



# Planetary Locomotion - 惑星探査の新しい可能性 -

東北大学大学院工学研究科  
航空宇宙工学専攻  
浅井 圭介

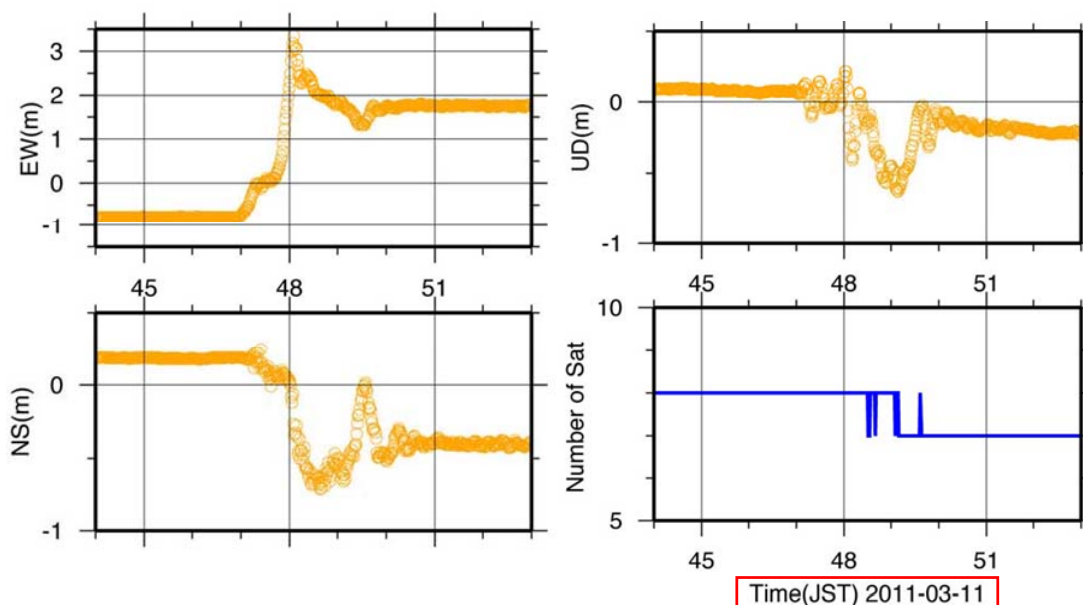
2011年12月7日  
神戸大学 惑星科学研究センター



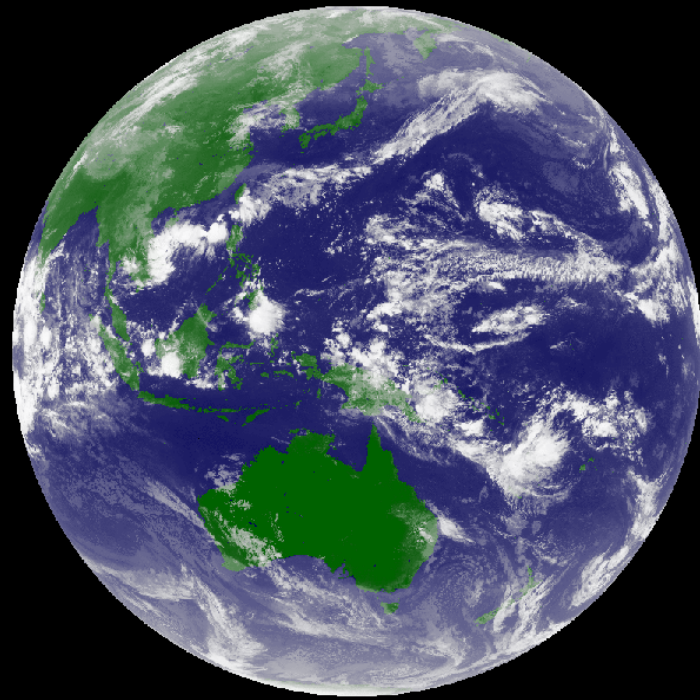
東北大学大学院理学研究科  
地震・噴火予知研究観測センター



キネマティックGPSによる変位測定データ(東北大青葉山キャンパス)



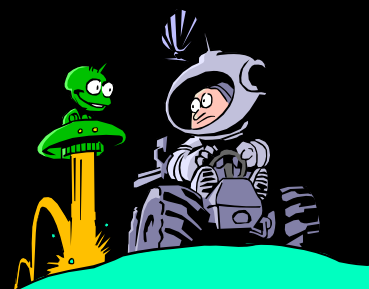
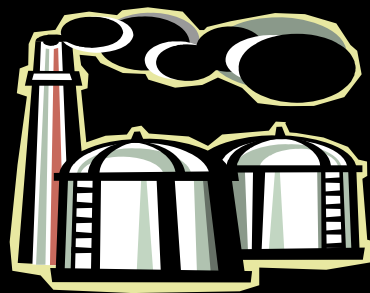
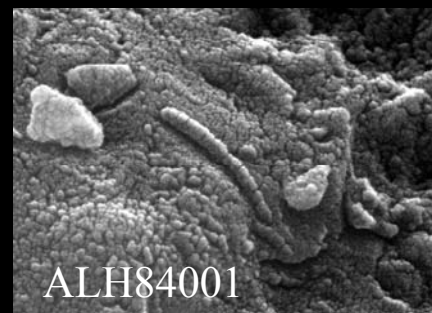
# 地球 (Earth)



<http://1.bp.blogspot.com/>

## 何のために惑星を探査するのか？

- ★ 宇宙を知り、
- ★ 地球を知り、
- ★ 生命を知るため。



# 大気をもつ惑星・衛星(太陽系)

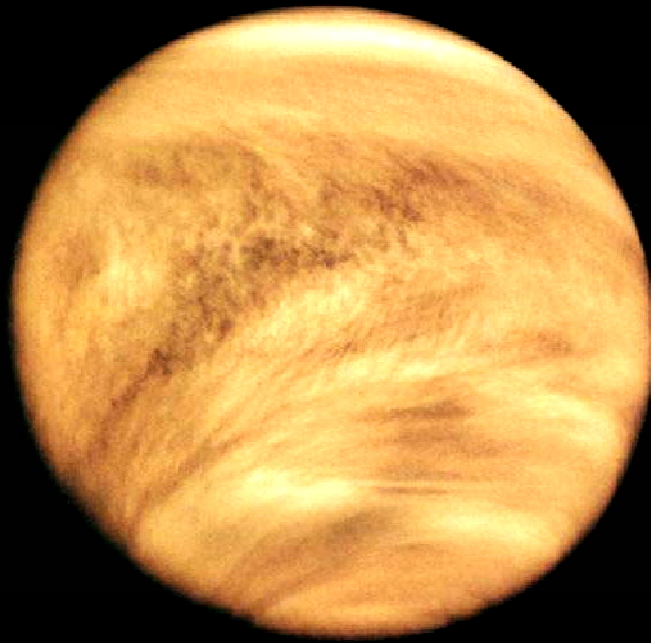


# 大気をもつ惑星・衛星(太陽系)



惑星	地球	金星	火星	タイタン
軌道 (AU)	1.0	0.72	1.52	9.54
圧力 (hPa)	1,013	92,100	0.7	1,470
温度 (K)	288	740	210	94
重力加速度 (m/s <sup>2</sup> )	9.80	8.87	3.71	1.35
大気成分	N <sub>2</sub> (78.1%) O <sub>2</sub> (20.9%) Ar(0.93%) CO <sub>2</sub> (0.03%)	CO <sub>2</sub> (96.5%) N <sub>2</sub> (3.5%) SO <sub>2</sub> (0.015%) Ar (0.007%) H <sub>2</sub> O (0.002%)	CO <sub>2</sub> (95.3%) N <sub>2</sub> (2.7%) Ar(1.6%) O <sub>2</sub> (0.13%)	N <sub>2</sub> (98.4%) CH <sub>4</sub> (1.6%)
備考	水が存在	super rotation	ダストの存在	HC循環

# 金星 (Venus)



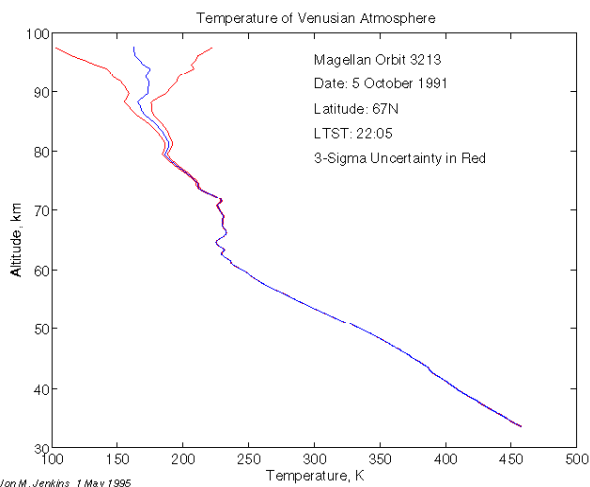
Ultra-Violet Image

<http://en.wikipedia.org/wiki/File:Venuspioneeruv.jpg>

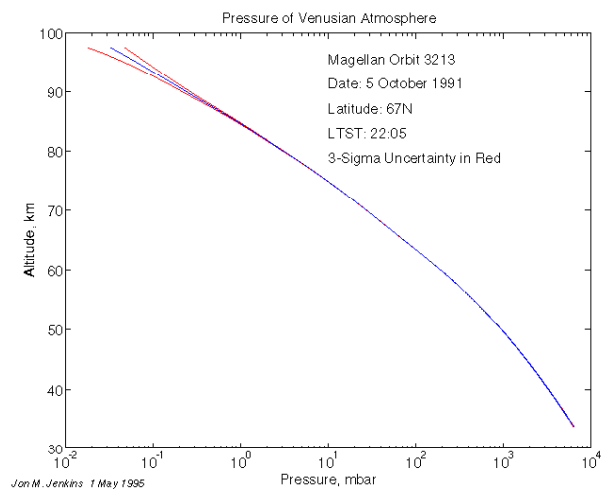
## 金星大気

<http://nova.stanford.edu/projects/mgs/profile.html>

### 温度プロファイル



### 圧力プロファイル



J.M. Jenkins, P. G. Steffes, D.P. Hinson, J.D. Twicken, and G.L. Tyler, Radio Occultation Studies of the Venus Atmosphere with the Magellan Spacecraft, Icarus, Vol. 110, 79-94, 1994

# 火星(Mars)

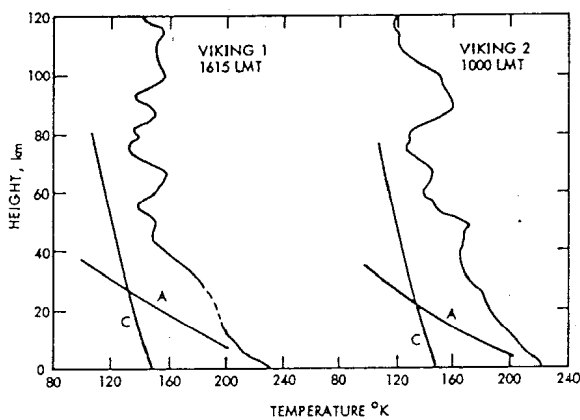


Mars • Syrtis Major • March 10, 1997 HST • WFPC2  
PRC17.09a • ST Sid OPD • March 24, 1997 • D. Crisp (JPL), the WFPC2 Science Team and NASA

<http://moon.jaxa.jp/ja/mars/index.html>

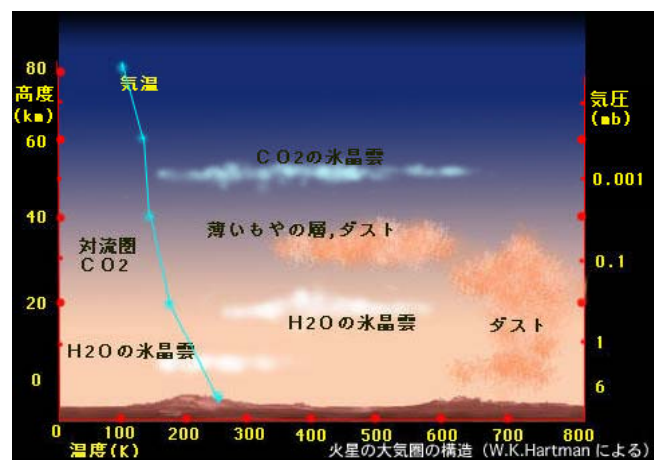
## 火星大気

気温の鉛直構造 Leovy(1979)



Leovy, C.B., 1979: Martian Meteorology, *Ann. Rev. Astron. Astrophys.*, 17, 387-413

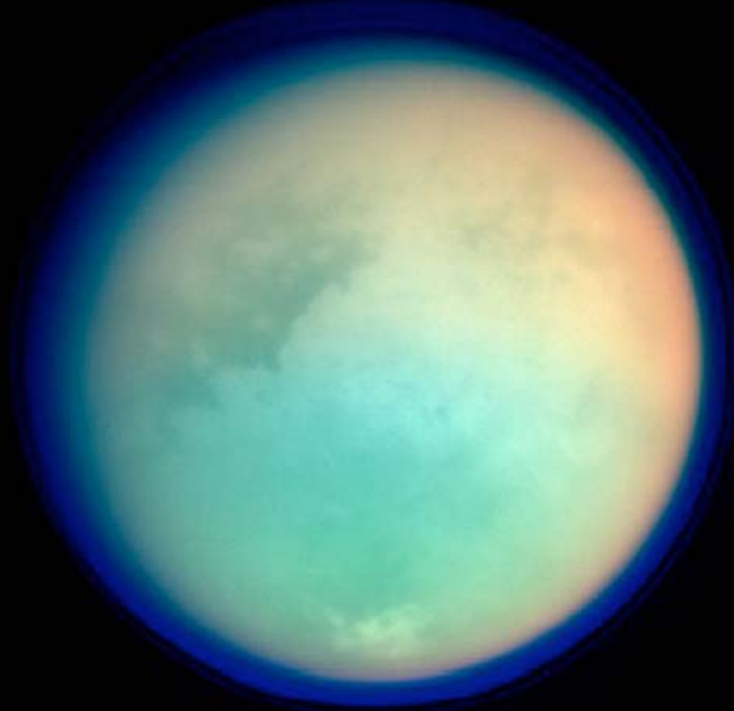
火星の大気圏の構造



<http://www.bekkoame.ne.jp/~beyond/mission/mars/mars2.html>

(William .K. Hartmanによる)

# タイタン (Titan)



False-color Image (UV and IR)

by Cassini on Oct.26, 2004

## タイタン大気

気温・圧力・密度

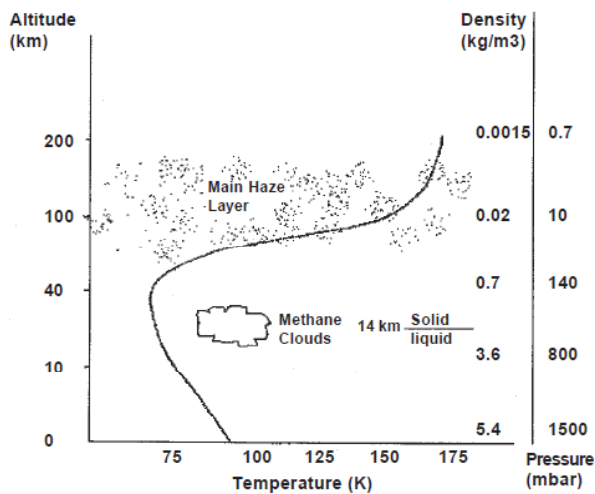


Fig. 2 Schematic of Titan's atmosphere: The line shows the temperature profile: the scale on the right shows pressure and density at each altitude. NB the altitude scale is non-linear.

