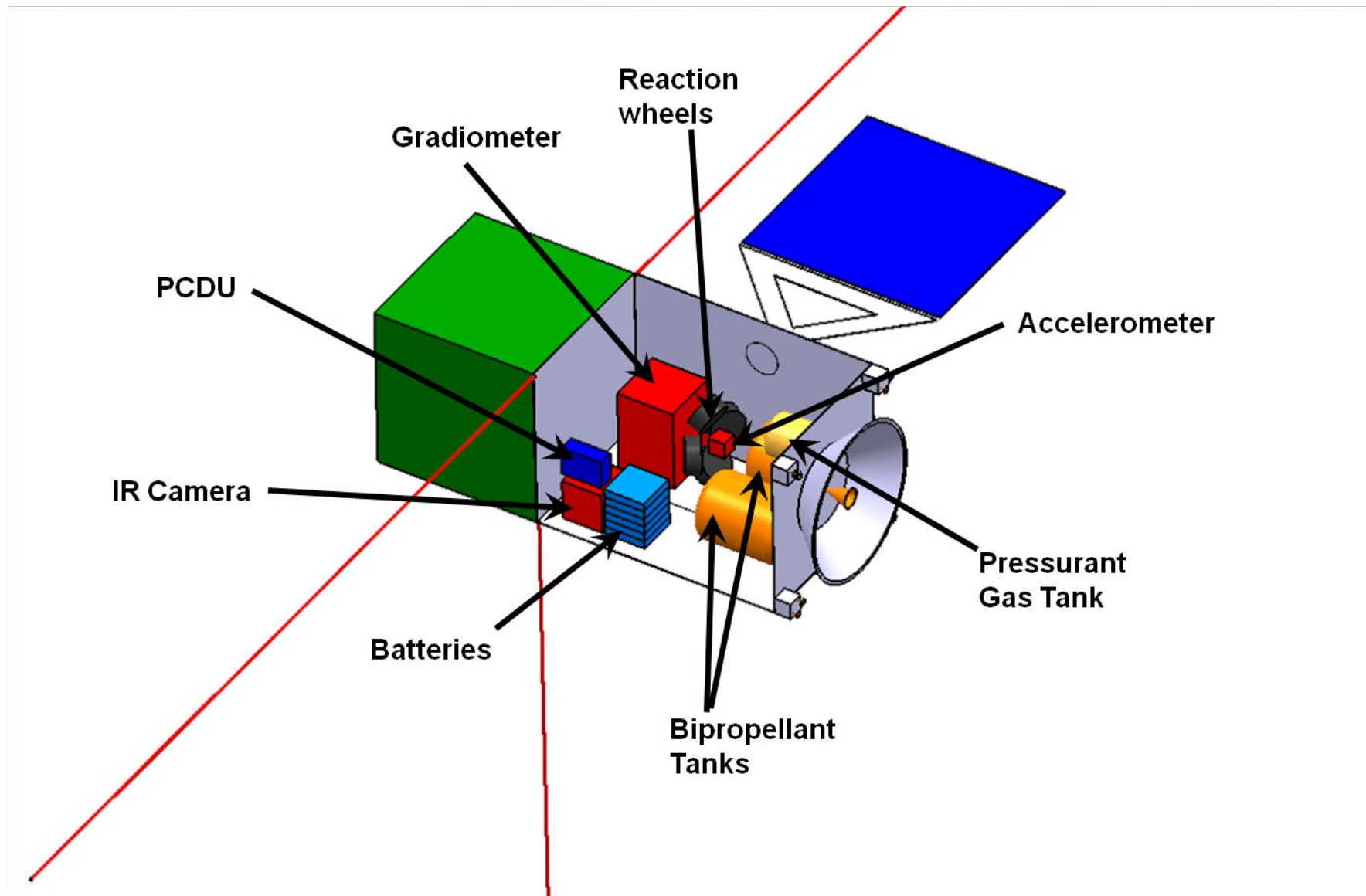


System Arrangement (2/3)





System Arrangement (3/3)





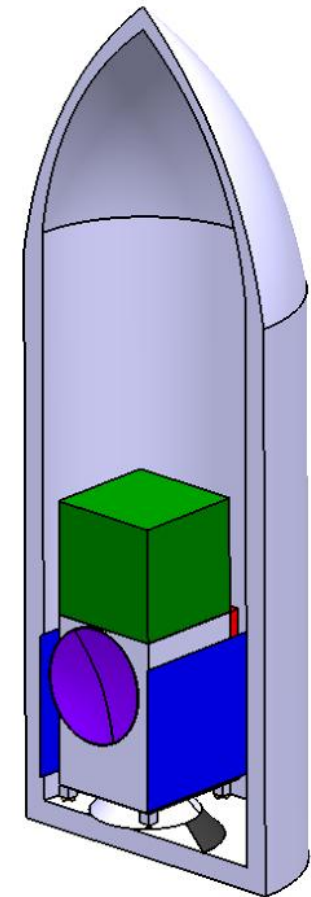
Launcher

Ariane 5 ECA single payload configuration

- 10.5 tons into GTO which is approximately 4.5 tons for deep space
- High reliability and high performance
- Total cost for single launch: 175M€

Ariane 5 ME (possible alternative)

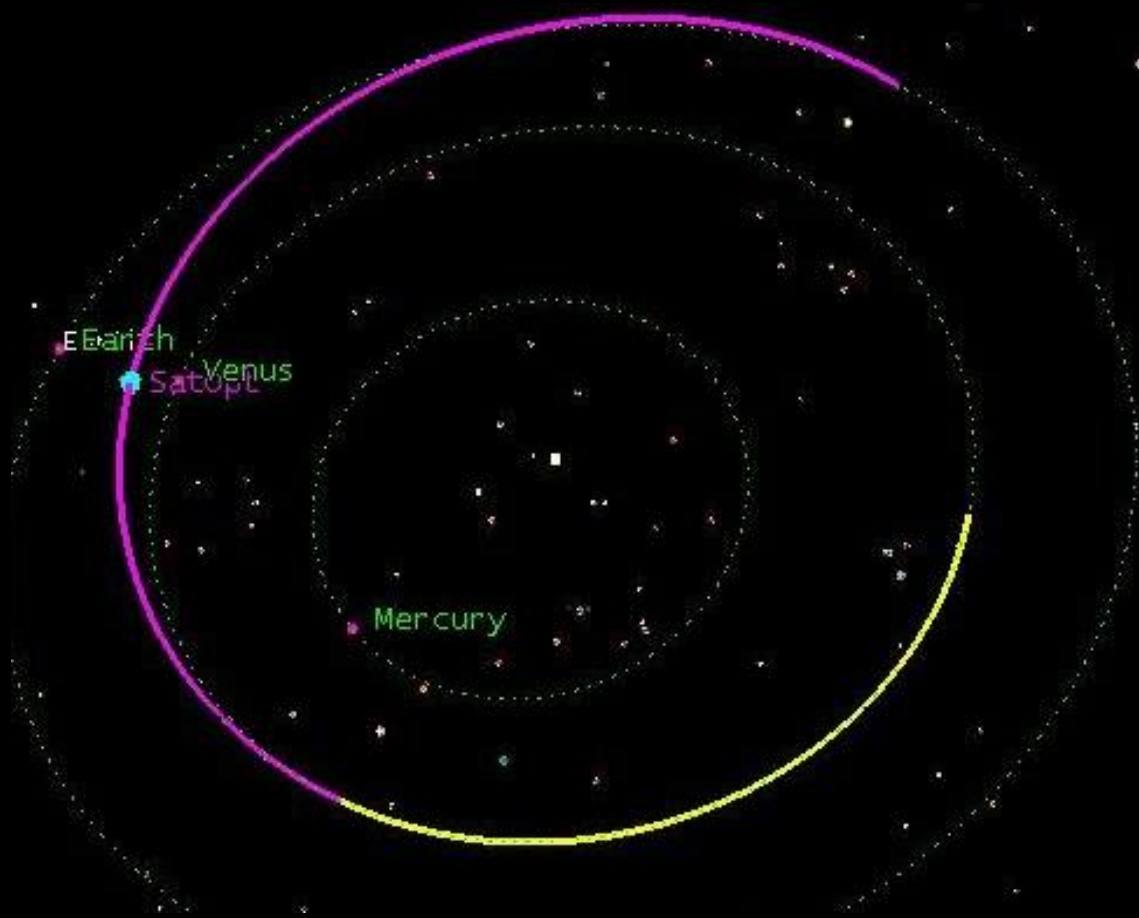
- 12 tons into GTO
- Under development: qualification flight estimated for 2018