大気圏・地殻の構造

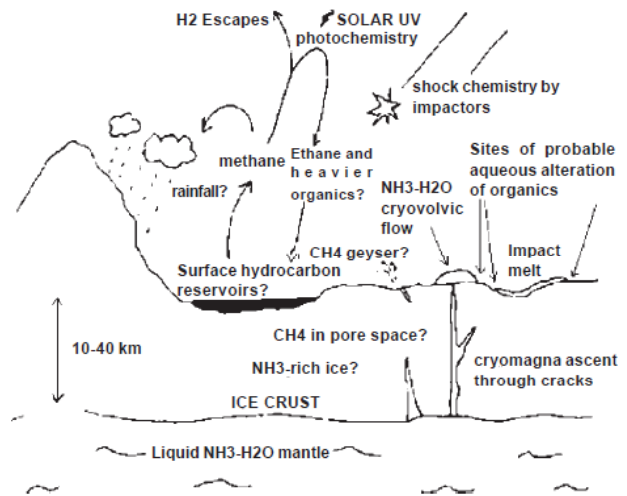


Fig. 4 Schematic of the dominant processes affecting the volatile inventory on Titan and the formation of prebiotic molecules.

Ralph D. Lorenz (Lunar and Planetary Lab, University of Arizona) "Post-Cassini Exploration of Titan: Science Rationale and Mission Concepts," JBIS, Vol. 53, pp.218-234, 2000

# 惑星探査の方法

★軌道を周回 → “**Orbiter**”

★地表に着陸 → “**Lander**”

★（着陸点から）自律走行 → “**Rover**”

数百-数千kmにおよぶ長距離の探査や鉛直方向の観測は行えない。

→ 飛行(**Aerial**)もしくは航行(**Aquatic**)型の探査機

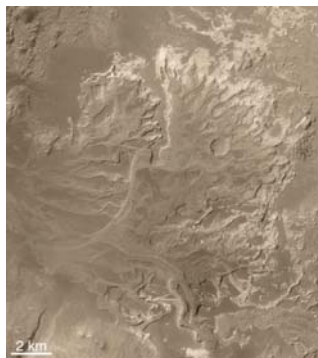


Fig. 1.1 Mars Global Surveyorからの衛星写真

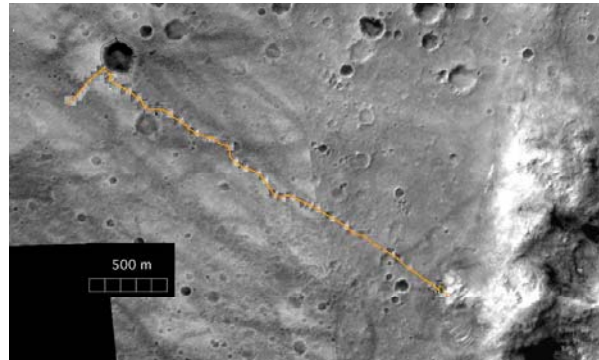


Fig. 1.2 Spiritによる238火星日の道程

## Mission と System (理学と工学)

(理学)工学的に何が可能であるかわからなければ, ミッションが定義できない。

(工学)ミッションが明確でないと, それを実現するシステムが設計できない。

→ **両すくみの状態**

「飛行」や「航行」と言う移動手段の技術的な成立性が現時点では予測できないため。





# 流体運動の基礎式 (Navier Stokes)

Newton力学, 流体を連続体として扱う

$$\text{Continuity equation} \quad \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0$$

$$\text{x Momentum} \quad \rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}$$

$$\text{y Momentum} \quad \rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z}$$

$$\text{z Momentum} \quad \rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}$$

Energy

$$\begin{aligned} \rho \frac{D(e + V^2/2)}{Dt} = & \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left( k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \nabla \cdot p \mathbf{V} \\ & + \frac{\partial (u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (v\tau_{yy})}{\partial y} \\ & + \frac{\partial (v\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial (w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (w\tau_{zz})}{\partial z} \end{aligned}$$



Navier  
(1785-1836)



Stokes  
(1819-1903)

## 大気飛行 (Aerial Locomotion)

考慮すべき因子: 大気物性, 気象条件, 大気循環...

大気物性 → 相似則 (similarity) に基づく評価

★ Mach数  $M=U/a$  (運動エネルギーと内部エネルギーの比)

★ Reynolds数  $Re=\rho UL/\mu$  (対流拡散と分子拡散の比)

★ 比熱比  $\gamma=C_p/C_v$  (分子の自由度)

★ Prandtl数  $Pr=\mu C_p/k$  (粘性による散逸と熱伝導の比)

※ 仮定: 連続体, ニュートン流体, 完全気体

気体の不完全性 + 相変化 → 「実在気体効果」

# Real-Gas Effects

## Perfect gas

Thermally perfect

Calorically perfect

$$p = \rho RT \quad h = h(T), e = e(T) \quad \rightarrow \quad h = C_p T, e = C_v T$$

## Thermal Imperfection (Beattie-Bridgman equation)

$$p = RT(1 - \epsilon)(v + B)/v^2 - A/v^2$$

$$A = A_0(1 - a/v), \quad B = B_0(1 - b/v), \quad \epsilon = c/vT^3$$

## Caloric Imperfection

$$h(\rho, T) = h_{T_0} + \int_{T_0}^T C_p^0 dT + (p - \rho RT)/\rho + T \int_0^\rho \left[ p/\rho^2 - T/\rho^2 (\partial p/\partial T)_\rho \right] d\rho$$

$$s(\rho, T) = s_{T_0} + \int_{T_0}^T C_p^0 dT/T - R \ln(\rho RT/p_0) + T \int_0^\rho \left[ R/\rho - 1/\rho^2 (\partial p/\partial T)_\rho \right] d\rho$$

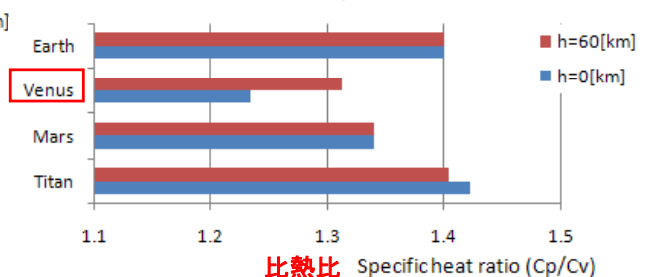
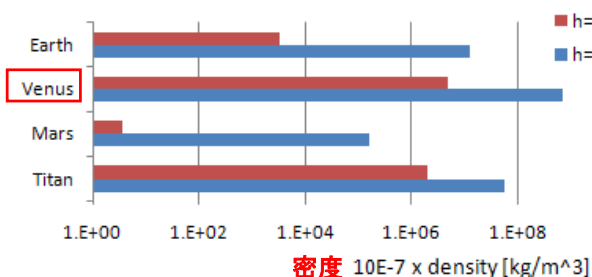
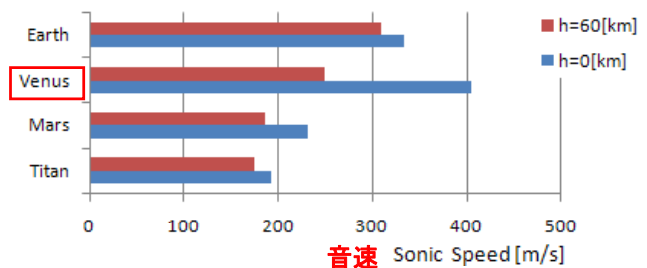
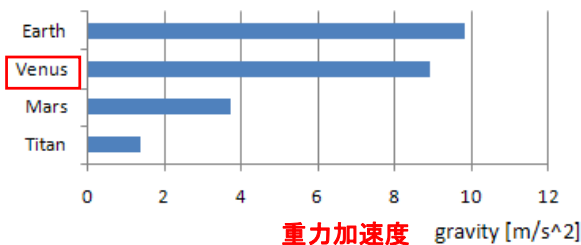
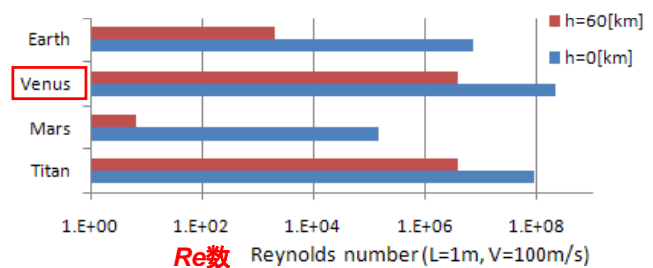
## Phase Change → condensation

$$\frac{1}{P} = x_1 \frac{1}{P_1} + (1 - x_1) \frac{1}{P_2}$$

## 金星(Venus)

- ・ 压力(地表) : 92,100 [hPa]
- ・ 温度(地表) : 740 [K]
- ・ 重力加速度 : 8.87 [m/s<sup>2</sup>]
- ・ 大气成分 : CO<sub>2</sub>(96.5%), N<sub>2</sub>ほか
- ・ "super rotation" の存在

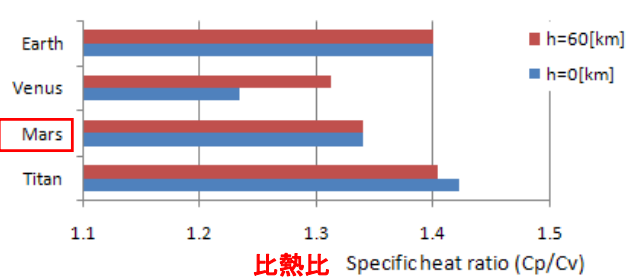
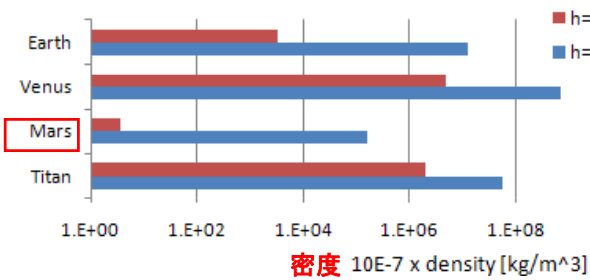
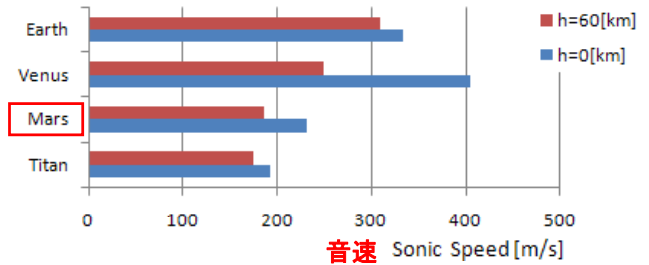
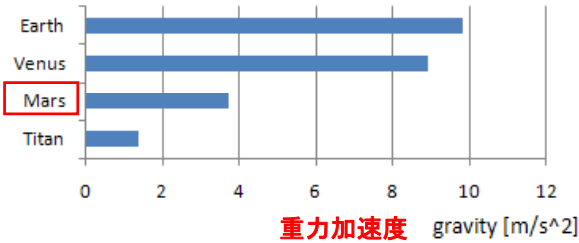
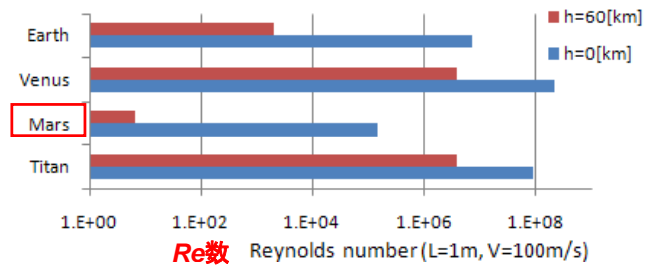
※ L=1m, U=100m/s



# 火星(Mars)

- ・ 圧力(地表) : 0.7 [hPa]
- ・ 温度(地表) : 210 [K]
- ・ 重力加速度 : 3.71 [m/s<sup>2</sup>]
- ・ 大気成分 : CO<sub>2</sub>(95.3%),N<sub>2</sub>ほか
- ・ "dust storm"の存在

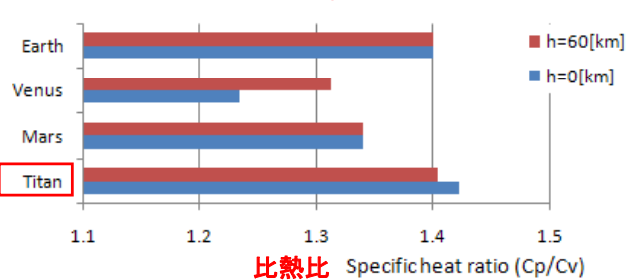
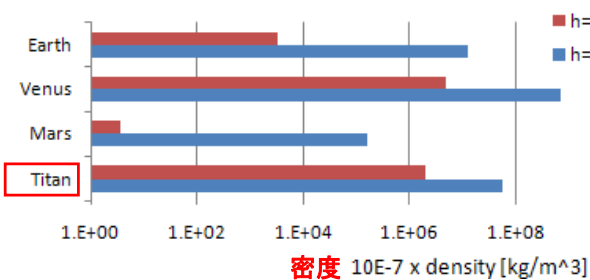
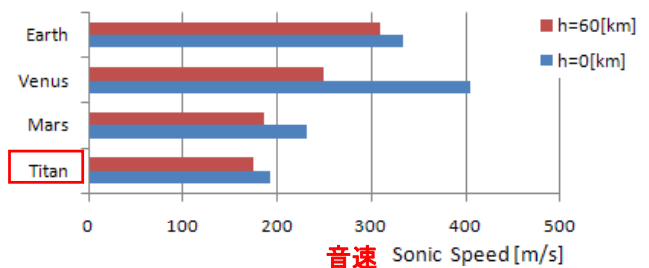
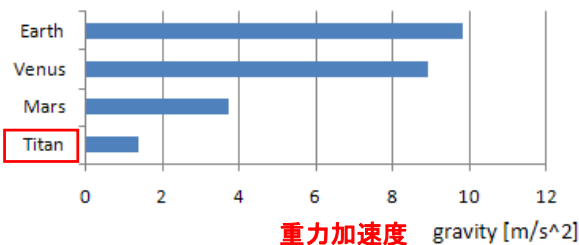
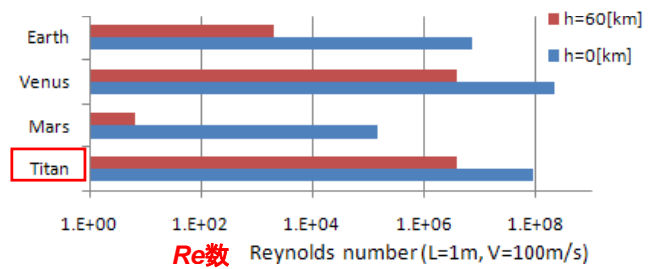
※ L=1m, U=100m/s



# タイタン(Titan)

- ・ 圧力(地表) : 1,470 [hPa]
- ・ 温度(地表) : 94[K]
- ・ 重力加速度 : 1.35 [m/s<sup>2</sup>]
- ・ 大気成分 : N<sub>2</sub>(98.4%),CH<sub>4</sub>ほか
- ・ メタンの海・湖沼・河川

※ L=1m, U=100m/s



# Planetary Locomotion

目的：惑星の特殊な環境で流体力学的なメカニズムを利用して移動する手段を提案し、その能力を定量的に評価すること。

分類：

- (1) **水平方向**の移動
- (2) **鉛直方向**の移動（垂直上昇・下降＋ホバリング）
- (3) **Point-to-Point** の移動（離着陸を含む）

この他に「**突風**」や「**乱気流**」中における飛行を考慮する必要がある。

## 固定翼と回転翼（効率）

Prof. Kroo (Stanford Univ.)