VELOCITÉ inside Ariane 5
ECA Fairing



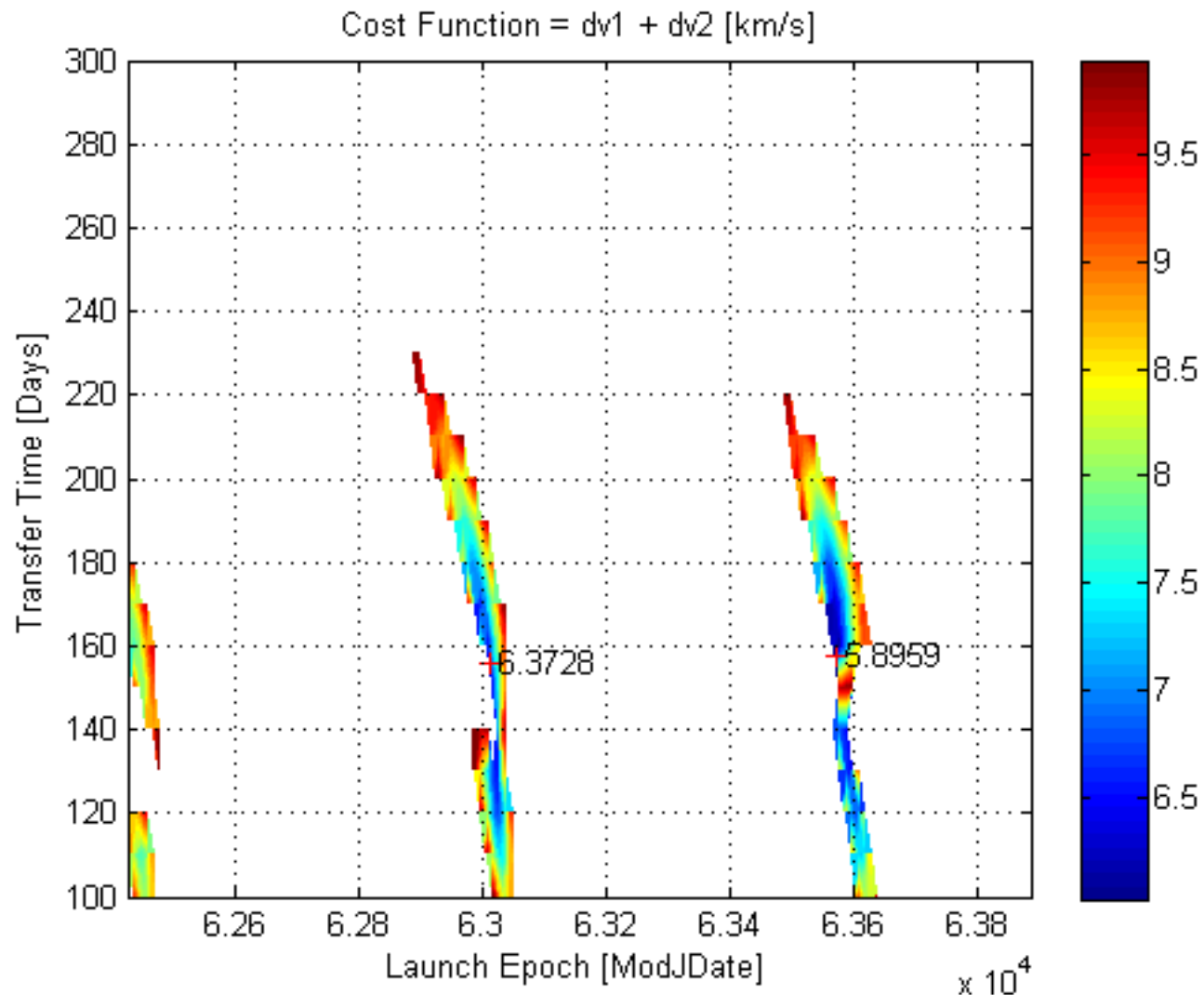
Orbit and maneuvers



Origin - destination	Earth - Venus
Transfer type	Hohmann transfer
Required delta v	5.895862 km/s
Transfer time	157.8 days
Launch window	+/- 2 days



Pork chop diagram



Variations of the deltav requirements as a function of the launch epoch.

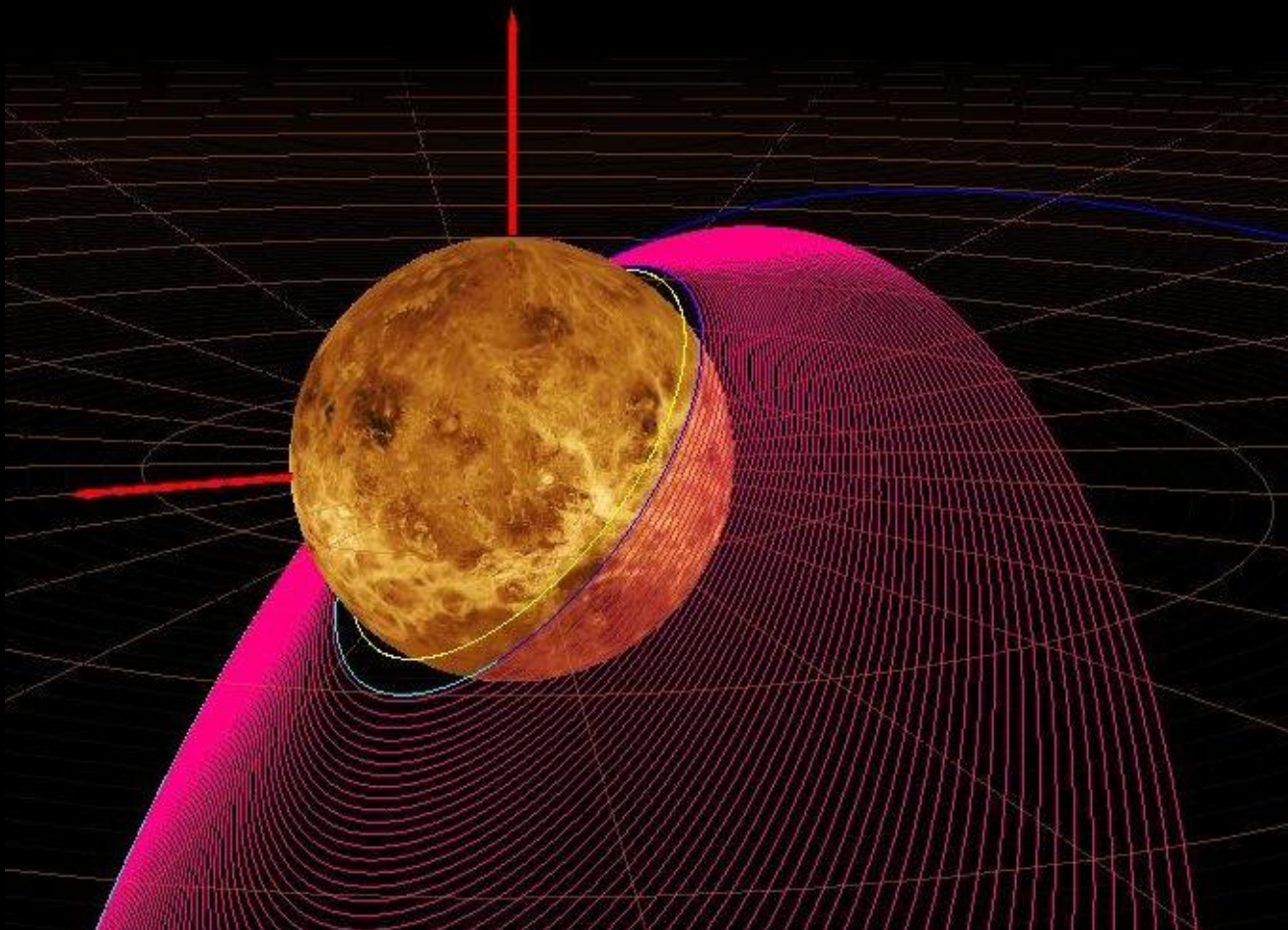


Orbit insertion

B plane

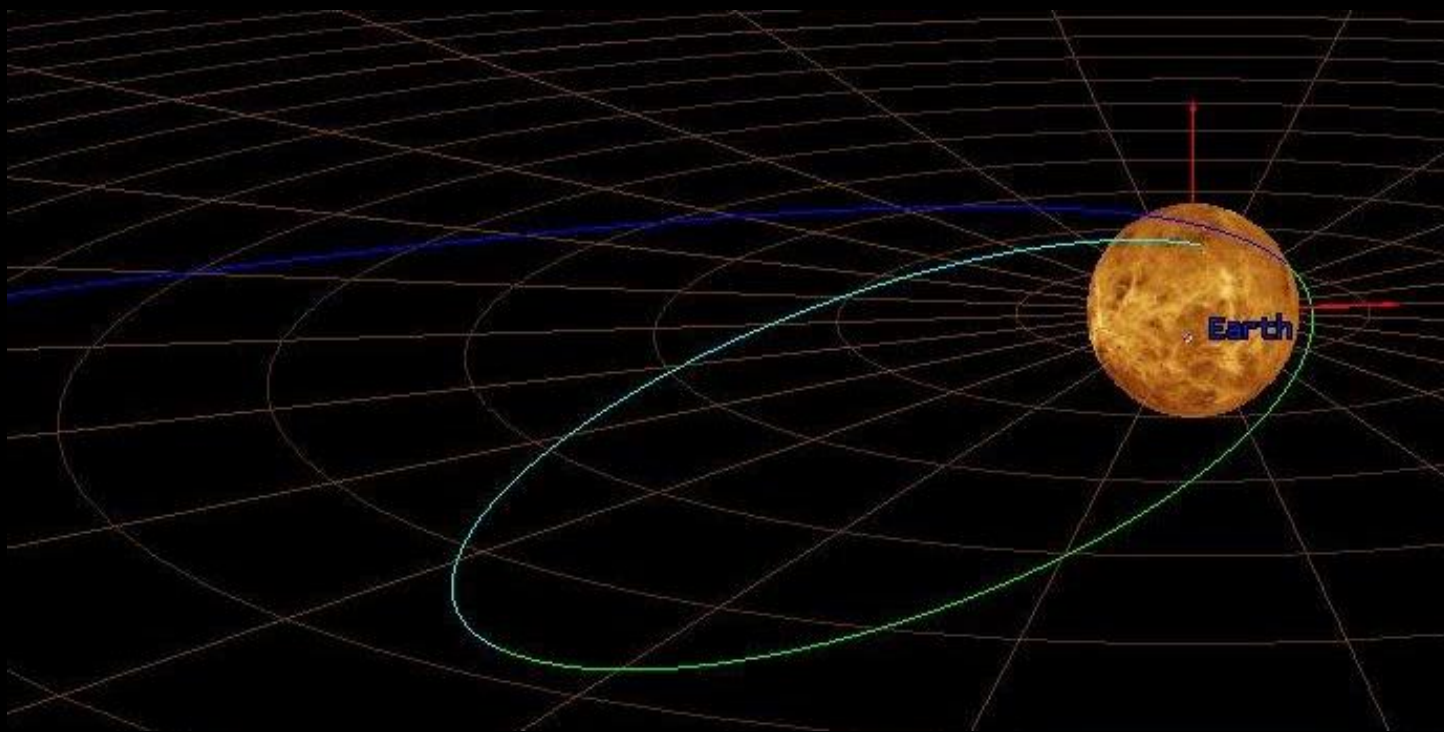
Insertion into Venus' gravity field:

- correction maneuvers are made to enter with an inclination of 50° to match the future orbit.
- periapsis from 200km to 400km depending on atmospheric density. A brake maneuver is then performed.





Lander deployment



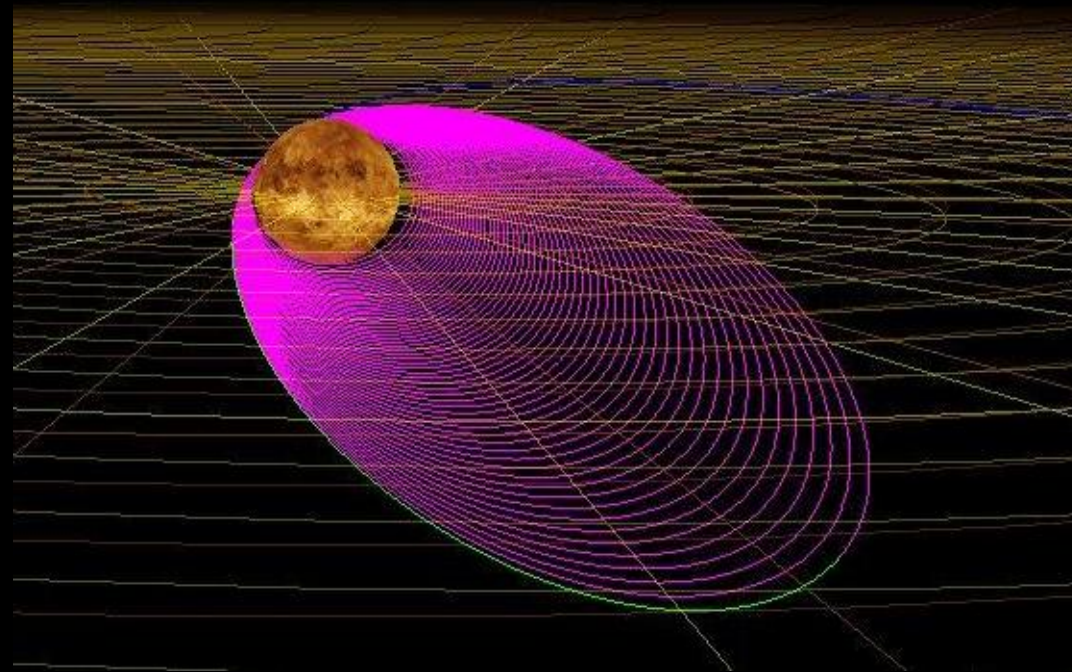
- Lander separation after orbit inserting
- Landing site selected, so that Earth is visible and communications can be performed



Aerobraking

Manoeuvre using atmospheric drag in order to reduce the speed at periapsis and therefore lower the apoapsis.

- Fuel-efficient
- Long lasting maneuver
- Duration: 3-9 months (large uncertainties in atmosphere density)
- ablative mass efficient material for thermal protection

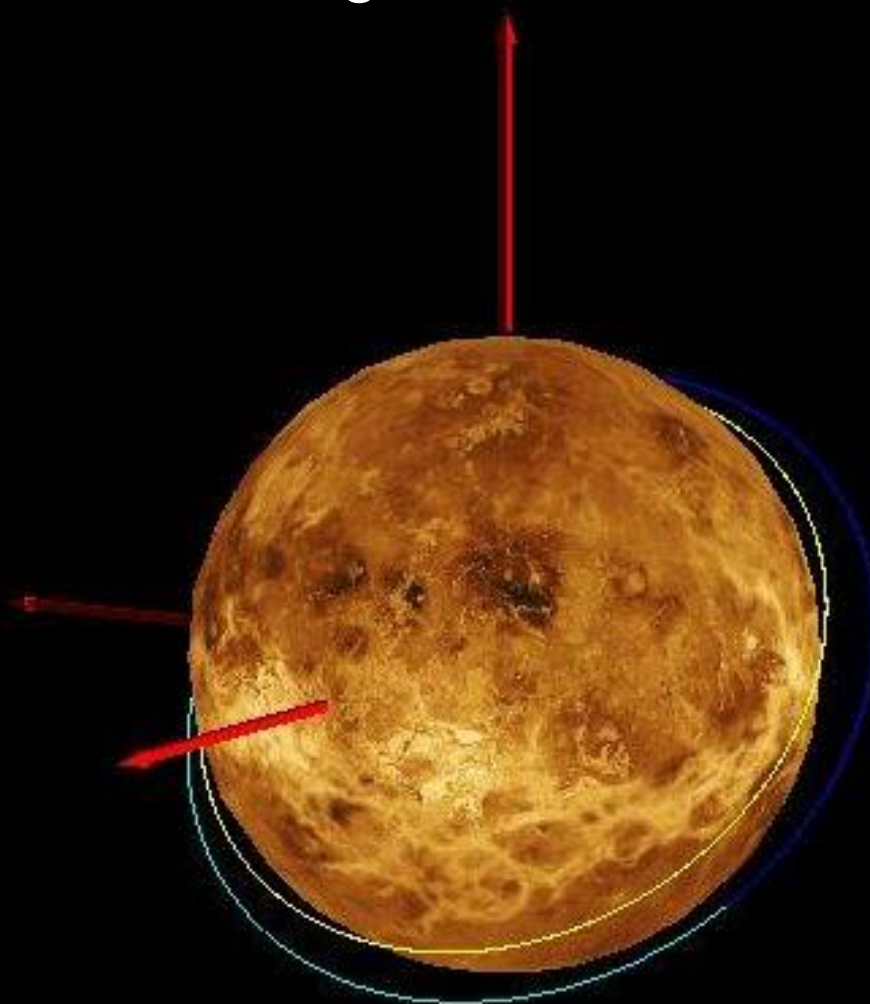




Science orbit insertion

Additional orbit maneuvers after aerobraking:

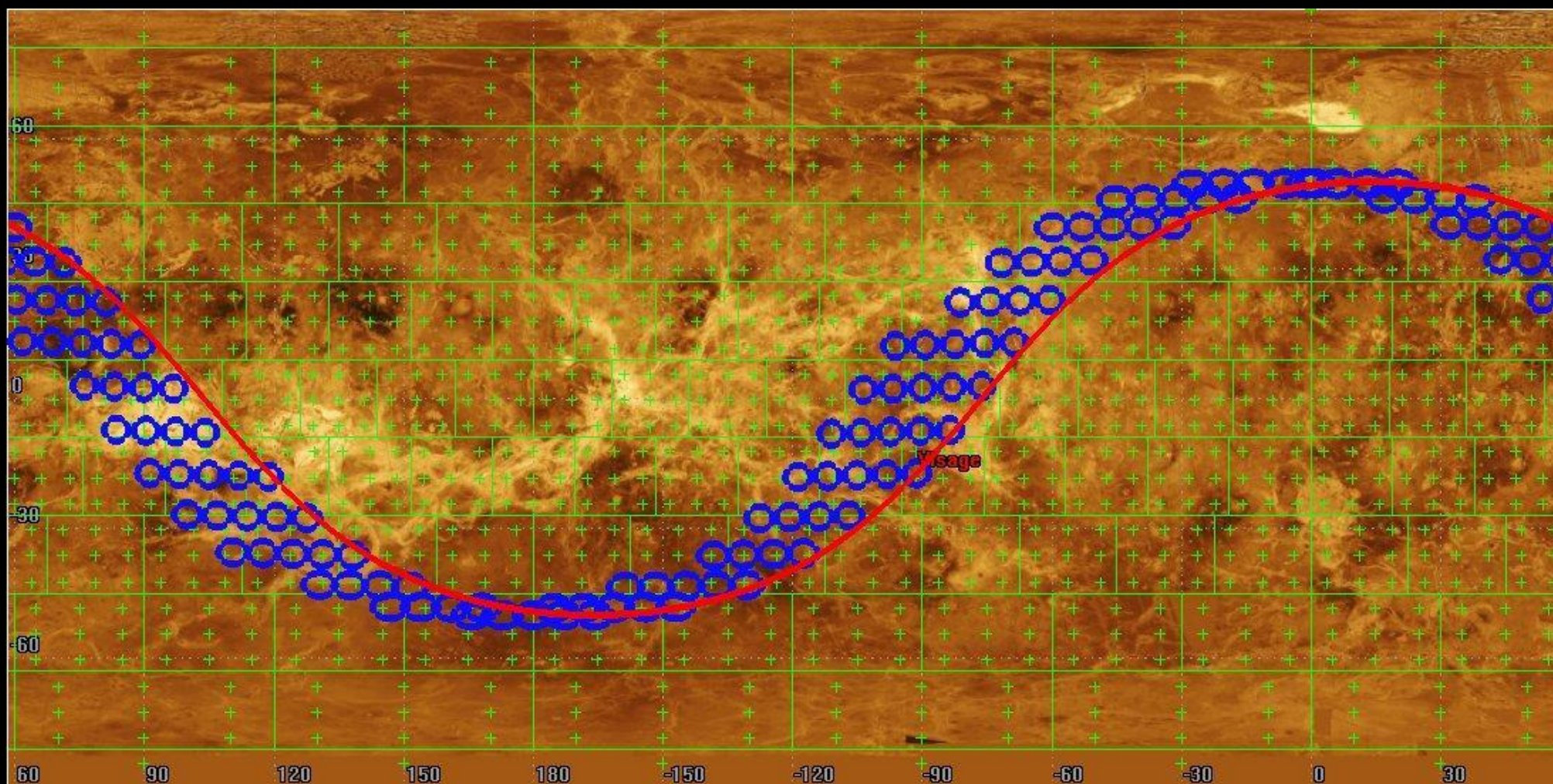
- Raising the pericentre
- Circularise the orbit at the pericentre
- Target orbit:
 - Inclination: 50°
 - Eccentricity: 0
 - Altitude: 280km





Science Orbit

Ground Track of a sample orbit on Venus.