固定翼

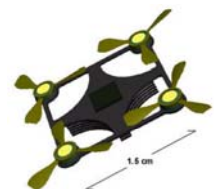
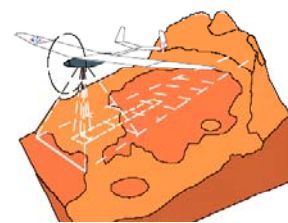
$$P = \frac{T \cdot V}{\eta_p} = \frac{W}{\left(\frac{L}{D}\right)} \cdot \frac{\left(2 \frac{W}{S} \rho C_L\right)^{1/2}}{\eta_p}$$

回転翼

$$P = \frac{T \cdot V_n}{M} = \frac{W \cdot \left(2 \frac{W}{S} \rho C_L\right)^{1/2}}{M}$$

両者の比

$$\frac{P_{fixed}}{P_{rotor}} = \left(\frac{L}{D}\right) \cdot \left(\frac{\eta_p}{M}\right) \cdot \left(\frac{C_L}{4}\right)^{1/2} \quad \text{※ } W/S \sim T/S \text{ と仮定}$$



Mesicopter

$C_L=1.0, L/D=35 \rightarrow$  固定翼の方が圧倒的に有利

$C_L=0.2, L/D=5 \rightarrow$  必要パワーはほぼ同じ

※  $\eta_p \sim M$  と仮定

# 惑星大気用推進機関

分類:

- プロペラ/回転翼
- ジェット/ロケット

動力:

- 推進剤

ヒドラジンなどの熱分解ガス  
 二酸化炭素大気を分解して得られる一酸化炭素と酸素を推進剤  
 金属(Mg, Al)を燃料とした二酸化炭素を推進剤(湯浅ら)  
 メタン推進・・・タイタン(3%)

- 電池

太陽電池 (Solar Cell)

燃料電池 (Fuel Cell)

原子力電池 (Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG))

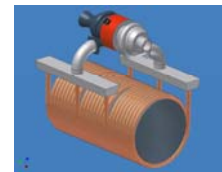
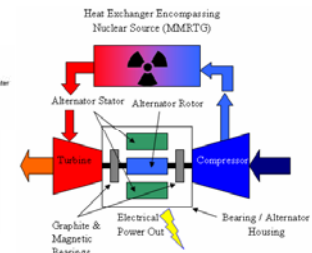
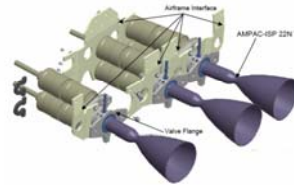
Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG)

Advanced Stirling Radioisotope Generator (ASRG)

- その他

原子力 Turbo Expander Cycle・・・NASAが検討

電気推進(防衛大 中山)



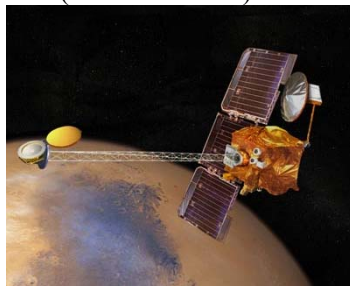
## 火星探査プロジェクト (NASA, ESA) since 2001



Mars Exploration Rover Mission

Mars Odyssey  
(launched 2001)

Mars Exploration Rover  
(2003-2004)



Phoenix Lander (2007)



Mars Express (2003)



Mars Reconnaissance Orbiter (2005)



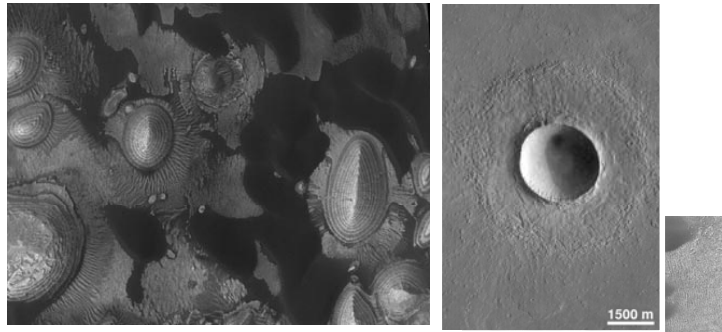
# 火星表面の画像 (Orbiter)



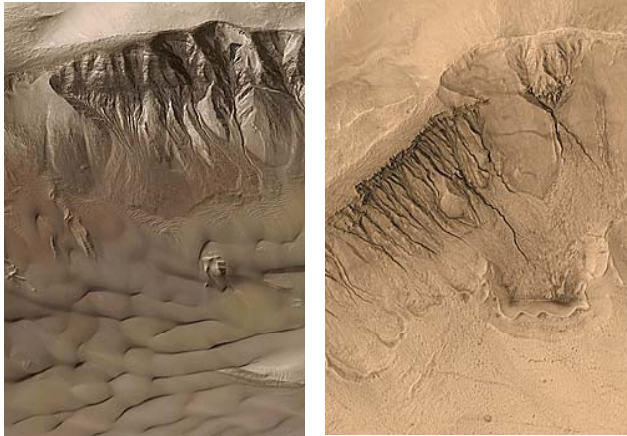
Polar Ice Cap



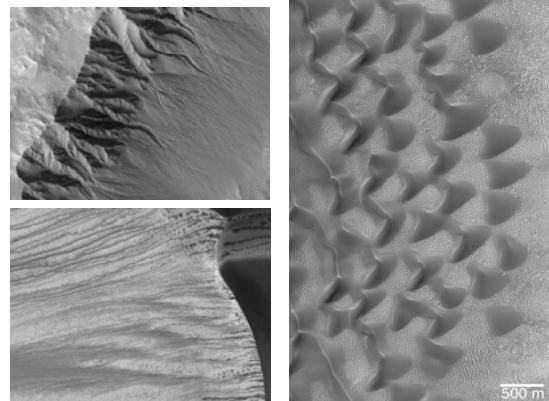
Meteor Craters



Water Features



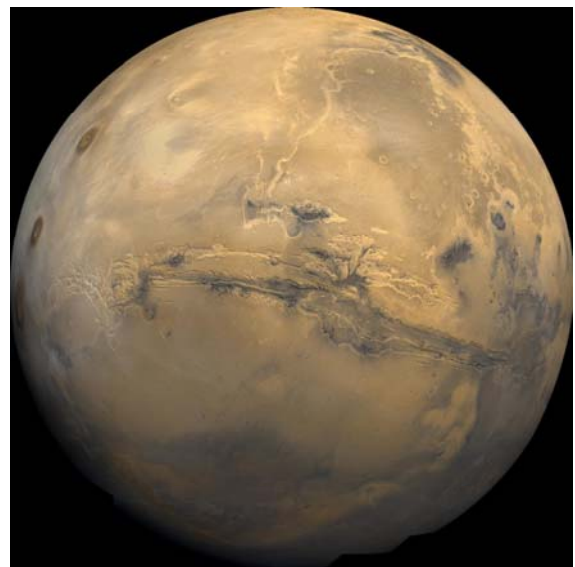
Sand Dunes



## 火星を代表する大規模な地形

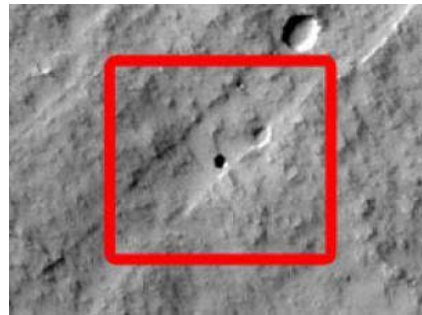
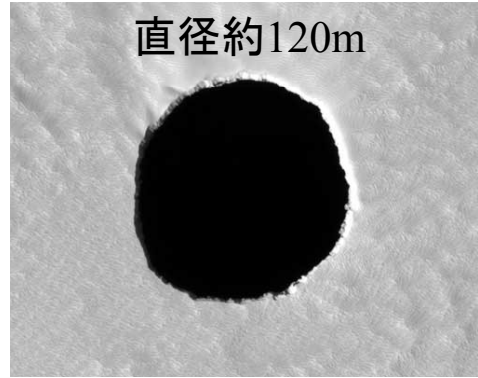
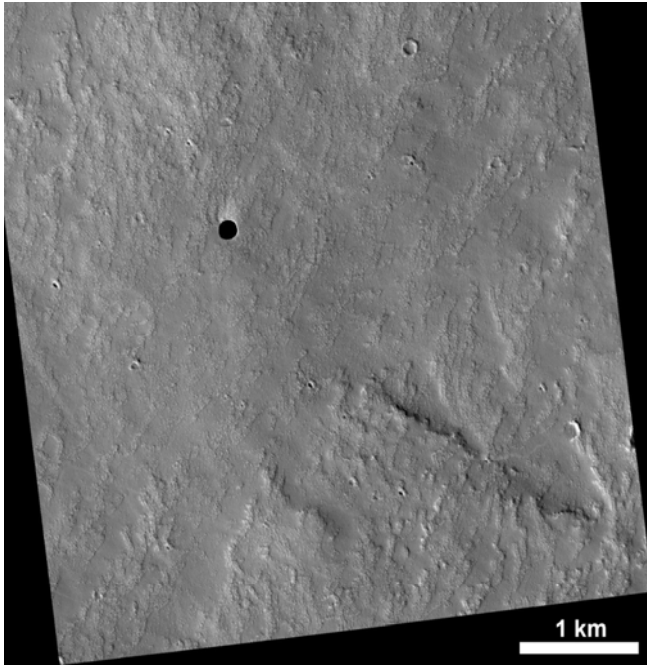


オリンポス山  
(高さ26km, 直径500km)



マリネリス峡谷  
(長さ4000km, 幅100-200km, 深さ2-7km)

# 火星で発見された垂直空洞 (Pit Crater)



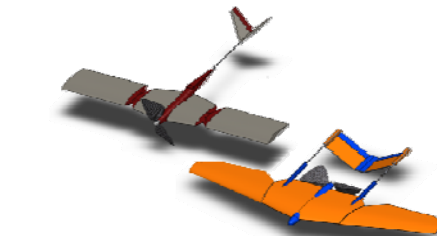
撮影: NASAの探査衛星"Mars Reconnaissance Orbiter" (2007)

## Mars Airplane Concepts

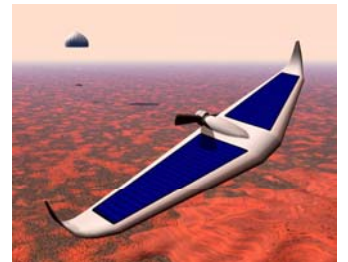
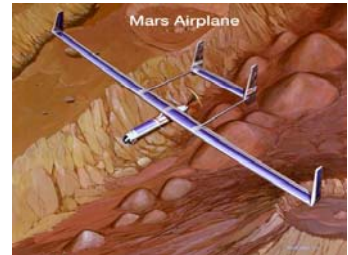
### Glider