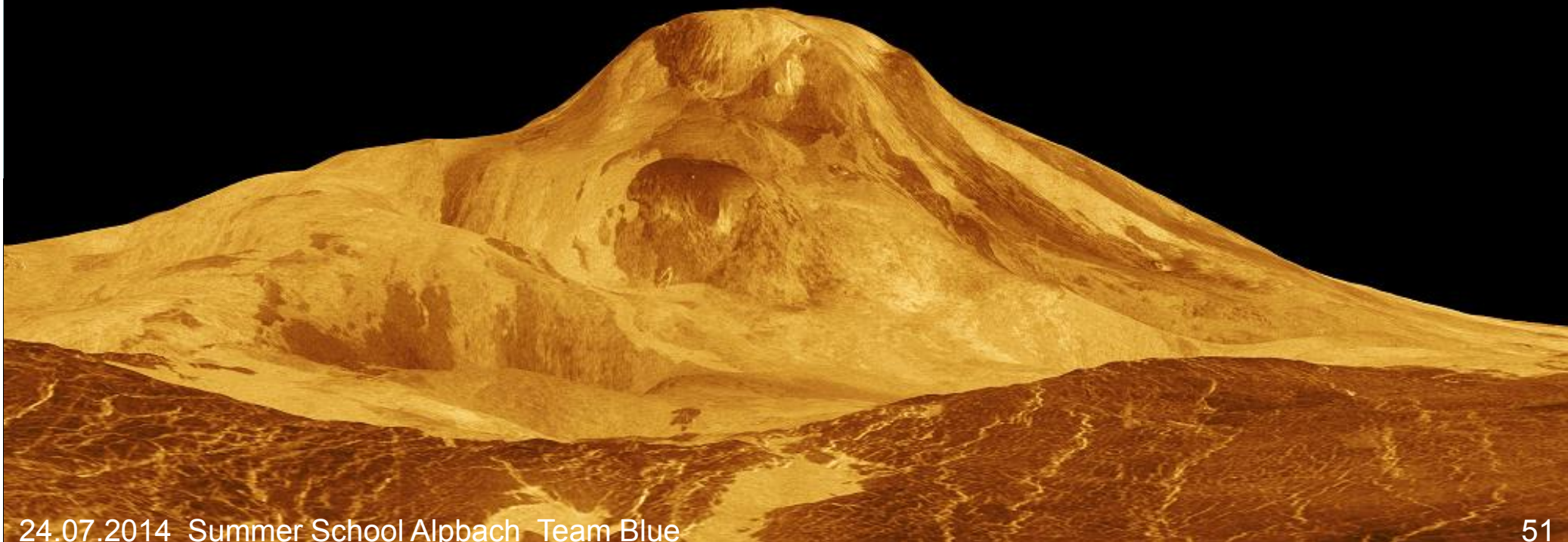




Delta V budget

Maneuver	Delta V (km/s)	Fuel consumption(kg)
Leaving LEO parking orbit (performed by Launcher upper stage) from Ariane 5	3.18	-----
Entering B plane	0.01	15.25
Entering elliptic orbit (break at closest approach)	0.93	1184.15
Separation	0.1	65
Set periapsis (unnecessary aerobrake works perfectly)	0.1	65
Set circular orbit (unnecessary aerobrake works perfectly)	0.3	262.15
Total for VISAGE	1.1-1.5	1250 - 1600

Spacecraft Design





Systems with heritage Orbiter

Subsystem/component	Used on
Propulsion system	Venus Express/ Mars Express
Reaction Wheels	Venus Express
Star tracker	GOCE
Coarse Sun and ground detector	GOCE
Li ion batteries	Venus Express/ Mars Express
PCDU*	Huygens
OBDH**	Rosetta
Separation mechanism	Cassini/Huygens
Thermal	Venus Express

* Power Conditioning and Distribution Unit

** On Board Data Handling



Systems with heritage Lander

Subsystem/component	Used on
Seismometer	InSight Mission
Permittivity probe	Rosetta Philae Lander / Huygens probe
IR-Spectrometer	Mars Express
Li ion batteries	Venus Express / Mars Express
Separation mechanism	Huygens probe
Environmental probe	Curiosity Rover
Thermal	Vega Missions
OBDH*	Rosetta Philae Lander

* On Board Data Handling



Propulsion System - Orbiter

Fuel	MMH
Oxidant	Mixed oxides of nitrogen with 3% MON-3
Number of thrusters	1 main engine, 8 RCS engines
Thrust (main engine)	~ 416 N
Thrust (RCS engines)	Approx. 10 N
Specific impulse	~ 317 s
Pressurant gas	He
Tank pressure	267 bar (high pressure tank), 20 bar (tank pressure of the oxidant/fuel tanks)



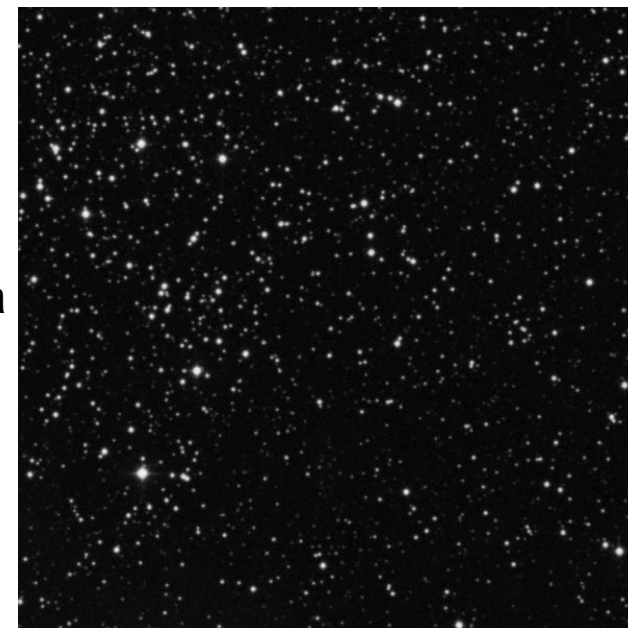
Attitude Control System - Orbiter

Star Tracker

- 2 x ASC (used on GOCE) provided by TU Denmark
- Mass each: 1 kg
- Power each: 2 x 8 W
- Dimension each: 10x10x10 cm Unit + 5 x 5 x 5 cm Camera
- Accuracy: 1 "

Sun Detector and Coarse Ground Detector

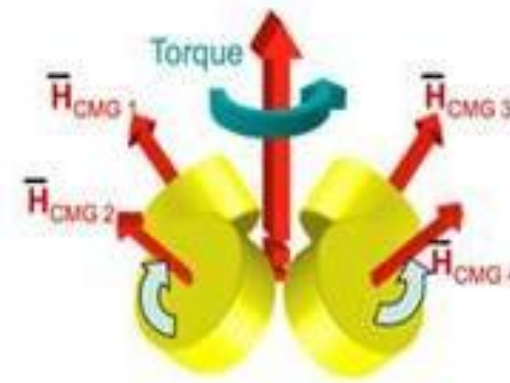
- 6 x Sensors (used on GRACE/CHAMP) provided by Atri
- Accuracy: 5 - 10 °



<http://home.lu.lv>

Reaction Wheels

- 4 reaction wheels as used on Venus Express
- 12 Nms angular momentum at max 6000 rpm





EPS - Orbiter

Power distribution unit	PCDU Medium Power by Thales Aliena Space
Power-supply voltage	28 V
Solar cells Provider	Spectrolab
Cell structure	GaInP2 / GaAs / Ge
Efficiency	28.3 %
Solar array size	10 m²
Provided power at Venus	4621,21 W
Batteries provider	ABSL
Battery type	Rechargeable Li-ion batteries
Power of one battery pack	24 Ah
Number of battery packs	6



Li-ion battery by ABSL

Solar cells by spectrolab



Cells shown with interconnects, coverglass, and bypass diode



PCDU by Thales Aliena Space

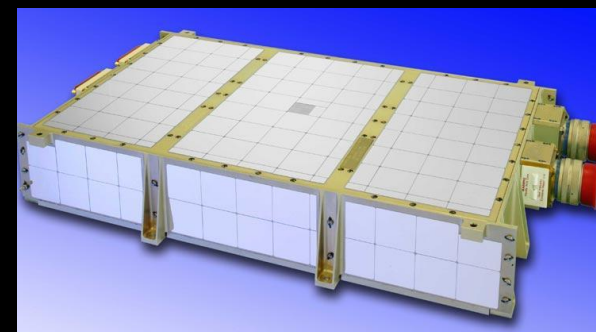


Radiation and Thermal

- Kapton multi-layer insulation' composed of 23 layers
- Radiators
- optical solar reflectors (OSRs)
- sulphuric anodisation on the launch-vehicle adapter (LVA) ring's external surface
- additional heaters for missions early cruise phase and eclipse
- H/W designed to withstand total radiation dose of 20krad (1mm case thickness)



Multi Layer Insulation



optical solar reflectors



Separation Mechanism - Lander

Separation mechanism as used on the Cassini Huygens mission:

Spin rate	5 - 10 rpm
Total mass	30 - 40 kg
Axial velocity relative to the spacecraft	0.3 m/s + 25 % - 10 %