### Rocket Powered



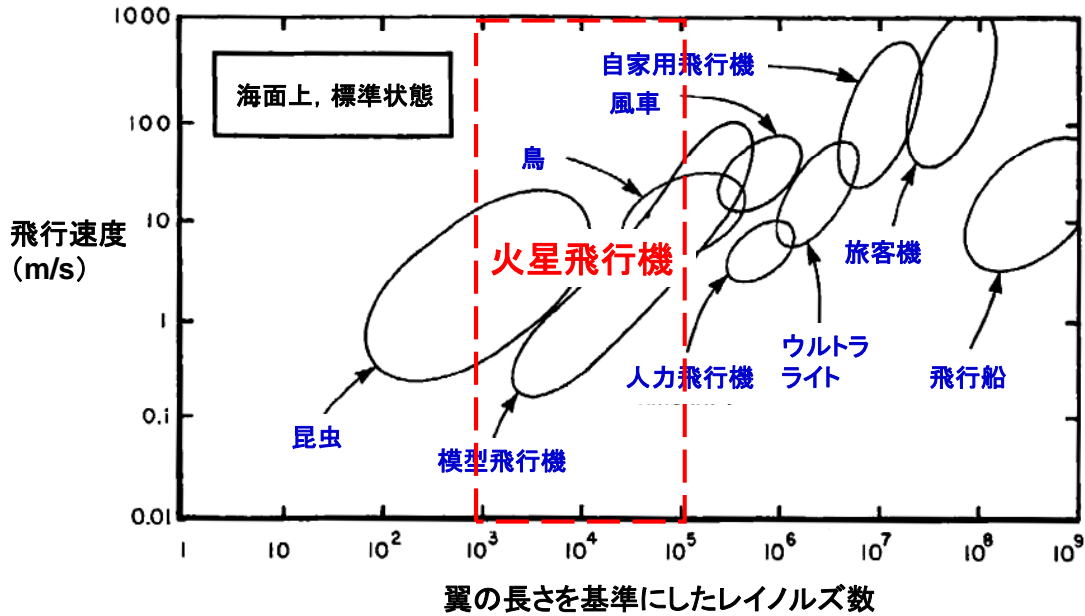
### Electric Powered



# レイノルズ数 (Reynolds Number)

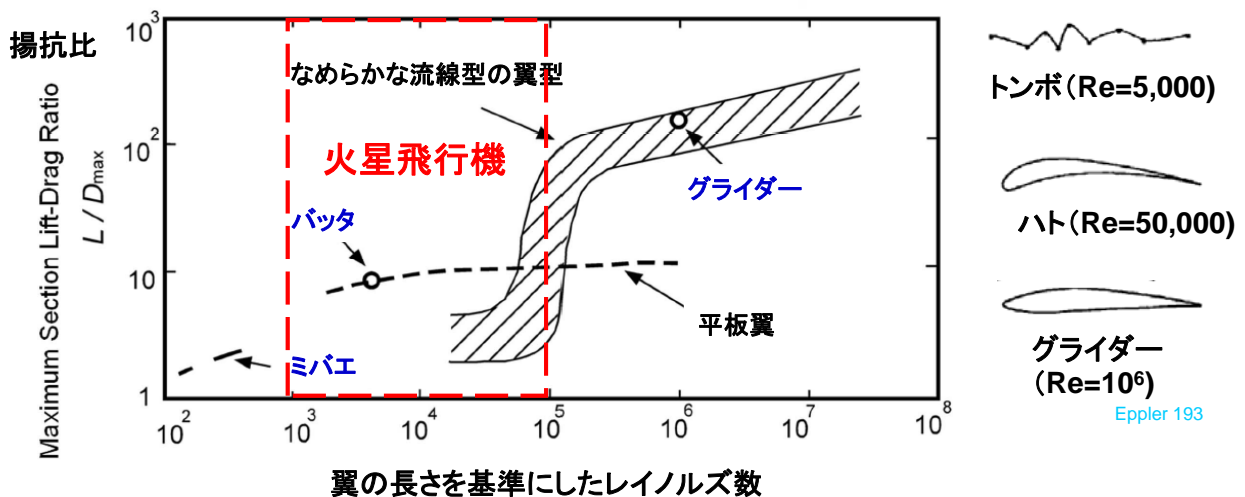
空気の粘性の影響をあらわす物理パラメータ

$$Re \equiv \frac{\rho U_{\infty} L}{\mu} = \frac{\text{密度} \times \text{速度} \times \text{大きさ}}{\text{粘性係数}} = \frac{\text{慣性力}}{\text{粘性力}}$$



## レイノルズ数の影響: 翼性能

- ・火星ではRe数が10<sup>4</sup>から10<sup>5</sup>であり、剥離しやすく、再付着しない流れとなる。
- ・Re数が10<sup>5</sup>以下になると、固定翼の揚抗比は劇的に減少し、翼空力性能は急速に悪化する

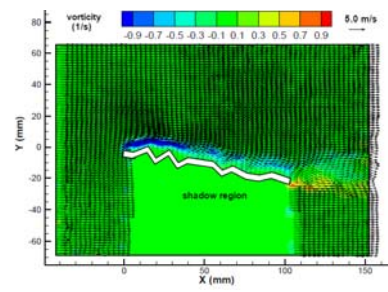
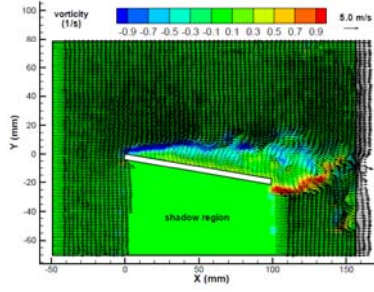
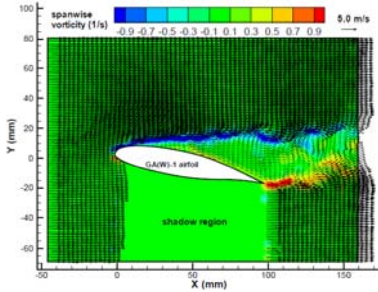
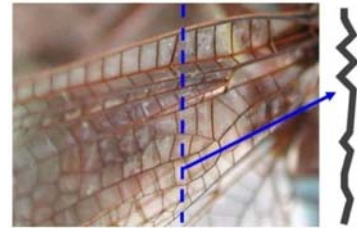




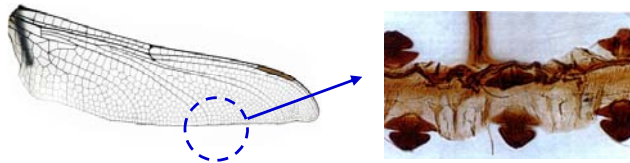
# レイノルズ数の影響

“Aerodynamic Performance of a Corrugated Dragonfly Airfoil Compared with Smooth Airfoils at Low Reynolds Numbers”

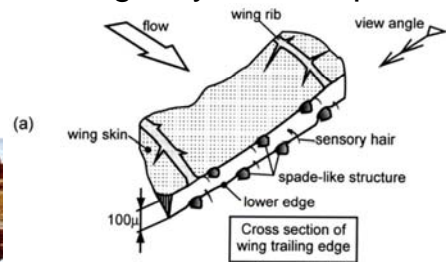
M. Tamai, Z. Wang, G. Rajagopalan, [Hui Hu](#), G. He  
AIAA 2007-483



PIV measurement results with  
AOA=10.0 (Re=34,000)  
Instantaneous velocity field



## Dragonfly's Miniflaps



AIAA-2000-2315 D.W. Bechert, R. Meyer, and W. Hage

# マッハ数の影響

火星では地球に比べて音速が小さく、また揚力を得るには高速で飛行しなければならない。そのためマッハ数が大きくなる。

厚い境界層との干渉で擬似衝撃波が発生する。  
→最適翼の設計が難しい。

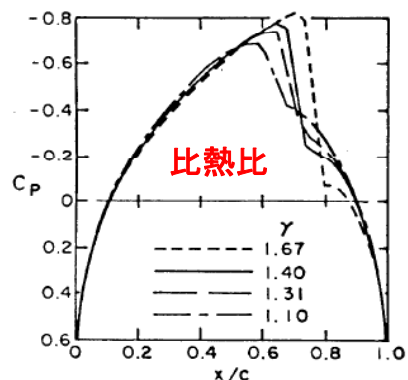
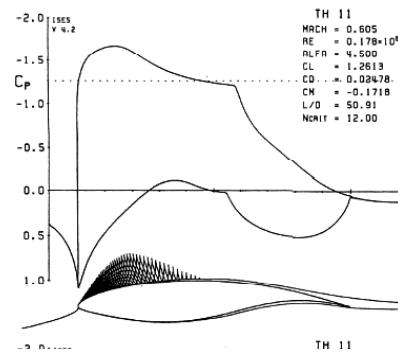
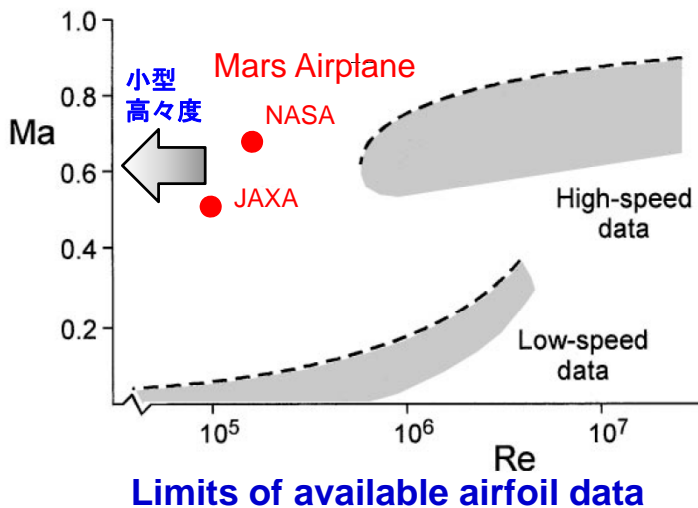
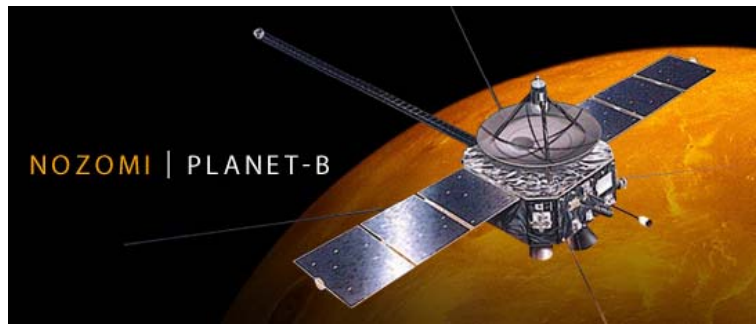


Fig. 4 Inviscid calculations ( $M = 0.80$ ;  $H/c = 2$ ).  
Tuzla et al., AIAA J. (1980)

## 「のぞみ」(PLANET-B)



日本初の火星探査機として、火星の上層大気を太陽風との相互作用に重点をおいて研究することを目的とした科学衛星。1998年7月4日M-Vロケット3号機によって内之浦の鹿児島宇宙空間観測所から打ち上げられた。姿勢制御系の故障や太陽フレアによる機器停止などのトラブルが起こり、2003年12月9日、火星軌道への投入を断念。火星の軌道に近い太陽を中心とする軌道上を永久に飛び続ける人工惑星となった。

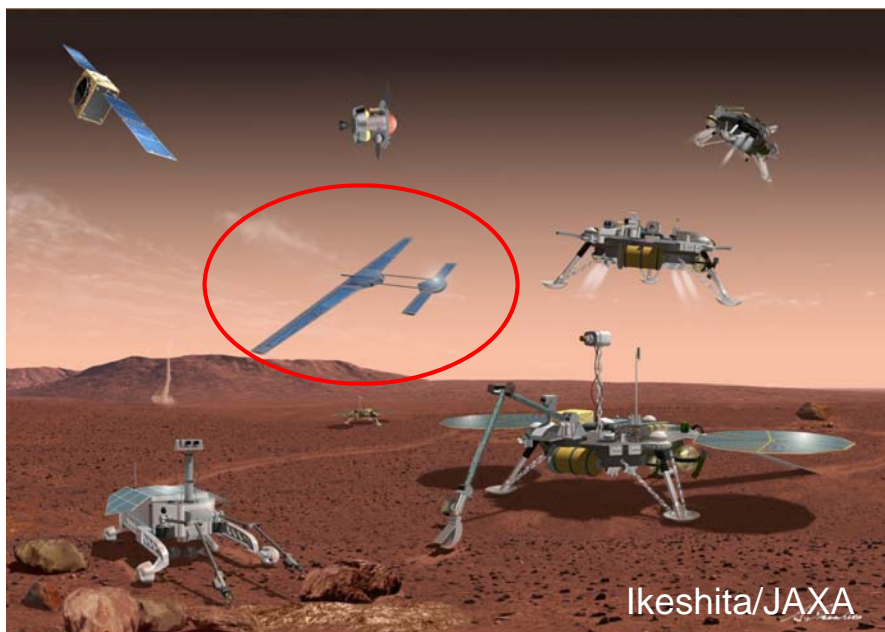
<http://www.stp.isas.jaxa.jp/nozomi/>



重量 約540kg

## 火星複合探査Working Group (MELOS)

- 次期探査ミッション検討のため、2008年に立ちあがる
- 2020年にMELOS1の打ち上げを目指す



候補となっている  
探査ミッション

- ★ 気象観測
- ★ 散逸大気観測
- ★ 内部構造探査
- ★ 表層探査
- ★ 無着陸サンプリング  
など

飛行機も検討対象  
も含まれる

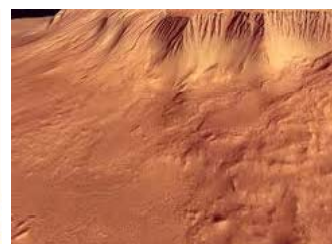
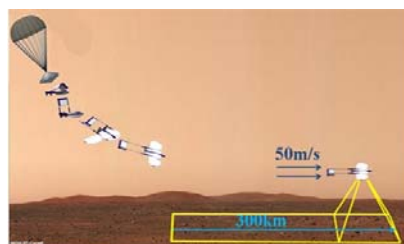
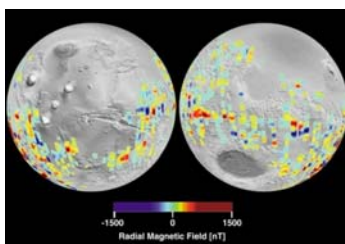
# 航空機設計 - 火星と地球の環境の違い

- 重力が約1/3 → 必要な揚力は1/3になる
- 大気環境
  - 大気密度 約1/100 → 得られる揚力・推力が1/100になる  
翼やプロペラの効率が落ちる
  - 大気の主成分が二酸化炭素 → 酸素が使えない
  - 音速 約3/4 → 低速で衝撃波が発生する
  - 温度  $-60^{\circ}\text{C}$  → 電池の効率が落ちる
- GPS, 方位計が使えない → 位置姿勢同定
- 通信速度(電波の往復に6分以上) → 自律飛行
- 滑走路がない → 離着陸が困難
- 火星大気突入カプセルへの収納の必要性

大山他 日本航空宇宙学会 年会講演会(2011. 4)

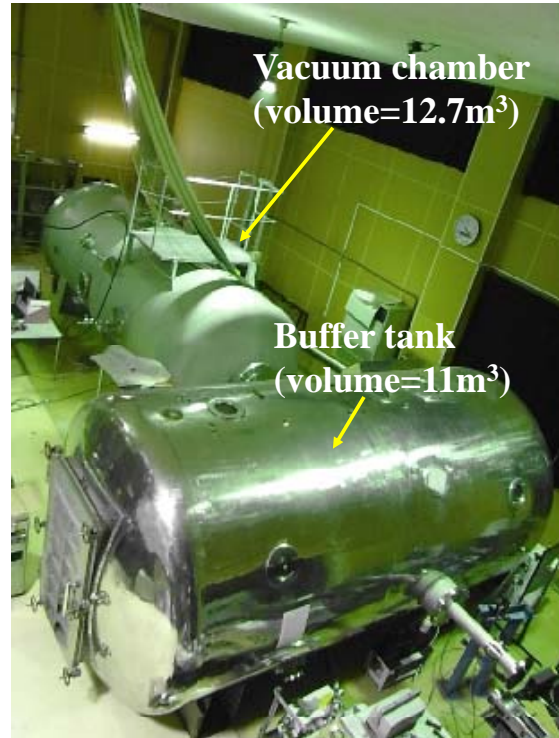
## 火星探査航空機WG

- 発足: 2010年1月(2009年度は火星の飛行探査研究会)
- メンバー: 国内外の研究者約50名(現在は60名程度)
- リーダー: 大山聖(ISAS), 副リーダー: 永井大樹(東北大)
- 目的: 2020年頃の打ち上げを目指して検討が進められている次期火星探査ミッションMELOS1にて, 将来の本格的な理学ミッションへ向けた工学技術実証を行う
- 観測: 高解像度地表画像撮影 ほか
- 飛行距離: 10km~100km程度(飛行時間は数分~数十分程度)