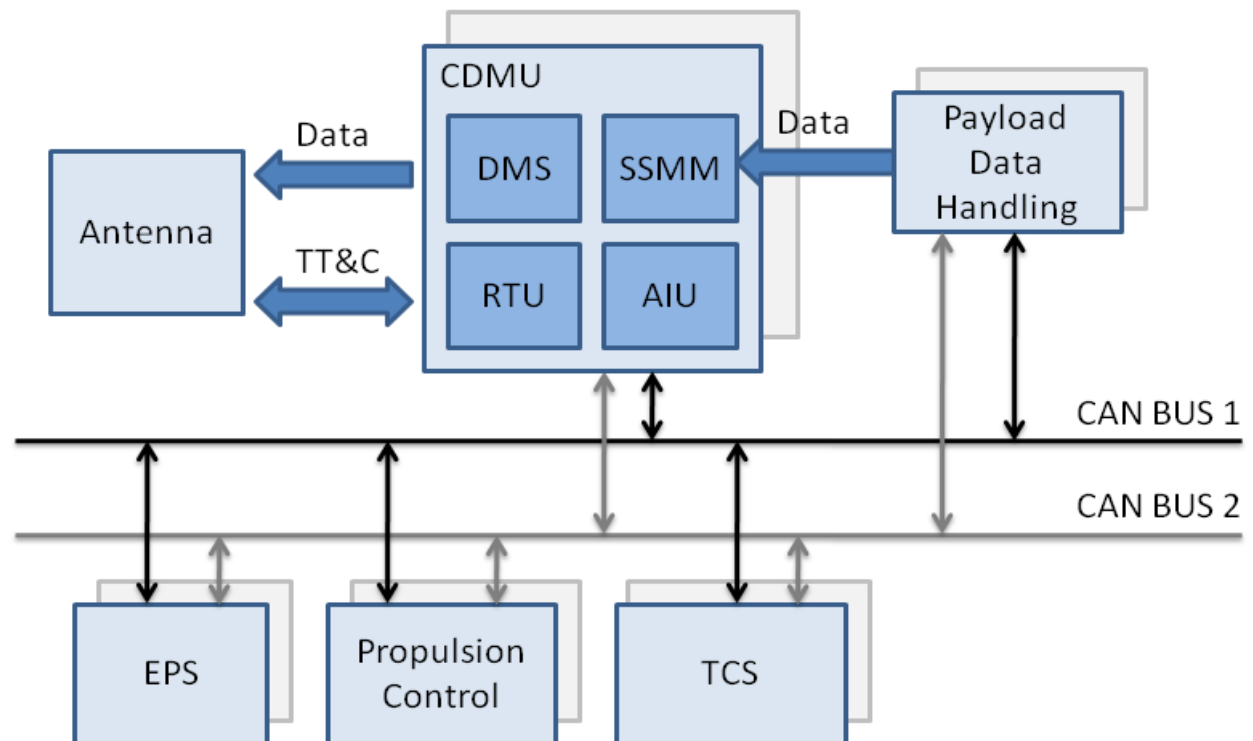


http://www.swissworld.org/en/science/space_research/probing_planets/

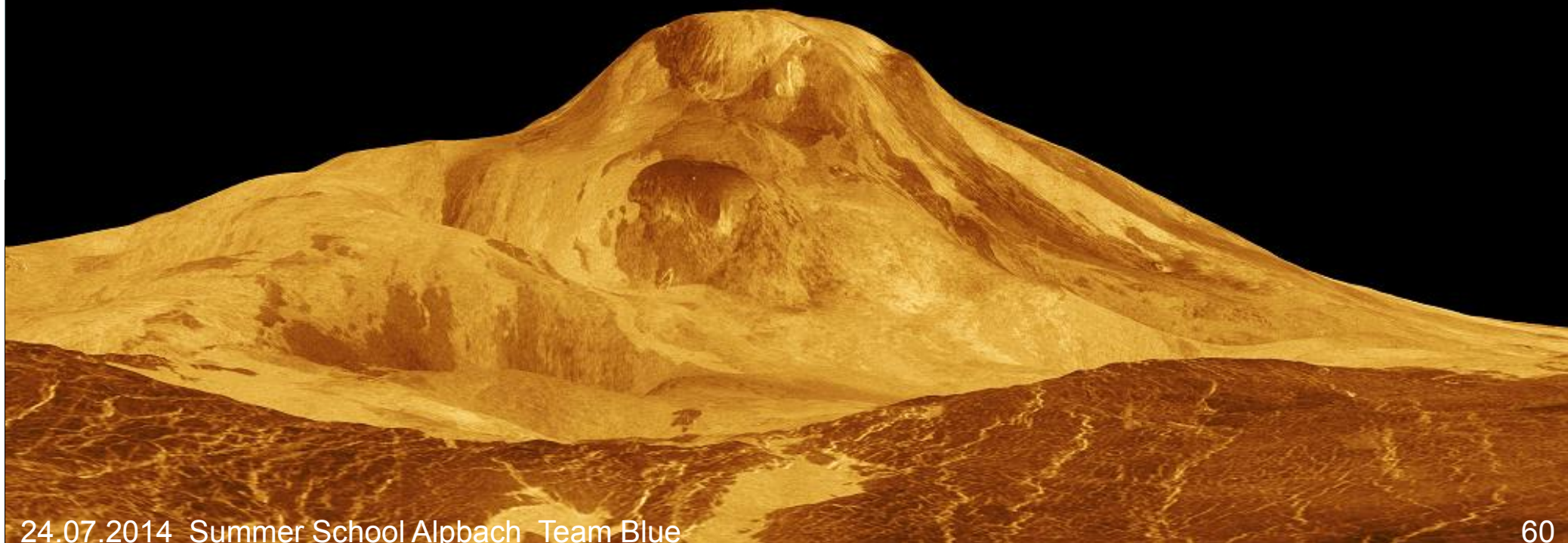


Data Handling - Orbiter

- two Control and Data Management Units (CDMUs)
 - constitute the Data Management System (DMS)
 - a Remote Terminal Unit (RTU)
 - an AOCs Interface Unit (AIU)
 - a 1 TB Solid-State Mass Memory (SSMM)
- Caesium Clock



Budgets



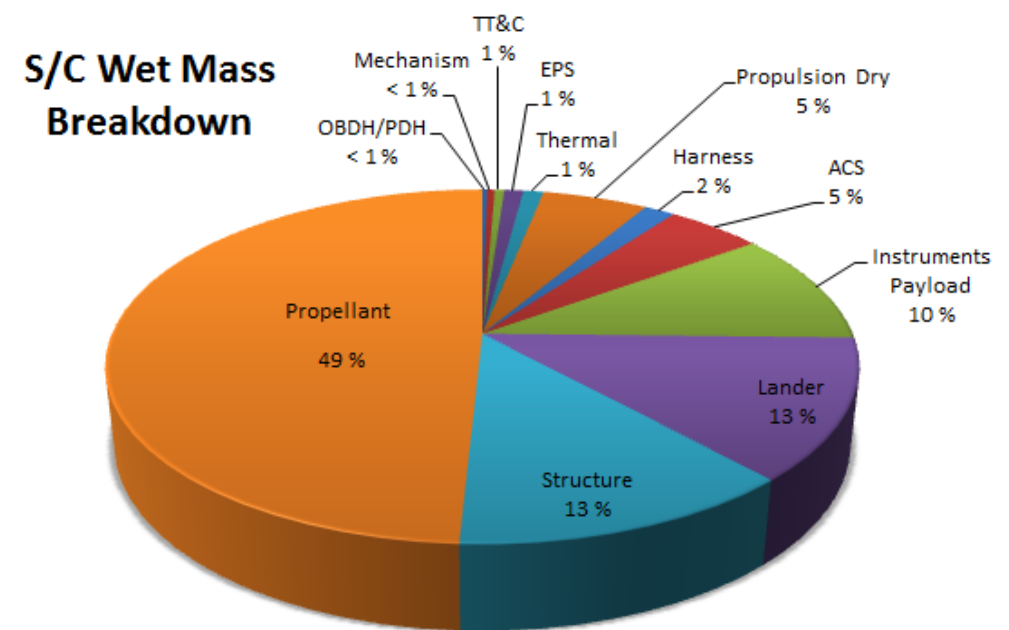
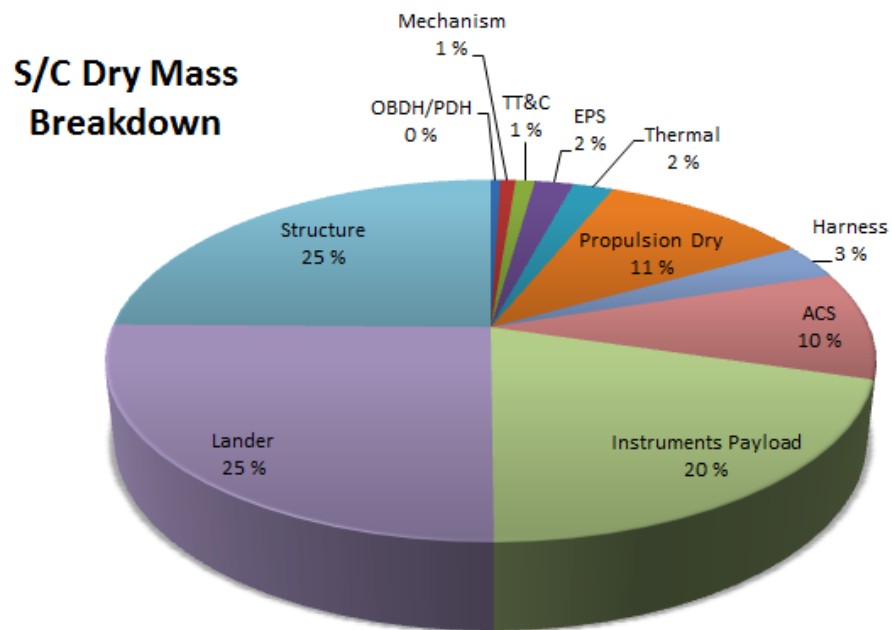


Mass Budget

Subsystem	Nominal Mass (kg)	Margin (%)	Mass with Margin (kg)
SAR (Payload)	300	20	360
Gradiometer (Payload)	180	10	198
Ground-penetrating radar (Payload)	20	10	22
IR Camera (Payload)	20	10	22
Structure (20% of dry mass)	228,2	20	273,8
Mechanisms	35	20	42
TT&C	60	20	72
ACS	90	15	103,5
OBDH/PDH	20	10	22
EPS	60	10	66
Thermal	75	20	90
Propulsion	200	10	220
Lander	323	20	387,6
Harness (5%)	70	0	70
Total dry mass with margin			1948,9
Total dry mass with extra margin (15%)			2241,2
Propellant	1600	5	1680
ACS Propellant	100	100	200
Launch Mass			4121,2