大山他 日本航空宇宙学会 年会講演会(2011. 4)

# 火星大気風洞(東北大学)



- Butterfly valve
- Vacuum pumps
- Compressor (40bar)



(設置場所: 流体研 高速流実験棟)

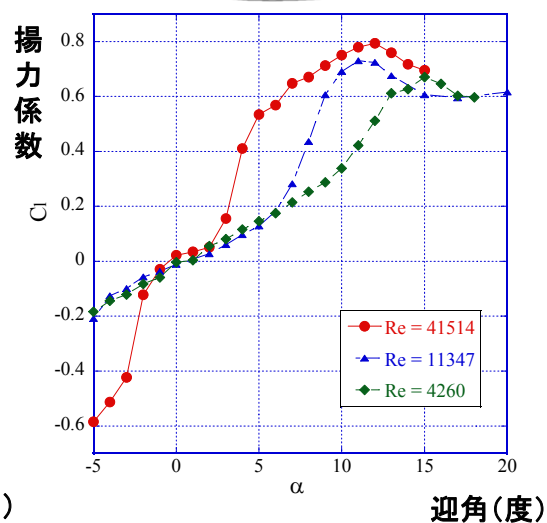
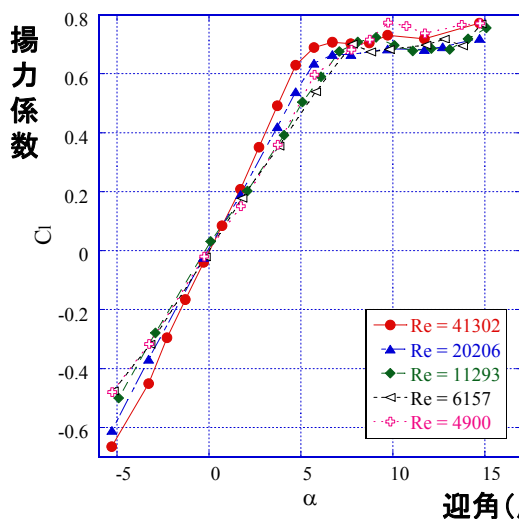
## 風洞試験結果の例: 揚力特性

試験条件: マッハ数=0.2 (固定), レイノルズ数=4,900~40,000



平板翼

流線型翼

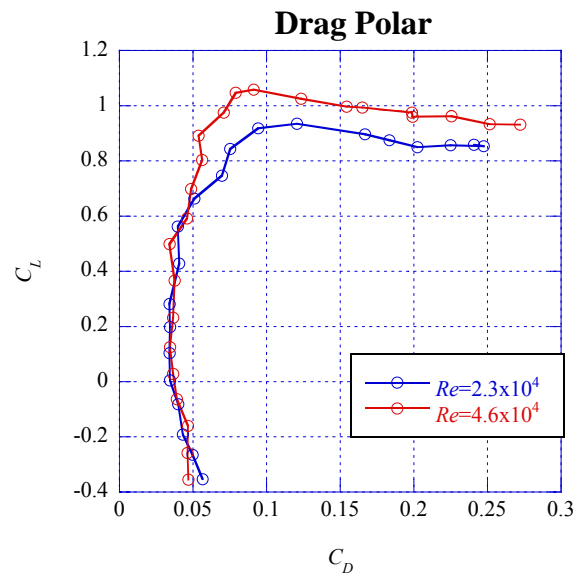
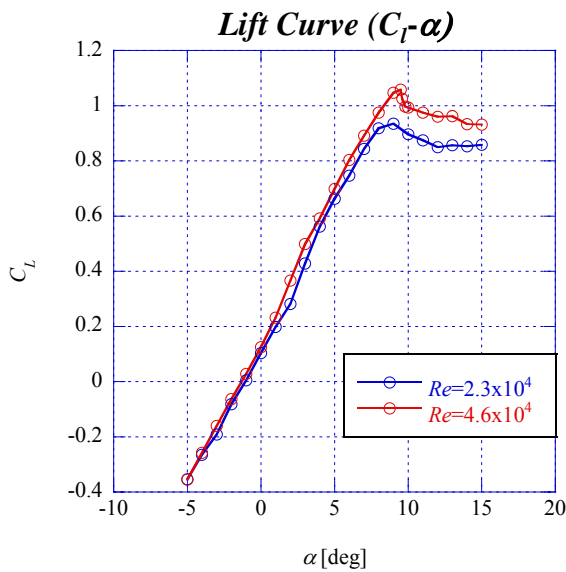


- 平板翼はおだやかな特性なのに、流線型翼は飛行条件のちょっとした違いで性能が大きく変化する。

# Ishii Airfoil



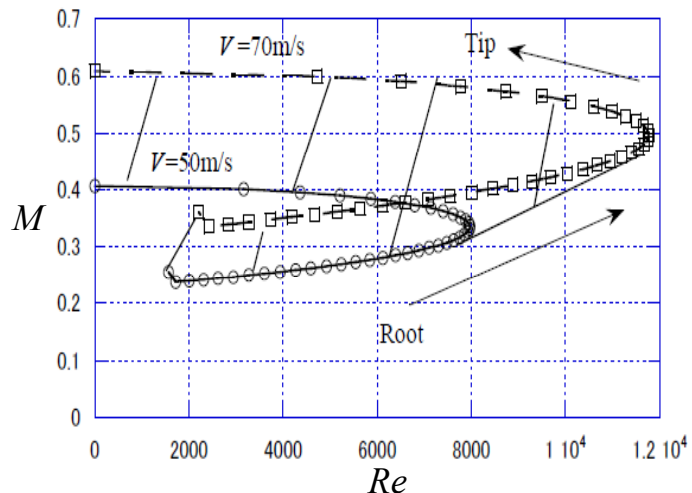
$M = 0.20, Re = 2.3 \text{ \& } 4.6 \times 10^4, \alpha = -5 \sim 15 \text{ deg}$



- The lift curve for NACA 0012-34 is highly nonlinear and dependent on  $Re$ .
- For NACA 0012-34, the lift slope is small at low angles of attack ( $< 2\pi$ ) and rapidly increases above angle of attack of 5 deg.

## 高性能プロペラの開発

- 低レイノルズ数 ( $\sim 10,000$ )・高マッハ数における翼特性の理解
- プロペラの設計検討と風洞試験用推進プロペラの製作
- 軽量高出力モータの設計検討と耐環境試験準備



Operation Range of the Propeller

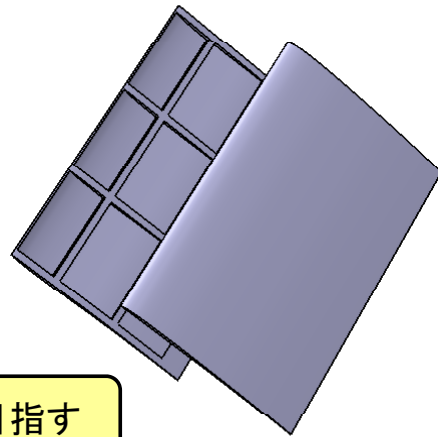
# 超軽量主翼構造の開発

## ■マグネシウムの削りだしによる桁構造翼の試作

最小厚み0.3mmのマグネシウム削り出しで安定した加工に成功. スパン長0.5m, 翼弦長125mm, 8.6mm厚みの桁+小骨の構造で約15g(約240g/m<sup>2</sup>)を達成

## ■超軽量プラスチック一体成形による翼の試作

発泡材料を用いた翼の試作を行い, 目標面密度の実現可能性について評価. 発泡材料の予備引張試験, 放射線被爆予測と簡易試験を実施.



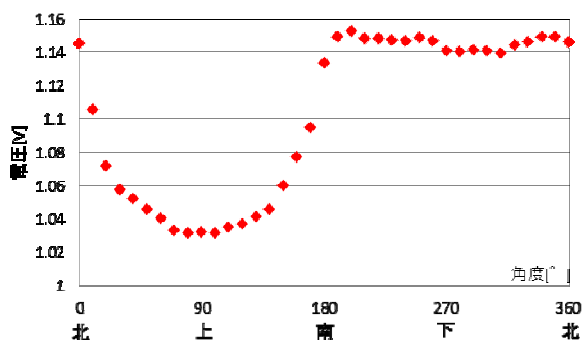
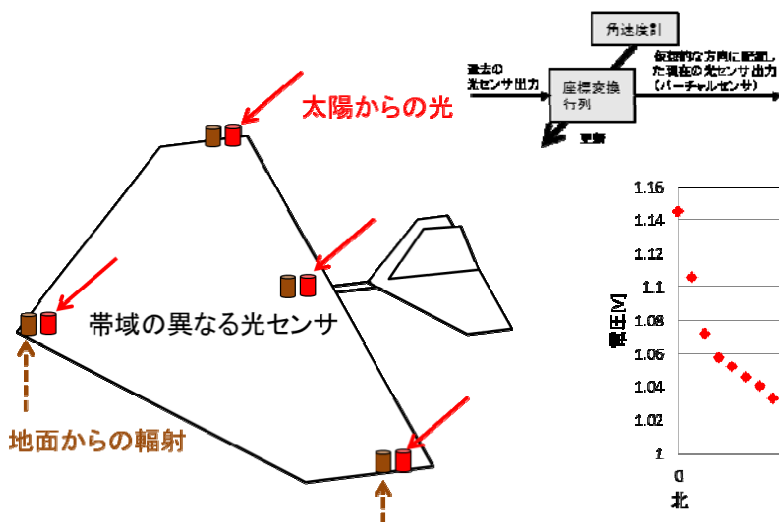
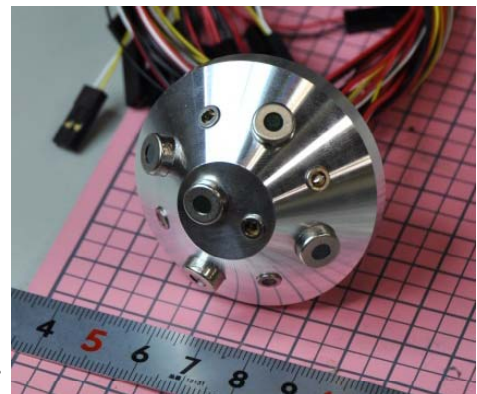
超軽量な翼構造の開発. 300g/m<sup>2</sup>を目指す

大山他 日本航空宇宙学会 年会講演会(2011.4)

# 航法誘導制御システムの開発

## 姿勢検出装置の開発

- 姿勢検出装置の設計
- 使用予定センサの評価実験
- バーチャルセンサアルゴリズムの開発
- 姿勢検出ユニットの試作



大山他 日本航空宇宙学会 年会講演会(2011.4)

World Record for Sustained Horizontal Flight by a Winged Aircraft

## Helios Prototype (HP01)

**Max altitude=29,523.8 m** (August 14, 2001)

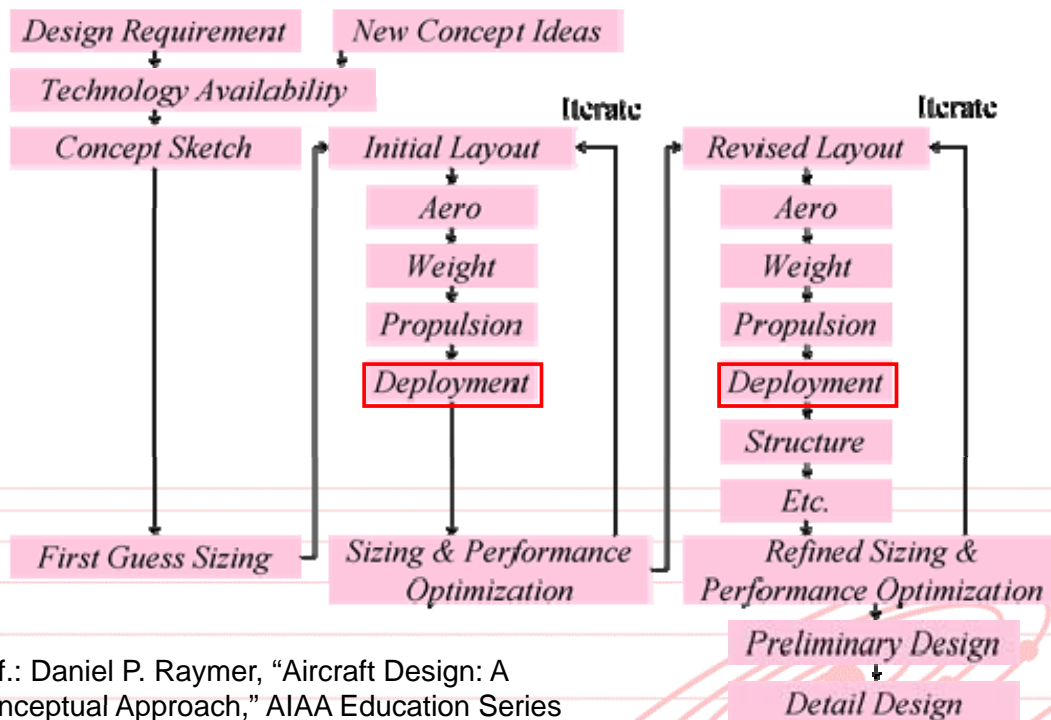
$$W/S=49.6 \text{ N/m}^2$$

$$Re=25,000, M=0.03$$



Dr. Paul MacCready  
( AeroVironment )

## Conceptual Design Process



Ref.: Daniel P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach," AIAA Education Series