Mass Breakdown

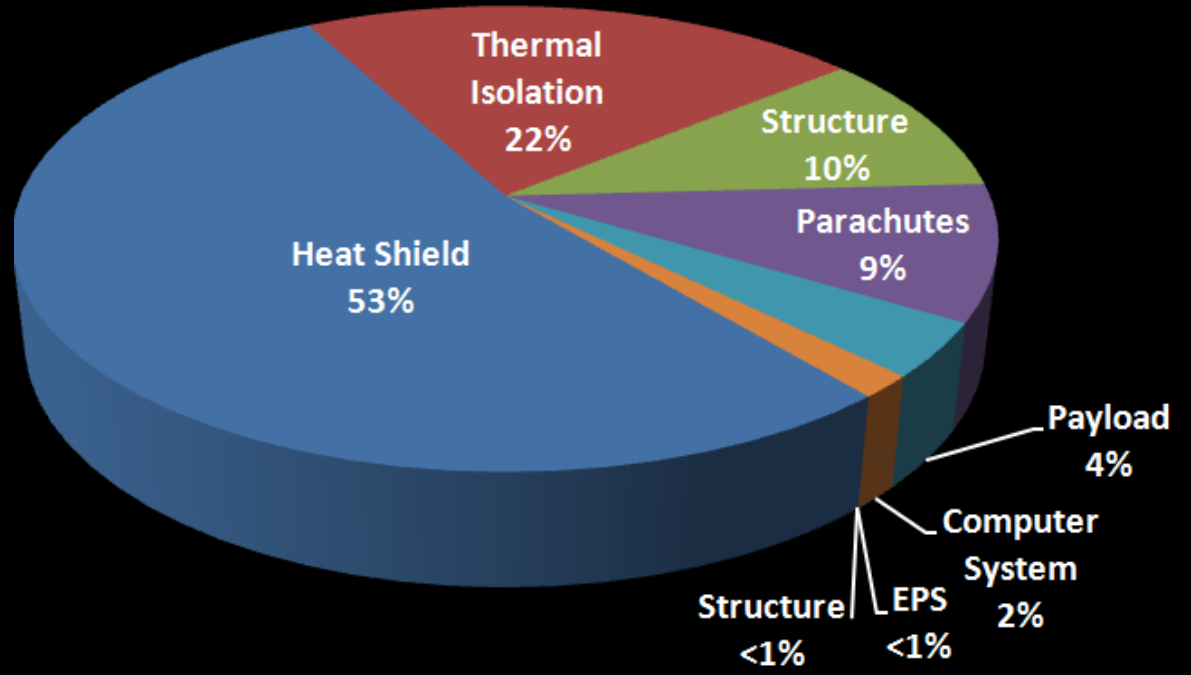




Mass Budget - Lander

Subsystem	Mass [kg]
Payload	12
Structure	32
Communications	2
Thermal Isolation	70
Heat Shield	170
Parachutes	30
EPS	2
Computer system	5
Total mass	323
20% margin Total mass with	387,6

Lander Mass Breakdown





Power Budget - Orbiter

Subsystem	Peak Power Consumption (W)	Margin	Duty Cycle	Power Consumption with margin (W)
SAR (Payload)	870	20	0,03	31,32
Gradiometer (Payload)	100	20	1	120
Ground-penetrating radar (Payload)	10	20	1	12
IR Camera (Payload)	20	20	0,92	22,17
TT&C	200	20	0,16	39,13
Deployment	5	10	0,00	0,00
ACS	200	10	0,09	19,13
OBDH/PDH	20	5	1,00	21,00
EPS	120	5	1,00	126,00
Thermal	30	10	0,00	0,00
Propulsion	50	20	0,05	3,26
Total power with margin	1840			394,02
Total power with extra margin (20%)	2208			472,82



Link Budget - Orbiter

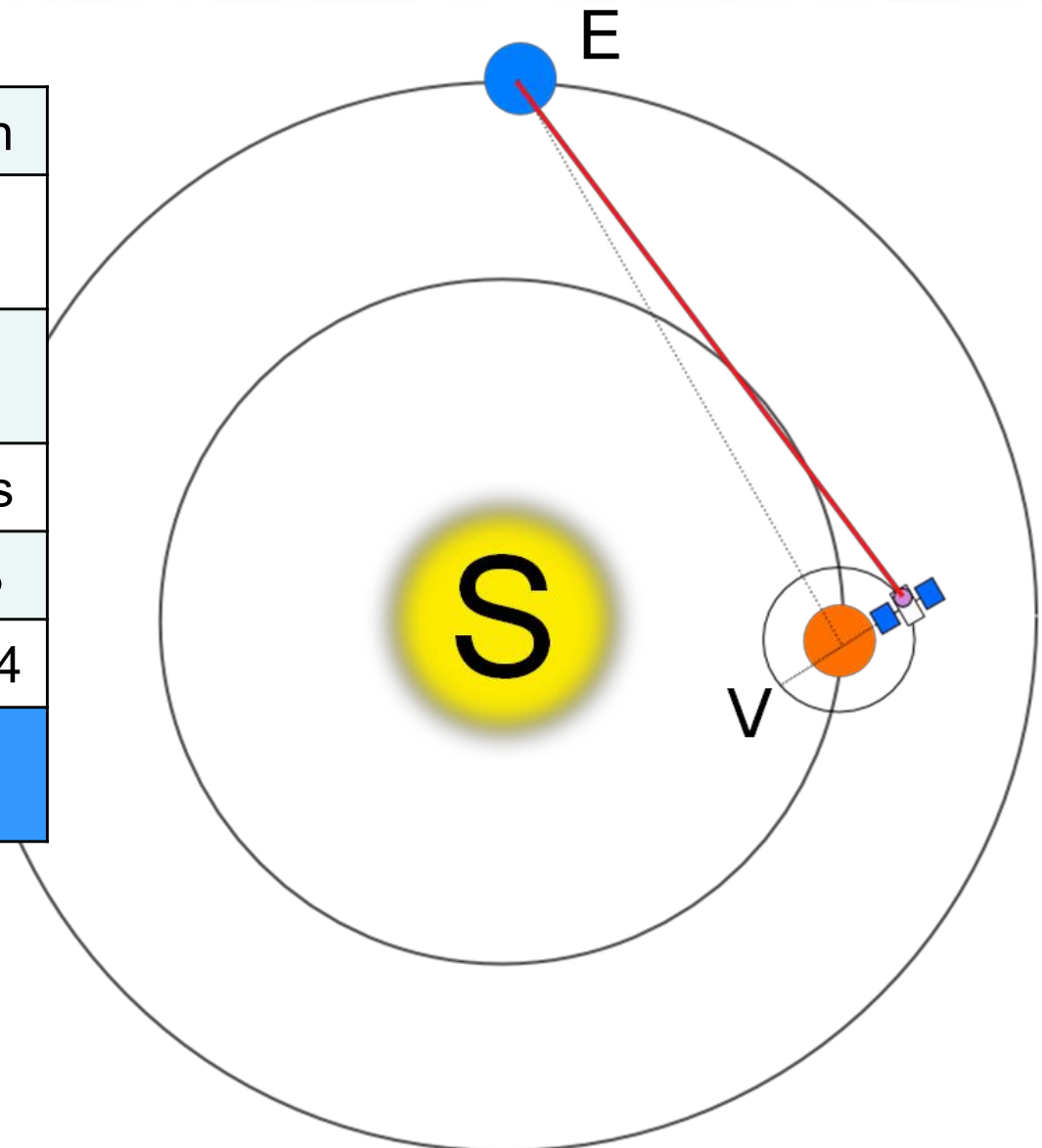
Frequency	32 GHz (Ka-Band)
Range	2.533×10^8 km = 1.7 AU
Power Transmitter	50 W
Transmitter Antenna Diameter	2 m
Receiver Antenna Diameter	35 m
Nominal Data Rate	400 kbps

Subsystem	Data Bit Rate (Kb/s)	Duty Cycle	Data per orbit (kB)
SAR (Payload)	6,64	0,03	1099,584
Gradiometer (Payload)	0,996	1	5497,92
Ground-penetrating radar (Payload)	0,249	1	1374,48
IR Camera (Payload)	0,415	1	2290,8
TT&C	0,5	0,163	450
Total			85702,272



Link Budget - Orbiter

Time orbit	92.6 min
Communication time / orbit	41 min
Instrument data transfer /orbit (85%)	35 min
Communication / day	10,500 s
Data transfer / day	500 MB
Synodic period	567 / 584
Instrument mean data transfer / orbit	46 MB





Link Budget – Orbiter Instruments

(46 MB / orbit = 8,300 B/s on average)

Average Time
used

Average orbite
use

Average
coverage

InSAR	80 % (6,640 B/s)	High Res (15m/pix)	5.4 s	0.01 %	37 km x 70 km
		Med Res (50m/pix)	1 min	0.9 %	410 km x 70 km
		Low Res (100m/pix)	3.5 min	3.5 %	1,640 km x 70 km
Ground Penetrating Radar	12 % (996 B/s)	Sounder	10 min	0.1 %	4,150 km x 1 km
		Altimeter	92.6 min	100 %	37,800 km
IR Camera	5 % (415 B/s)	Low Res (1km/pix)	92.6 min	100 %	37,800 km
Gradiometer	3 % (249 B/s)	High Res (1km/pix)	92.6 min	100 %	37,800 km



Link Budget - Lander

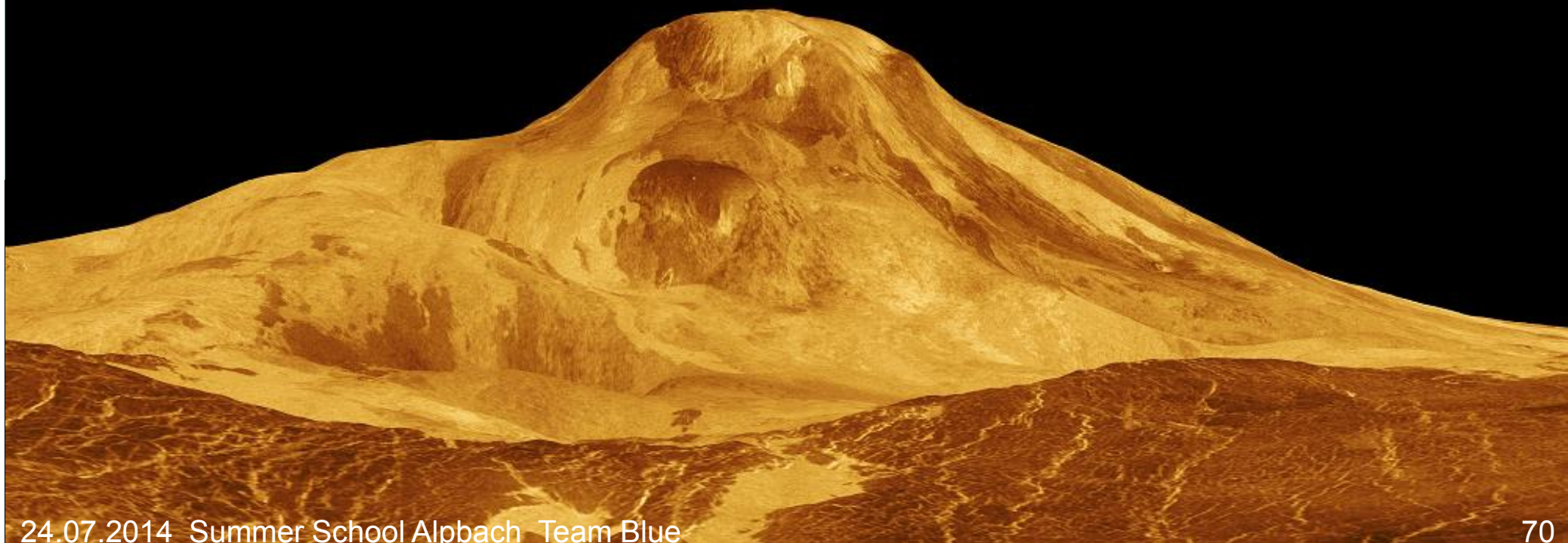
Frequency	2.5 GHz (S-Band)
Range	2.533×10^8 km = 1.7 AU
Power Transmitter	20W
Transmitter Antenna Diameter	0.5 m
Receiver Antenna Diameter	DEEP SPACE NETWORK 70 m ARECIBO OBSERVATORY 300m
Nominal Data Rate	5 kbps
Maximum possible Data Rate	50 kbps