# Example of Design Concept

## Pusher Configuration

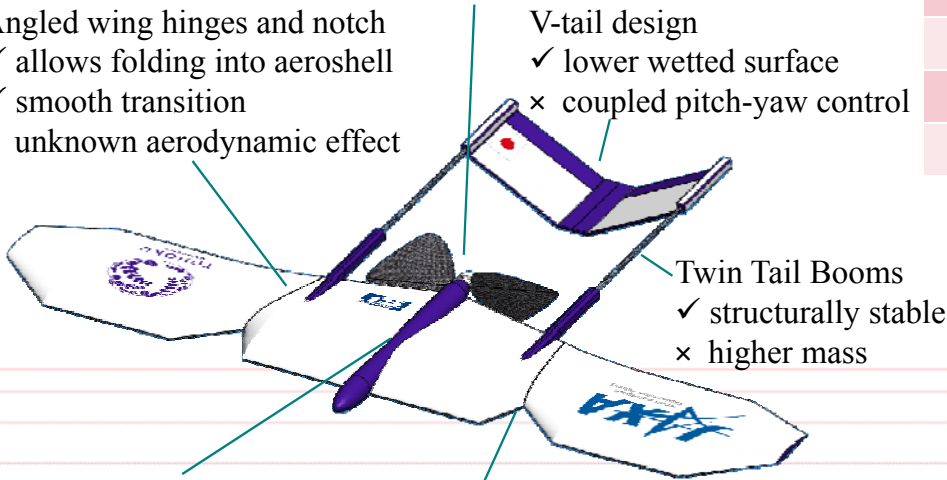
- ✓ potentially higher performance
- ✓ potentially lower drag

## Geometry

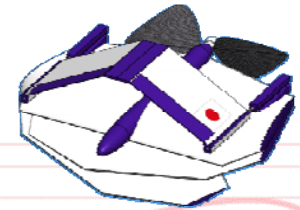
Item	Value
Wing Span	2.6m
Wing Area	1.25m <sup>2</sup>
Tail Length	1.3m
Tail Area	0.22m <sup>2</sup>

- Angled wing hinges and notch
- ✓ allows folding into aeroshell
- ✓ smooth transition
- × unknown aerodynamic effect

- V-tail design
- ✓ lower wetted surface
- × coupled pitch-yaw control



- Twin Tail Booms
- ✓ structurally stable
- × higher mass

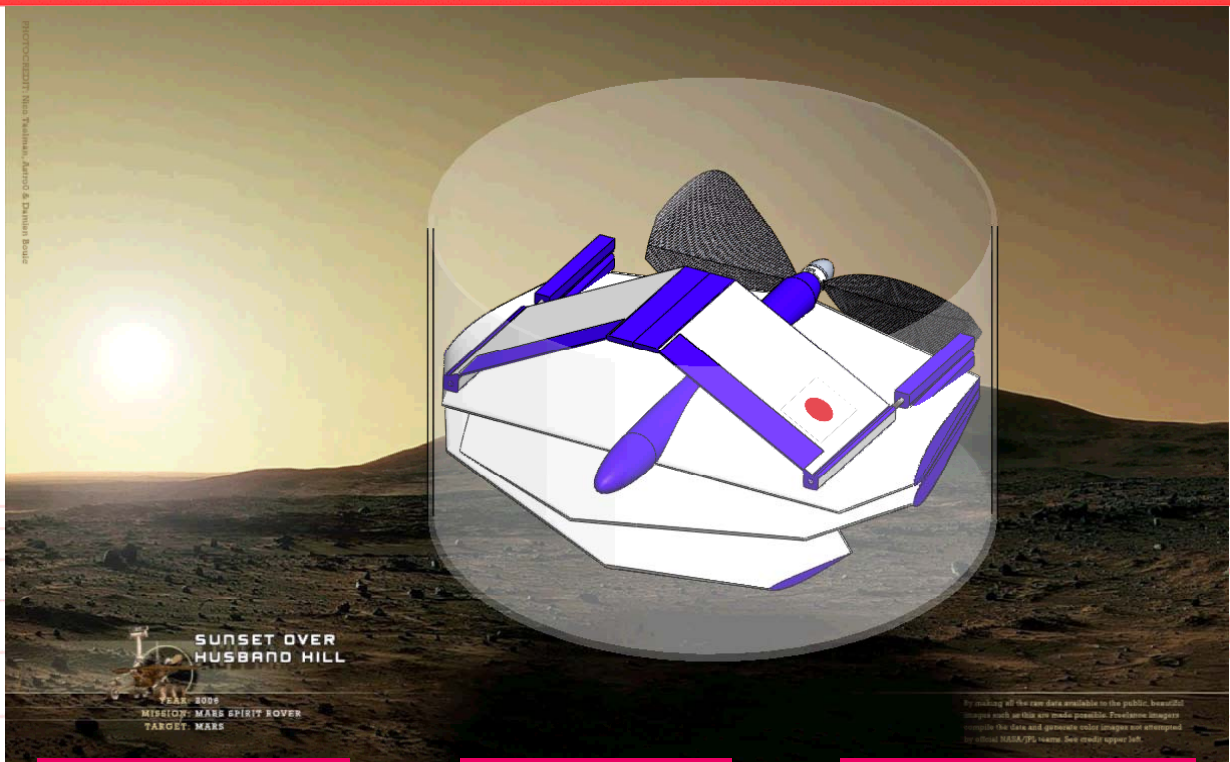


Packed in the Aeroshell

- Blended Wing Fuselage
- ✓ lower interference drag
- ✓ high internal volume

- Rectangular wing with some taper
- ✓ highest wing area with reduced drag
- ✓ aeroshell fitting

# Example of Conceptual Design



Pusher Configuration  
V-tail Design

Velocity : 50m/s  
Range : 300km

Deployment Mechanism  
from Compact to Large



# 火星探査航空機:WG案

## 空力性能

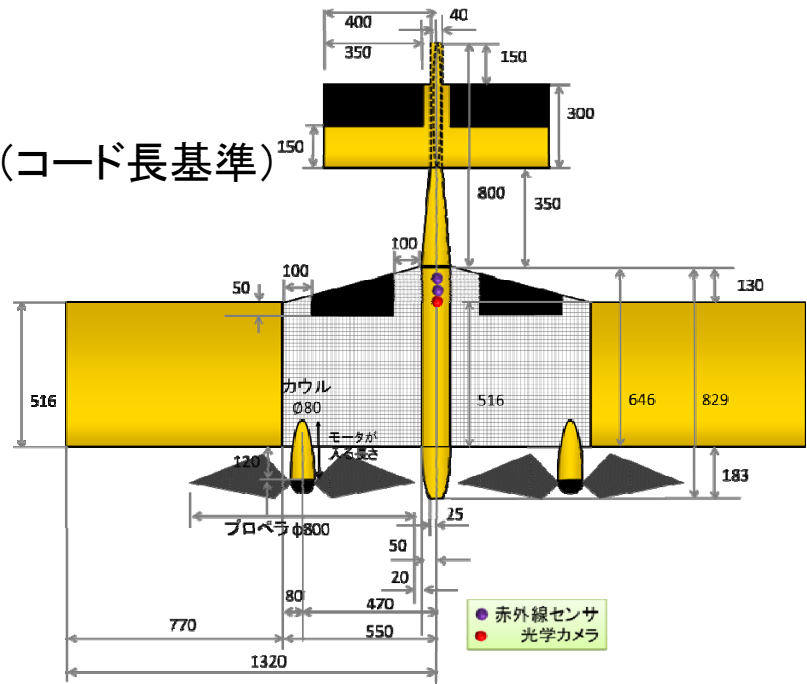
- ✓ 揚力係数 約0.6
- ✓ 抵抗係数 約0.07
- ✓ 揚抗比 約8.6
- ✓ レイノルズ数 27,000(コード長基準)

## 翼形状

- ✓ コード長 0.63 [m]
- ✓ スパン長 2.45 [m]
- ✓ 翼面積 1.53 [m<sup>2</sup>]
- ✓ アスペクト比 3.92

## 必要推力・パワー

- ✓ 必要推力 2.23 [N]
- ✓ 必要パワー223 [W]



大山他 日本航空宇宙学会 年会講演会(2011.4)

# 火星探査航空機:WG案



大山他 日本航空宇宙学会 年会講演会(2011.4)

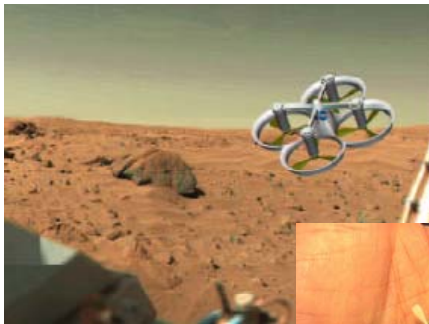
# Mars Helicopters (incl. Flapping)



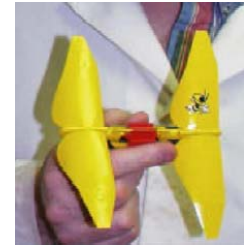
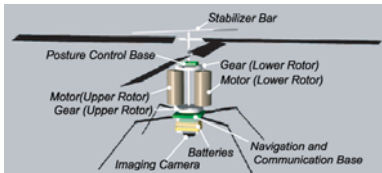
The MARV (Maryland Univ.)



Tsuzuki, Abe, etc. (ISAS/JAXA)



The Mesicopter (Stanford)



The Entomopter (Gatech)



## Mars Helicopterの可能性の検討

N. Tsuzuki (2005) "A Study on a Miniature Rotary-Wing Vehicle for Mars Exploration: Its Feasibility and Aerodynamic Characteristics of the Rotor," Doctorial dissertation, U. Tokyo

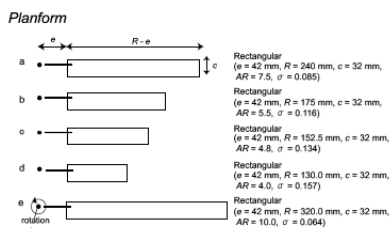
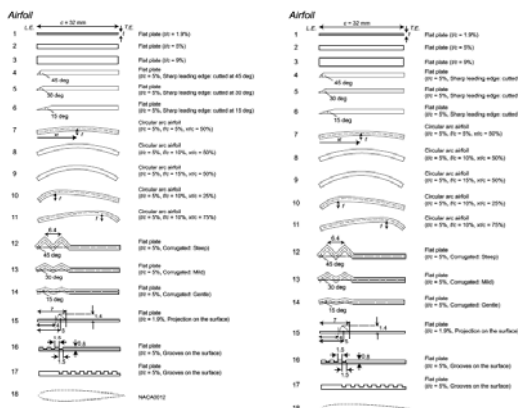
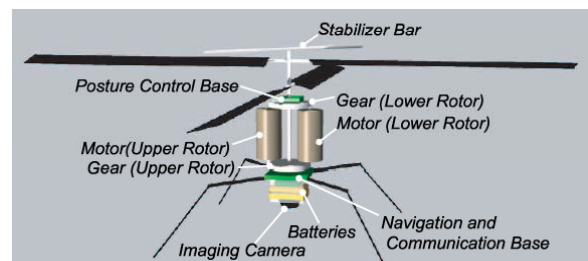


Figure 3.2: Airfoil geometries and planforms of model rotors.



# 低Re数におけるローター特性

Noriaki TSUZUKI, "A Study on a Miniature Rotary-Wing Vehicle for Mars Exploration: Its Feasibility and Aerodynamic Characteristics of the Rotor," doctoral dissertation (2005), Department of Aeronautics and Astronautics, Univ. Tokyo

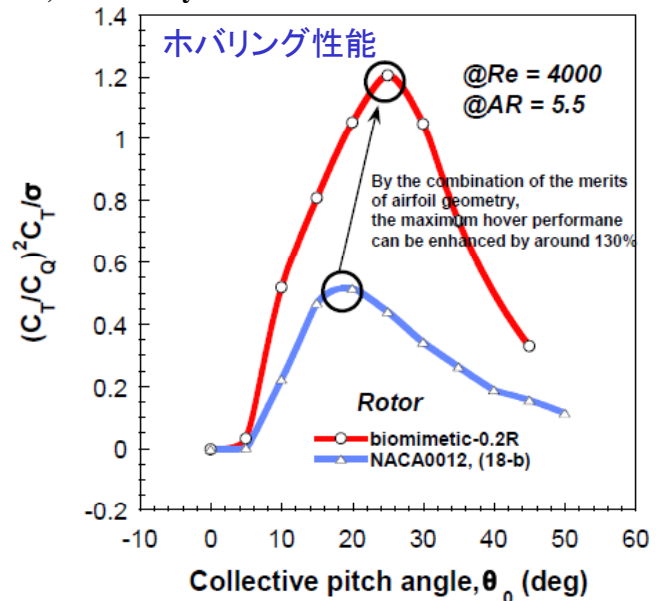
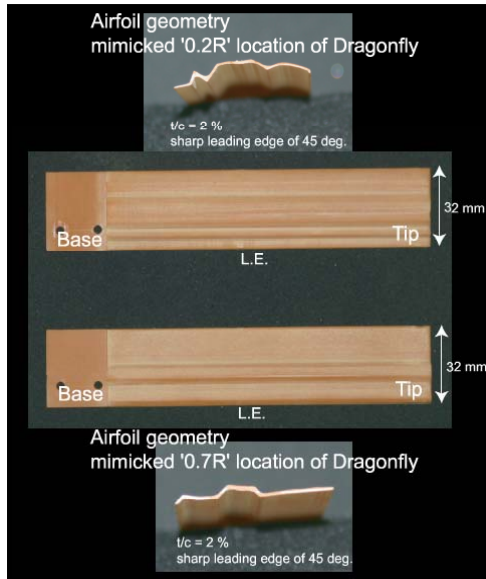
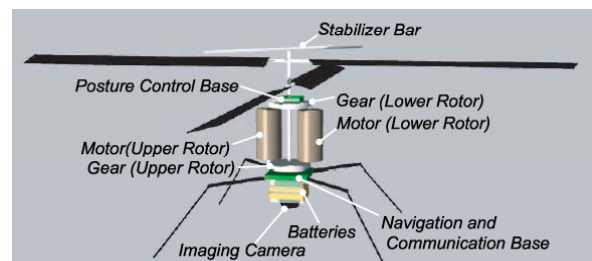


Figure 3.31: Enhancement of the maximum  $(C_T/C_Q)^2 C_T / \sigma$  by elaborating the airfoil geometry compared with the NACA0012 airfoil adopted in the preliminary feasibility study.