Data Budget

Subsystem	Data Bit Rate (kB/s)	Duty Cycle	Data per orbit (kB)
SAR (Payload)	6,64	0,03	1099,6
Gradiometer (Payload)	0,996	1	5497,2
Ground-penetrating radar (Payload)	0,249	1	1374,5
IR Camera (Payload)	0,415	0,92	2290,8
TT&C	0,5	0,16	450
Total			48892,8

Analyses





Technology Readiness Level Components

ORBITER	
Component	TRL
InSAR	6
Ground-penetrating radar	6
Gradiometer	6
Accelerometer	9
IR-Camera	9
Lander Separation Mechanism	7
Subsystems	5-9

LANDER	
Component	TRL
Parachutes	5
Seismometer	4
Permittivity Probe	4
IR Spectrometer	4
Visible Camera	9
Microphone	4
Environment Monitor	9
Radar Reflector	4
Heat Shield	5
Separation Mechanism	3



Risk Analysis

ECSS-M-ST-80C

		I = 1	II = 2	III = 3	IV = 4	V = 5
Probability	A = 5	5	10	15	20	25
	B = 4	4	8	12	16	20
	C = 3	3	6	9	12	15
	D = 2	2	4	6	8	10
	E = 1	1	2	3	4	5
		I = 1	II = 2	III = 3	IV = 4	V = 5
		Severity				



Risk Assessment

4

SPACECRAFT		
TT&C	D5	10
OBDH	D5	10
EPS	D5	10
Thermal	D5	10
Structure	E5	5
ACS	E5	5
Propulsion	E5	5
Payload - Lander	E1-B3	1-12
Payload - Instruments	E2-C4	2-12

LANDER		
Parachute	B3	12
IR Spectrometer	C3	9
Heat Shield	D4	8
Seismometer	D3	6
Radar Reflector	E4	4
Separation Mechanism	E3	3
Environment Meter	E3	3
Permittivity Probe	E2	2
Visible Camera	E1	1
Microphone	E1	1



Preliminary Cost Analysis

MISSION COST BREAKDOWN	
TYPE	€M
Technology Development	100
Launcher	175
Spacecraft	330
Lander	350
MOC + SOC	140
Management	80
Contingency (15 %)	135
SUBTOTAL	1310
Payload	300
TOTAL	1610



Planetary Protection

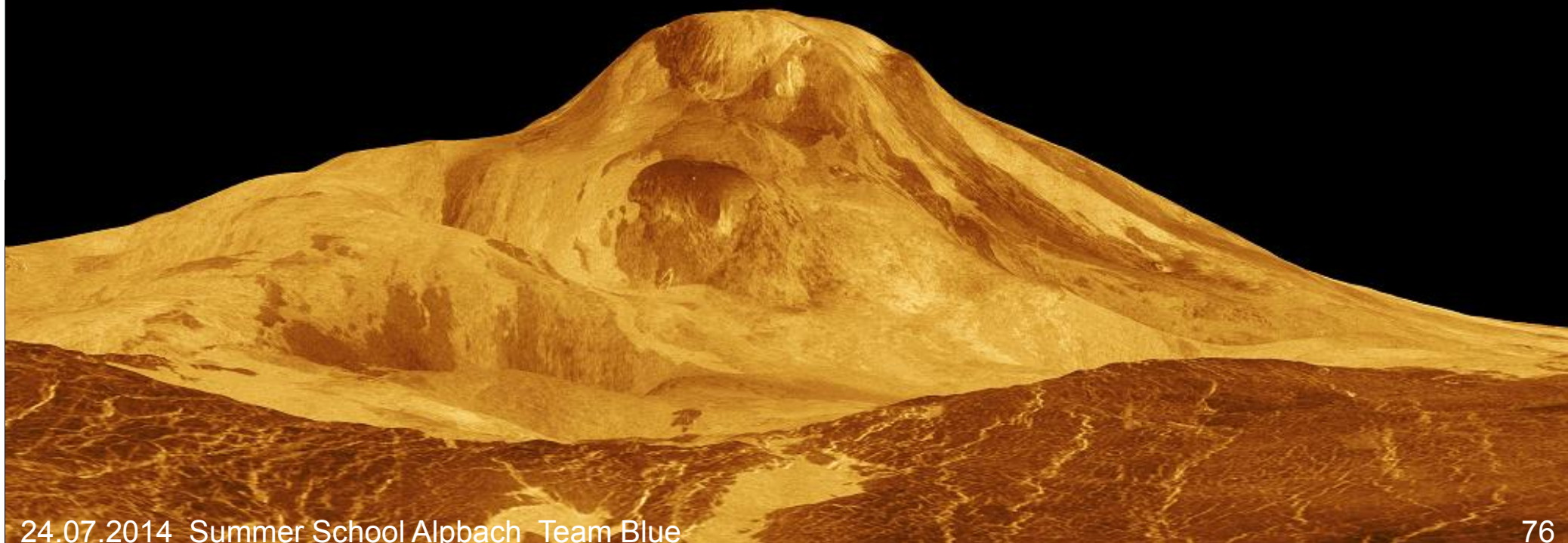


www.spaceagenda.com

Venus: Class II

COSPAR Planetary Protection Policy (2005), COSPAR/IAU Workshop on Planetary Protection

Summary





Mission Summary

VELOCITE is designed to enhance our understanding of geological processes on Venus' surface and interior.

The main selected technology (InSAR, gravity field determination, lander system) will constrain of the upper and interior structure of Venus.

R&D work required to raise technology readiness adequate levels.

design analyses give confidence that the mission can be conducted within the identified cost and schedule constraints

Risk understood and managable



Outreach and Education

Outreach

Two instruments specifically built for outreach, a microphone and a camera.

Use

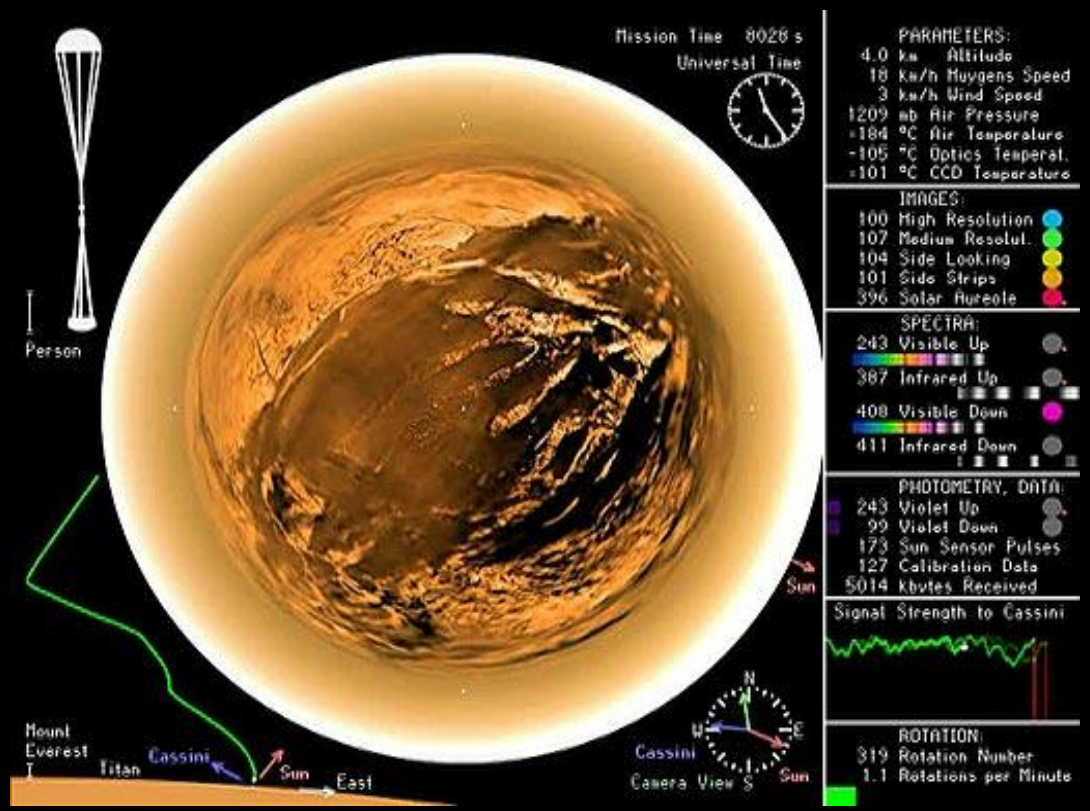
Possible understanding of the future of our Earth

Education

Create interest in a planet that is not well known

Example of school project : Why are Earth and Venus so similar and so different at the same time ?