## Mars Helicopterの可能性の検討

N. Tsuzuki (2005) "A Study on a Miniature Rotary-Wing Vehicle for Mars Exploration: Its Feasibility and Aerodynamic Characteristics of the Rotor," Doctorial dissertation, U. Tokyo

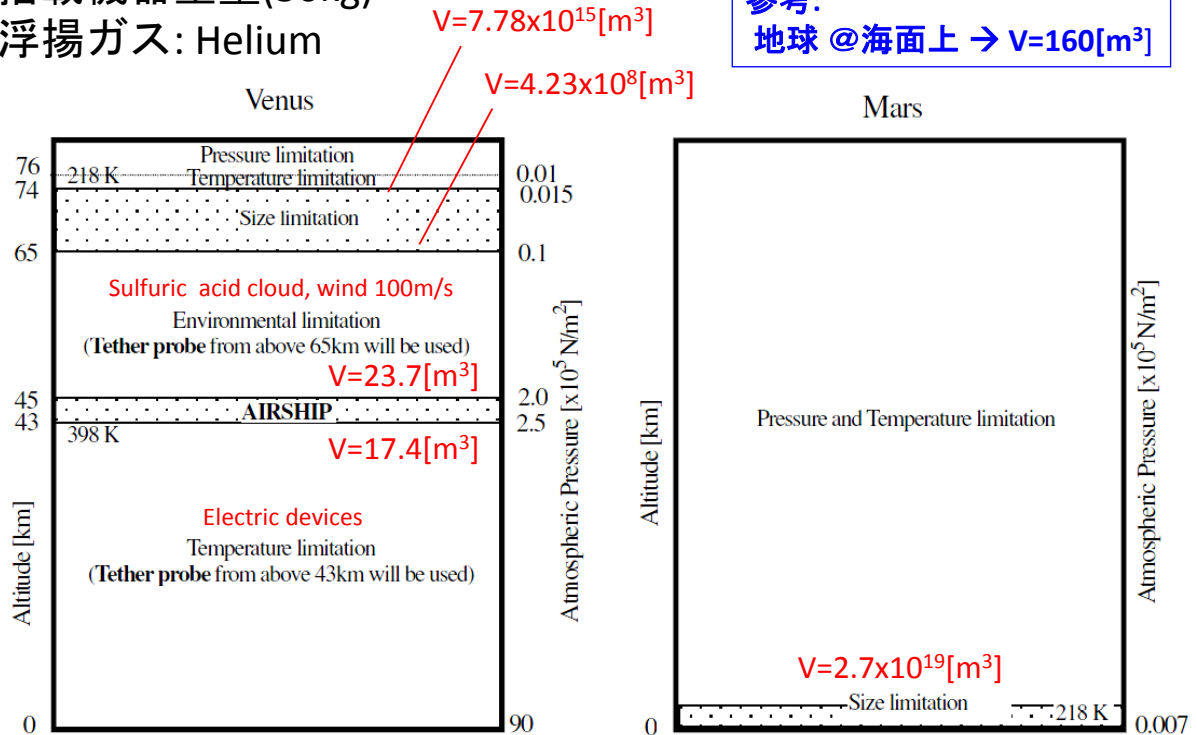
- 現在の技術では**重量的に**成立しない
- 低Re数におけるローターの設計指針
  - アスペクト比は約5.5
  - ほぼ線形にねじり角をつける
  - 翼型(薄い, 尖った前縁, 約10%の反り凹凸, 上面の突起, 後縁に切り欠き)
  - **“とんぼ”の翼型**が優れた性能
  - 翼端のマッハ数が0.43以下
- **超小型ヘリコプター**なら成立する可能性がある→ MEMS技術の適用
  - ローター半径**10cm**で重量**28g**
  - ローター半径**15cm**で重量**64g**
  - (いずれも滞空時間は5分)



# Possible flyable regions for the planetary airship

- ・ 搭載機器重量(30kg)
- ・ 浮揚ガス: Helium

参考:  
地球 @海面上 →  $V=160[m^3]$

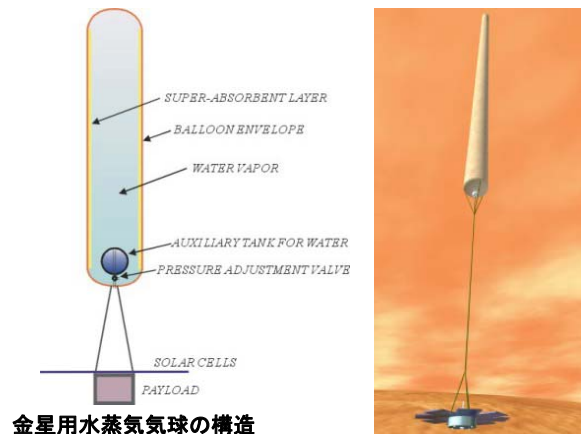
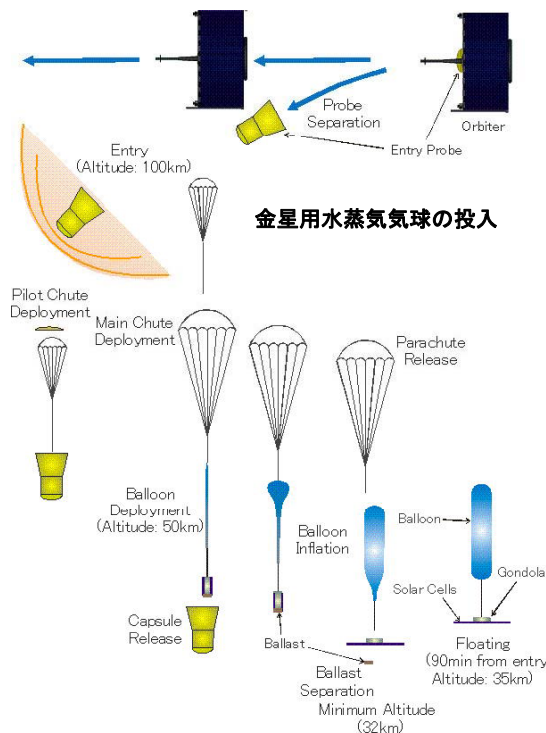


Kusanagi, et al "Estimation of Flyable Regions for Planetary Airships," AIAA J. OF AIRCRAFT (2006)

## 金星気球: 気球による惑星探査と日本の金星気球計画

井筒直樹 (JAXA)・山中大学 (神戸大学)・今村剛 (JAXA)

- ・ 水蒸気気球 (高層大気観測)
- ・ 剛体金属気球 (低層大気観測)



気球	気球直径/全長/容積	0.34 m/16.5 m/1.48 m <sup>3</sup>
	スーパープレッシャー圧	10 kPa
気球	気密層	2.66 kg 耐熱フィルム, コーティング層
	吸水層	0.22 kg 不織布
	浮揚ガス (初期酸化量)	4.38 kg 水
	予備ガス (バラスト兼浮揚ガス)	0.54 kg 補助タンク, 調圧弁, 水
	電源系	1.20 kg 電池, ソーラーパネル
ゴンドラ	搭載機器	0.80 kg データ処理, 送信機, センサー
	構造部	0.20 kg
浮遊質量/高度 (投入時)		10.00 kg/35 km
環境条件		CO <sub>2</sub> 大気, 180°C, 0.58 MPa (5.8 bar)

[http://www.stp.isas.jaxa.jp/venus/ft\\_r\\_balloon.html](http://www.stp.isas.jaxa.jp/venus/ft_r_balloon.html)

- ・アメリカのNASAグレン研究センターで開発中
- ・豊富な太陽エネルギーを利用して飛行(地球の約2倍)
- ・雲層より上の地上65~75km付近で充電
- ・数時間雲の下や、上空を飛行することが可能
- ・主にレーダーを用いて調査
- ・観測精度が高く、観測に必要なエネルギーも少ない

Wing area 1.6 m<sup>2</sup>  
 Aspect ratio 12  
 Span 4.38 m  
 Wing chord 0.37 m  
 Total mass 15 kg

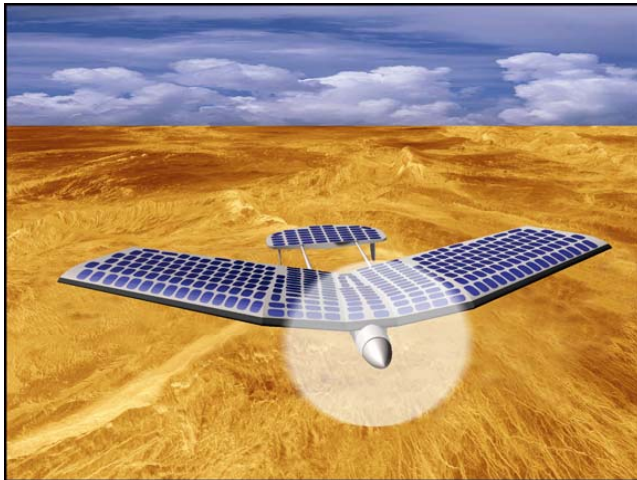
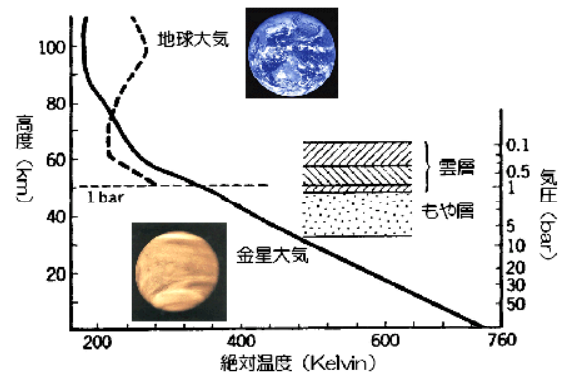


図2 金星の気温の高度分布



G. A. Landis, et al "Atmospheric Flight on Venus," AIAA-2002-0819

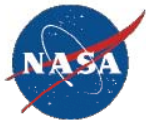
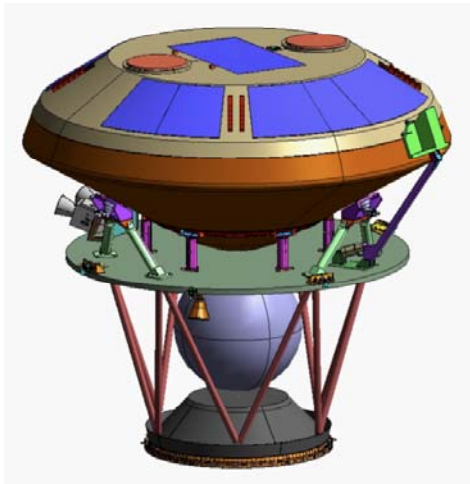
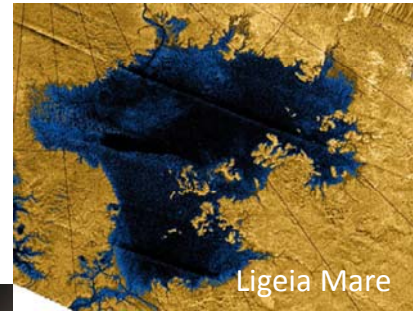
# Titan Mare Explorer (TiME): The First Exploration of an Extra-Terrestrial Sea

Ellen Stofan, PI  
 Presentation to Decadal Survey  
 25 August 2009

# Titan Mare Explorer (TiME)



- 次期Discoveryミッションの3つの候補の1つに選ばれた。  
→ 2012年に最終候補が決まる。
- 2015年1月の打上げを目指す(到着2022-23年)
- メタンの海(Ligeia Mare)への着水を試みる
- 新型の原子力電池(ASRG)4基を使用  
出力140-160 W, 質量 21-23 kg, 寿命14 years
- 気象学的, 化学的・生化学的な調査を行う



## Platform Comparison - 2

Titan Explorer

- Qualitative and quantitative comparisons have been made
- Key operational drivers for all platforms
  - Power for propulsion
  - Navigation strategy
  - Robustness to faults

※動力は原子力電池(RTG)がベース

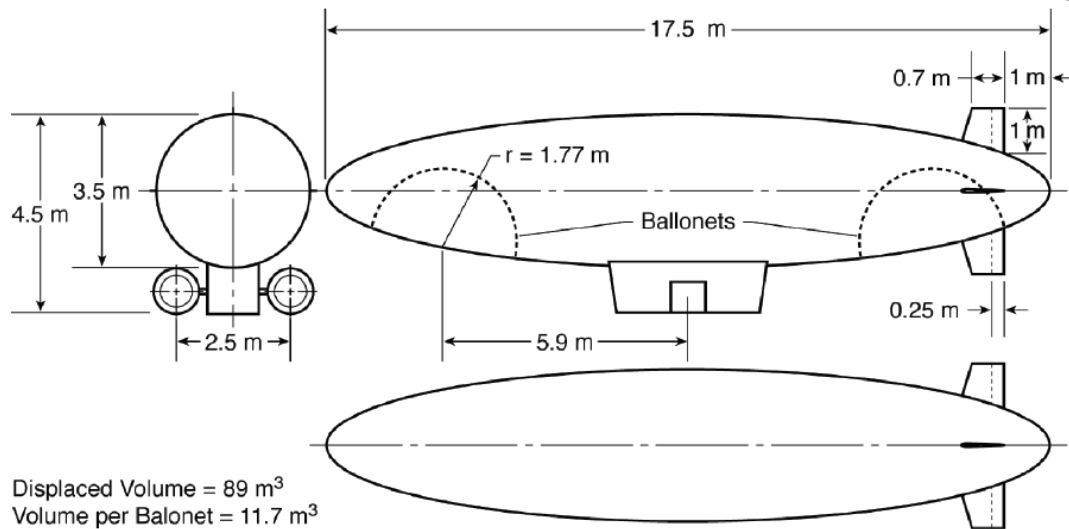
Category	Airplane	Helicopter	Airship
Mass	390 kg	320 kg	490 kg
Implementation Feasibility	Medium	Medium	High
Operational Risk	High	Medium	Low
Development Risk	Medium	High	Medium
Fault Tolerance	Low	Medium	High
Surface Interaction Capability	Low	High	Medium

**Airship is preferred recommendation for Titan.  
Helicopter may be feasible, (propulsion system development needed )  
Airplane not recommended for use at Titan**



# Airship Configuration

Titan Explorer



Lift Gas	Helium	Elec. Power	4 SRG's (EOL = 95 W each) & 12 A-hr Li-Ion Battery
Altitude Range	0 - 5 km	Airship Hull Mat'l	4 layer composite (Kapton, Kevlar, Mylar, Tedlar: 20 g/m <sup>2</sup> )
Descent Rate	<25 m/minute	Propulsion	9 Propulsors-each with single 0.7 m diameter 2 bladed propeller
Cruise Speed	3-4 m/s	Data Return	UHF Relay to Orbiter

## Aerial Planetary Explorers



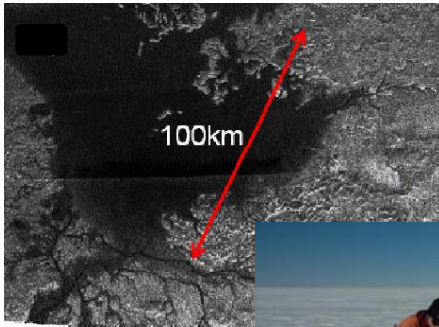
**“FLEXIBILITY FOR TITAN EXPLORATION:**

**THE TITAN HELICOPTER,”** R. D. Lorenz

**“Design of a Long Endurance Titan VTOL Vehicle,”** Ravi Prakash, Robert D. Braun, Luke S. Colby, Scott R. Francis, Mustafa E. Gündüz, Kevin W. Flaherty, Jarret M. Lafleur, Henry S. Wright

# Titan Bumblebee : A 1kg Lander-Launched UAV Concept (John Hopkins Univ.)

- 主ペイロードのPiggybackとして考える
- タイタンの重力は地球の1/7, 密度は4倍.
- 1kgの機体を10m/sで飛ばすには15W必要
- 低温だがLiSOCl<sub>2</sub>電池で30Wは確保できる
- 約4-6時間の飛行が可能→100km範囲をカバー
- 展開の問題がない(カプセルに収まる)

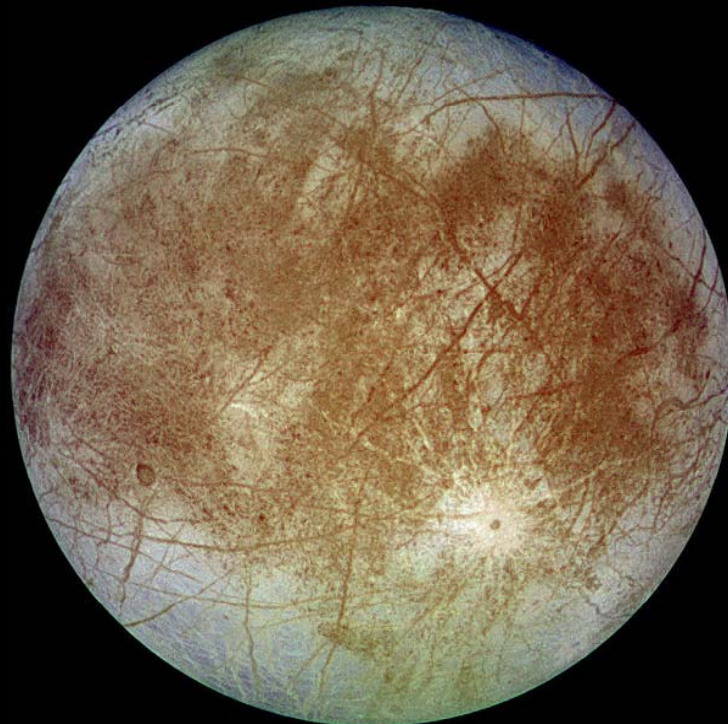


Dragon Eye UAV



<http://www.lpl.arizona.edu/~rlorenz>

## エウロパ(Europa)

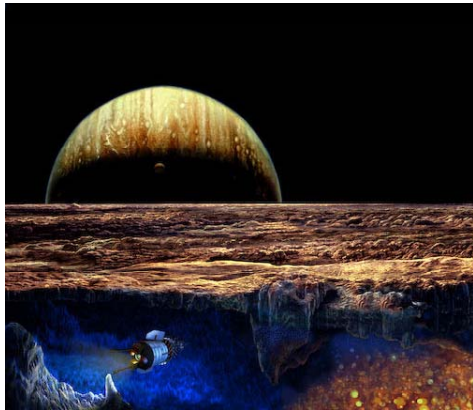




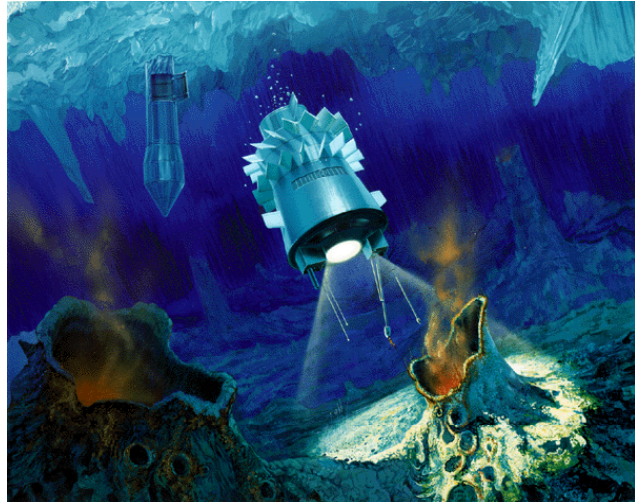
# Cryobot/Hydrobot

NASA/JPL-Caltech (1997)

This proposed mission to Lake Vostok and Europa is being discussed by scientists and engineers at JPL, NASA, the National Science Foundation and universities and other agencies around the world.



Hydrobot explores the ocean of Europa - painting by Don Dixon



## 風洞実験装置 – 火星大気飛行の模擬

JAXA/ISAS

「惑星環境風洞実験装置」

三相誘導電動機 380HP(定速回転)  
トルクコンバータ, ギアボックス  
送風機 軸流2段コントラ回転  
常圧 720 rpm 85 m/s  
0.1気圧 1472rpm 163m/s  
5気圧 352rpm 39m/s  
測定部 直径 1.6 m(円形開放ジェット)  
風速分布の1様性 ±5%  
風速の気流乱れ 1%



西日本工業大学

「回流式小型変圧風洞実験設備」

後置静翼単段軸流送風機  
インバータ駆動 30kW  
動翼10枚, 静翼13枚  
開放式測定部 0.5mx0.5m, 5-50m/s  
気流の1様性 ±1.0%以下  
気流の乱れ 0.5% 吹出口断面中央  
密閉式測定部 0.5m x 0.5m  
0.1気圧 100m/s



東北大学

「火星大気風洞」

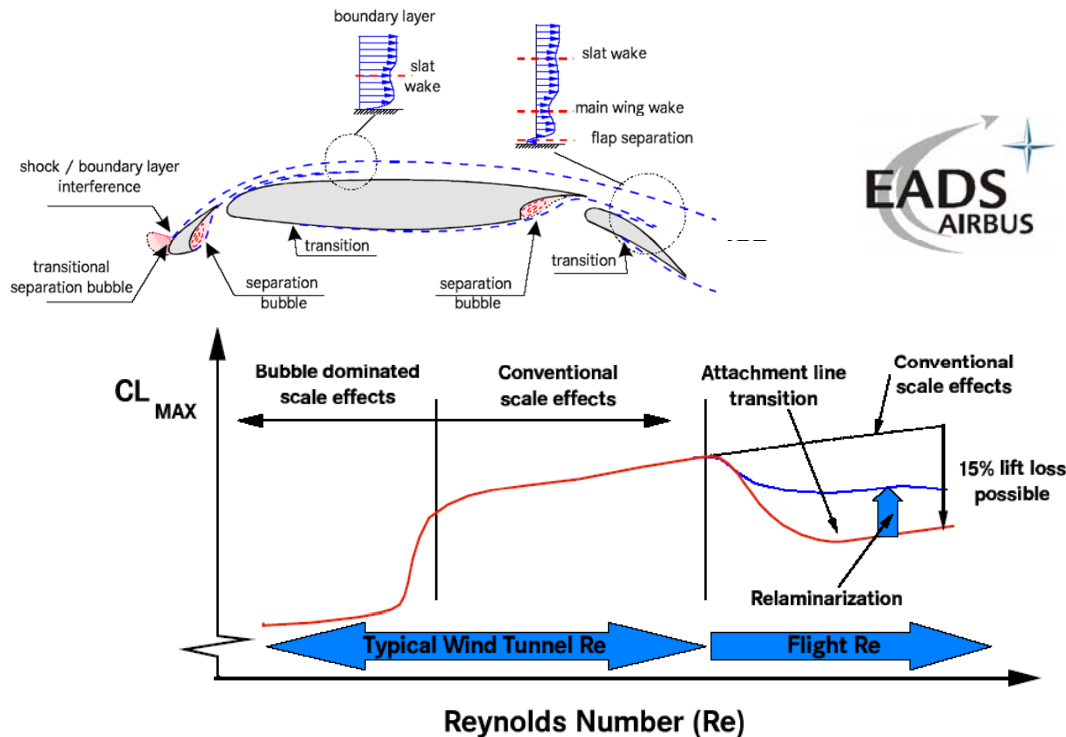
エジェクター駆動, 作動気体 CO<sub>2</sub>  
0.01気圧 M=0.1-0.7  
測定部 0.15m x 0.1m



これらの風洞の能力を  
統合すると

- ・Re = O(10<sup>3</sup>)-(10<sup>5</sup>)
  - ・M = up to 0.8
  - ・Gas = air and CO<sub>2</sub>
- の試験範囲がカバーできる。

# 大気飛行の模擬：金星・タイタンの場合



高揚力装置のCLmaxに対するレイノルズ数の効果

## レイノルズ数と風洞実験

$$Re \equiv \frac{\text{密度} \times \text{速度} \times \text{大きさ}}{\text{粘性係数}}$$

### 低温風洞 (Cryogenic Wind Tunnel)

温度を下げることで、気体の密度を大きく粘性を小さくする。

(参考)  $N^2$ の液化温度=77K



実機(Full Scale)

風洞模型(Sub Scale)

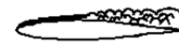
気流の低温化



Re数:大



Re数:小



Re数:大

# 我が国の低温風洞



**防衛大学校 低温風洞  
(山口裕教授)**

測定部: 0.3x0.06m  
圧力: 最大177kPa  
温度: 最低108K  
Re数:  $90 \times 10^6/m$



**JAXA 0.1m低温風洞  
(空気力学グループ)**

測定部: 0.1x0.1m  
圧力: 最大200kPa  
温度: 最低90K  
Re数:  $130 \times 10^6/m$

# 遷音速低温風洞(ETW)

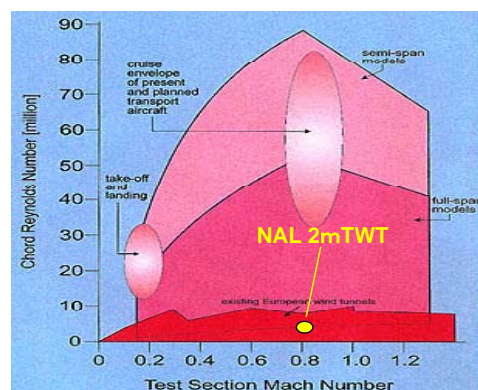
## European Transonic Windtunnel GmbH (ETW)

- 英・仏・独・蘭が共同で建設した大型低温風洞
- 将来の大型航空機の開発に必要とされる高Re数流れを再現できる



## ETWの試験能力

測定部: 2.4mx2.0m  
マッハ数: 0.15-1.35  
淀み点圧力: 115-450kPa  
淀み点温度: 110-310K  
最高レイノルズ数:  
50M (全機模型の場合)  
85M (半載模型の場合)  
(参考) Re=60M (B747巡航時)

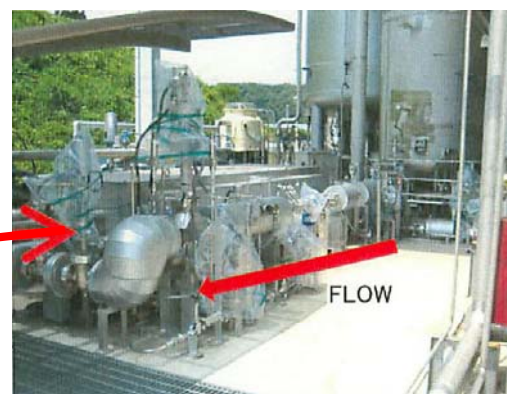
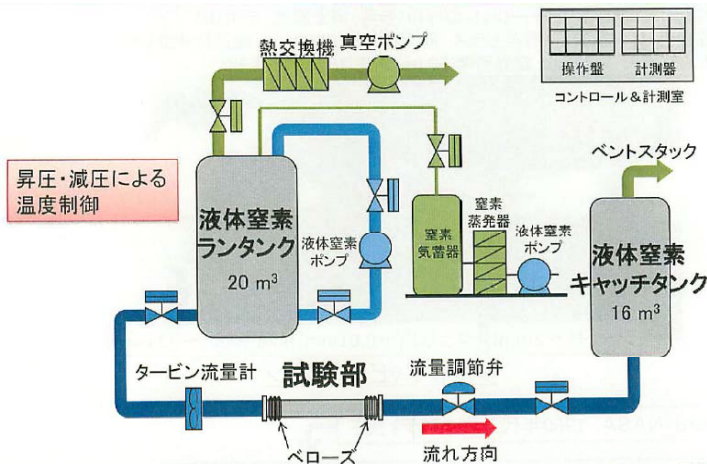


# European Transonic Windtunnel (ETW)

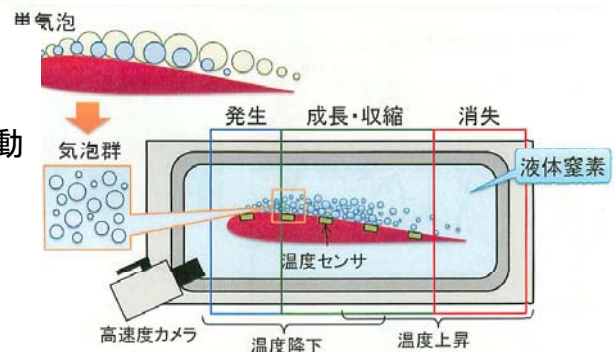


## JAXA 極低温キャビテーションタンネル

資料提供: 新井山一樹 (JAXA 角田)



- 作動流体: 液体窒素
- 配管: 3B規格SUS管, 簡易断熱,
- ランタンク: 20m<sup>3</sup>, 真空断熱, 加圧による駆動 (最大0.98MPaG)
- 流量: 最大 37.4 L/s, タービン流量計(上流), 流量調節弁(下流)
- 試験時間: 480秒@最大流量



# 大気をもつ惑星・衛星(太陽系)



惑星	地球	金星	火星	タイタン
圧力 (hPa)	1,013	92,100	0.7	1,470
温度 (K)	288	740	210	94
重力加速度 (m/s <sup>2</sup> )	9.80	8.87	3.71	1.35
大気成分	N <sub>2</sub> (78.1%) O <sub>2</sub> (20.9%) Ar(0.93%) CO <sub>2</sub> (0.03%)	CO <sub>2</sub> (96.5%) N <sub>2</sub> (3.5%) SO <sub>2</sub> (0.015%) Ar(0.007%) H <sub>2</sub> O(0.002%)	CO <sub>2</sub> (95.3%) N <sub>2</sub> (2.7%) Ar(1.6%) O <sub>2</sub> (0.13%)	N <sub>2</sub> (98.4%) CH <sub>4</sub> (1.6%)
備考	水が存在	super rotation	ダストの存在	土星の衛星

## 本講演のまとめ

- ★大気や液体のある天体を探査するための工学的研究分野として“**Planetary Locomotion**”の研究に取り組むことを提案した。
- ★将来の宇宙探査は確実性を高めた高度な観測とハイリスクハイリターンの計画が両輪のようにして進むものを思われる。
- ★“**Planetary Locomotion**”の研究によって、我が国がこの分野でイニシャティブをとることが可能になる。