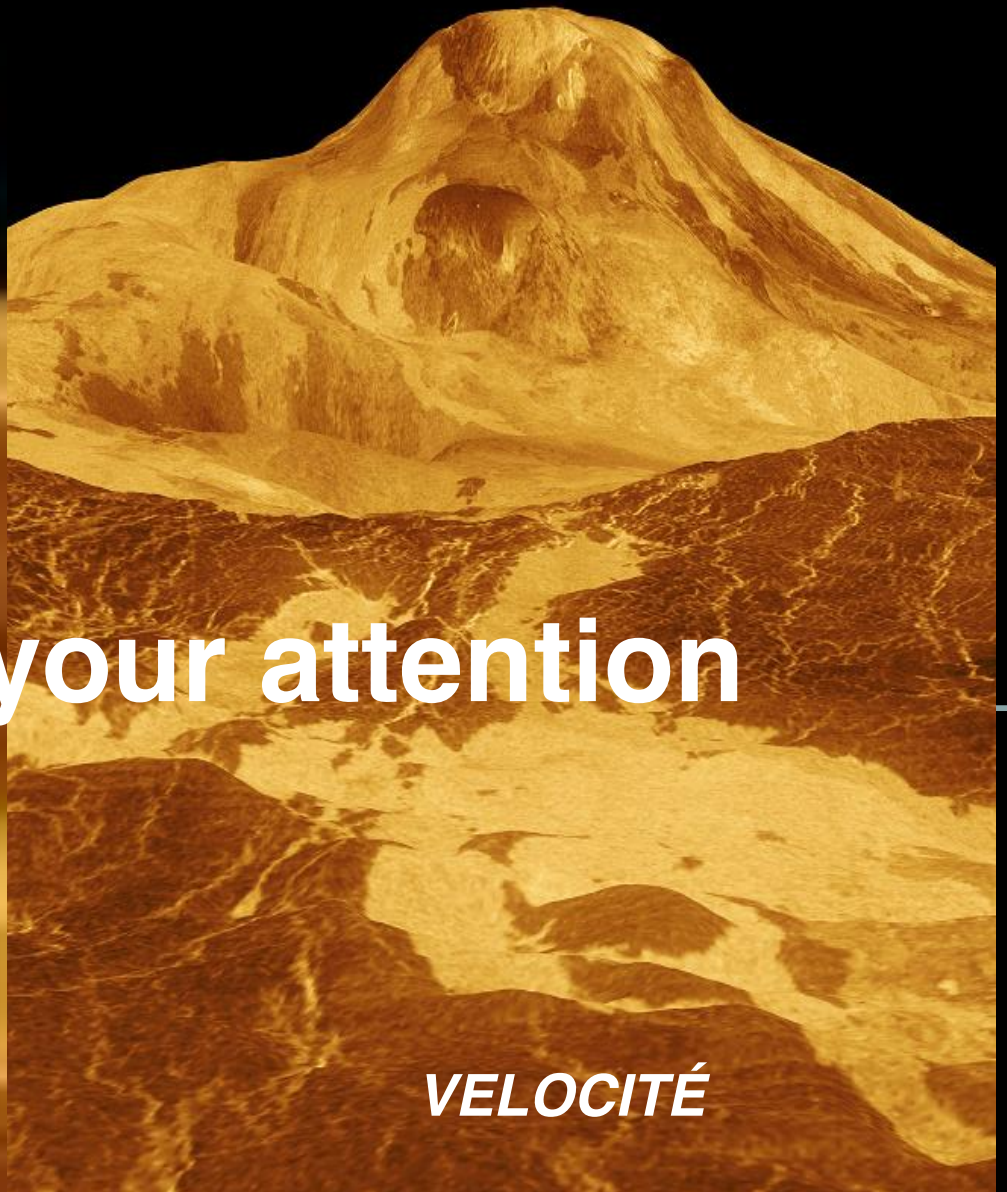
Generally a better understanding of how other planets are like



VELOCITÉ



Magellan



VELOCITÉ

Thank you for your attention

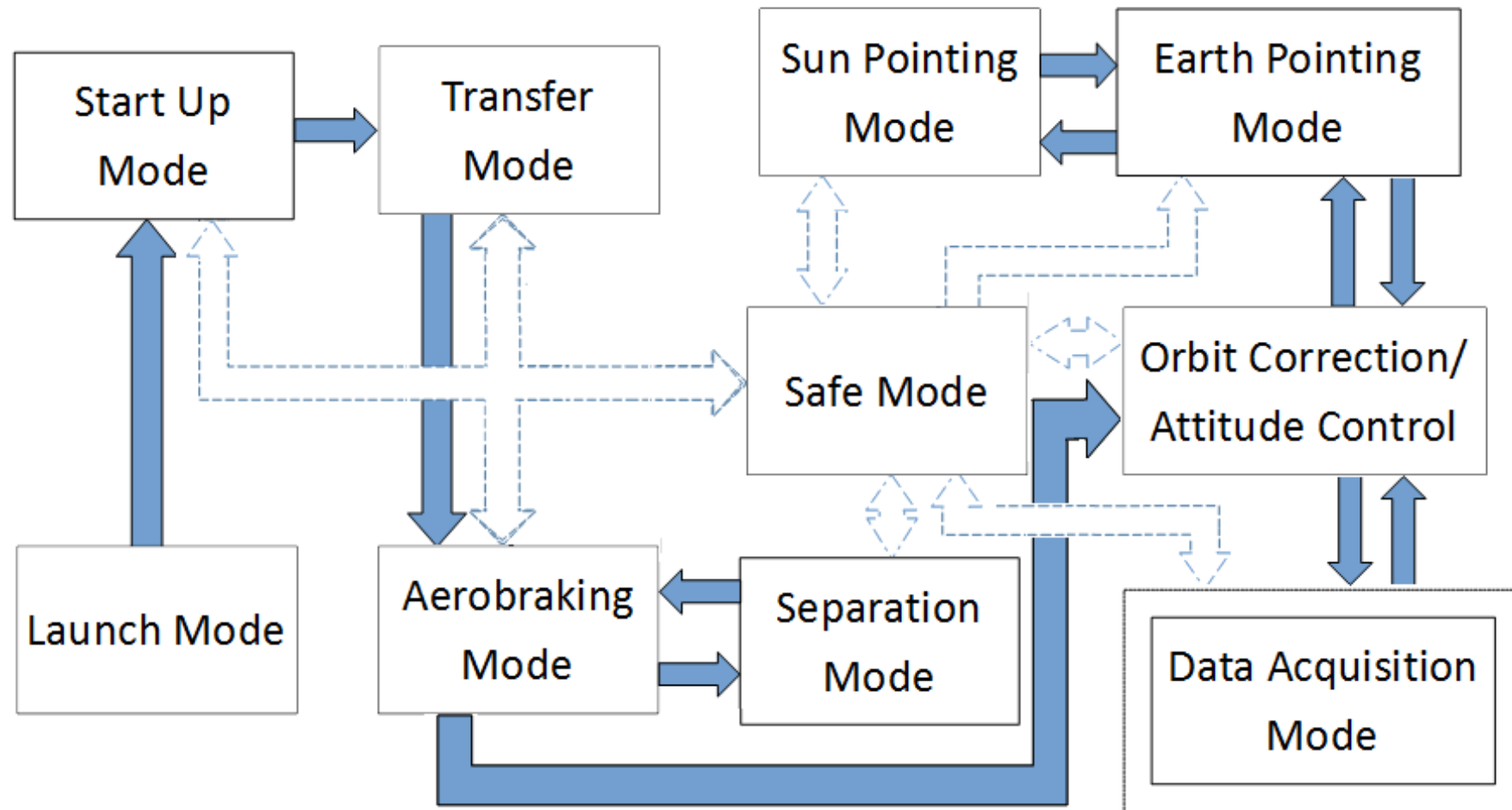


What are we going to learn?

Current knowledge	With VELOCITÉ
Scarcity of knowledge about venusian interior	Remarkable knowledge about the interior
Scarcity of knowledge about tectonic activities	Hard evidence for tectonic and volcanic dynamics
<i>NO DATA</i>	Surface displacements of 1 cm accuracy
<i>NO DATA</i>	Polar motion and length of day variations of sub-daily sampling, moment of inertia
Static gravity field with up to d/o 40 (signal above the noise) from Magellan	Static gravity field up to d/o 260
<i>NO DATA</i>	Temporal variations of gravity field
<i>NO DATA</i>	Variations of crustal thickness
<i>NO DATA</i>	Crustal displacements due to severe atmospheric conditions
<i>NO DATA</i>	Answers for the questions: where do we come from and where are we going to?

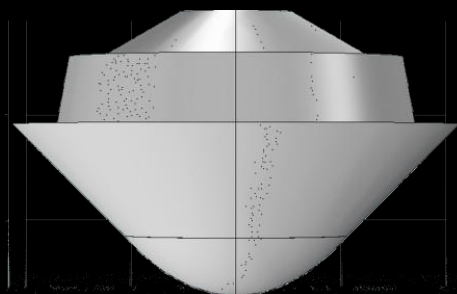


Operational Modes





Description of the Lander

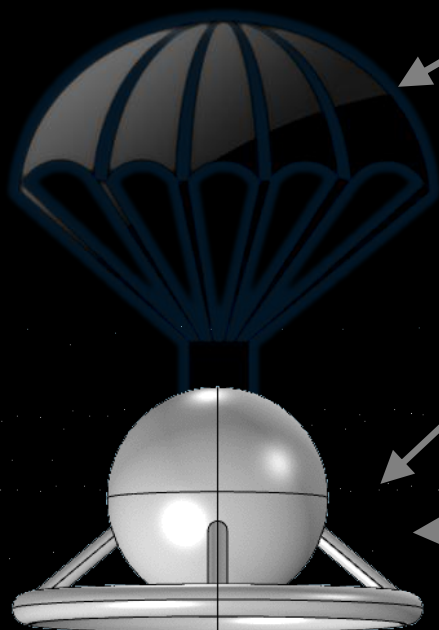


Descent

Max heat flux : 60 Mw/m²
Material used : - Carbon-Phenolic

Parachute

Needs to resist high temperature
Material used : Zylon PBO (resists up to 600°C)



Landing

Speed of 40m/s
Material used : - Honeycomb structure
Structure used : - Circular hollow tube

On the surface

T ~ 730 K and P ~ 92 bar
Material used : - Titanium alloy
- Phase changing materials
- Low thermal conductivity materials



Mission Challenges!

- Orbit control
- Data volume
- Communications/data transfer to Earth
- Minimising the effect of solar radiation pressure and other non-gravitational perturbations on gradiometer and satellite orbit
- Co-ordination and deployment of modules
- Durability of the Lander
- Funding!



Measurement principles - Surface Permittivity

Permittivity Probe defines electrical rock properties (calibration PR & water content)
Quadrupole configuration:
Inject AC-current
(Amplitude/Frequency) into the surface
Measure potential distribution

