

# 次世代ロケットエンジンの現状と課題



2010プラズマ若手夏の学校

# Lei's desktop background



# 孫の世代には？

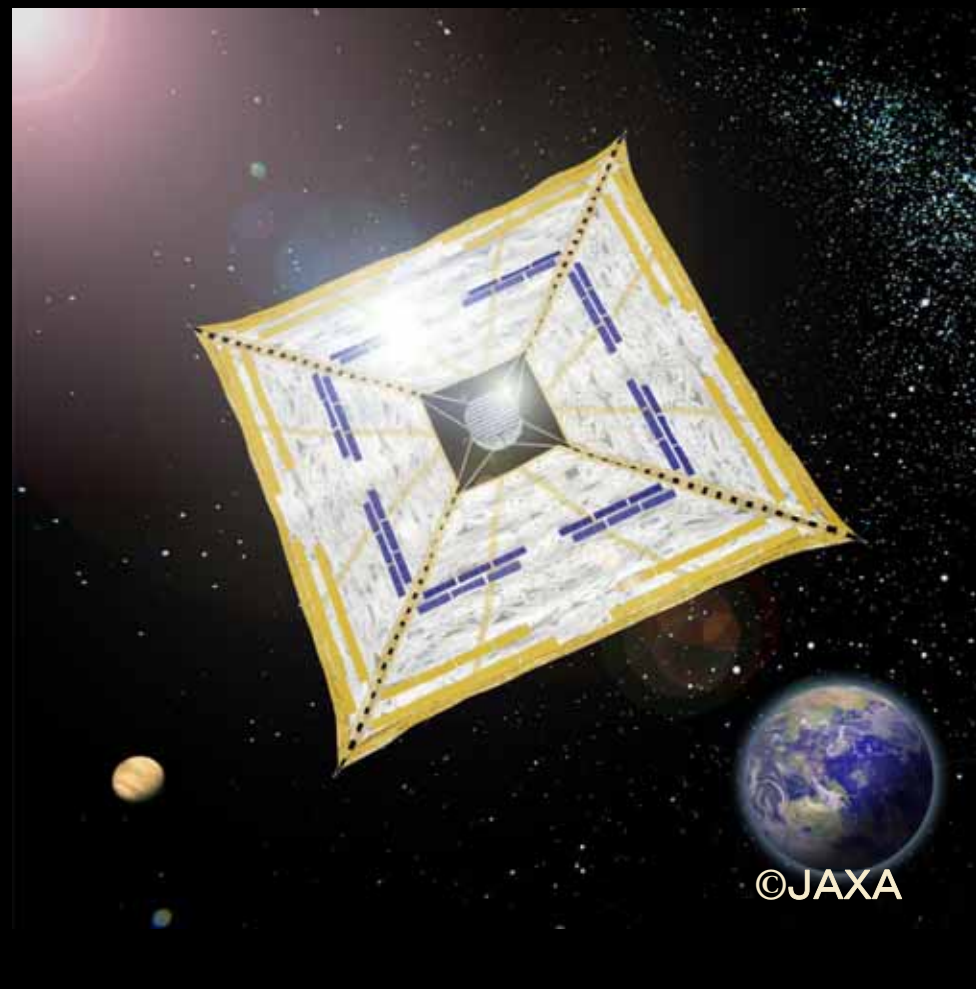


(C) NASA

©JAXA

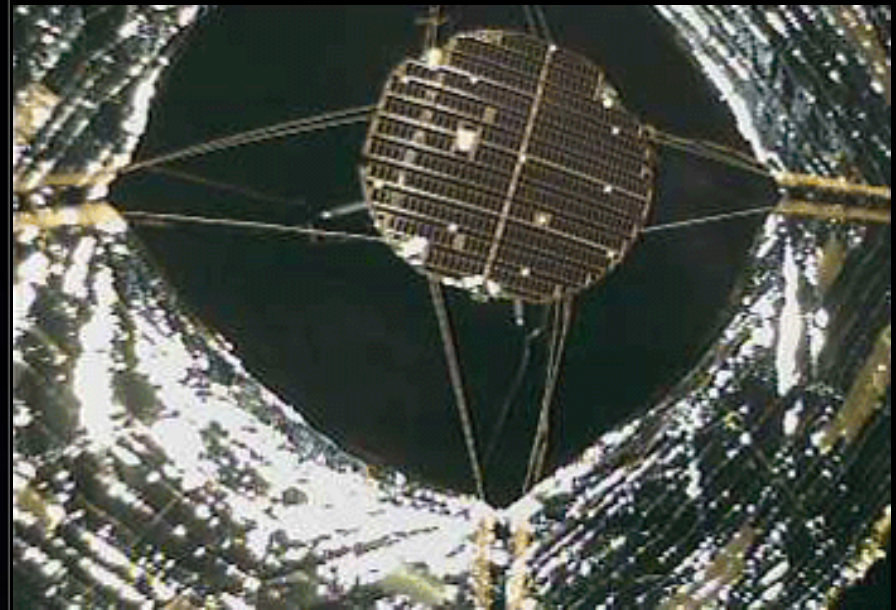
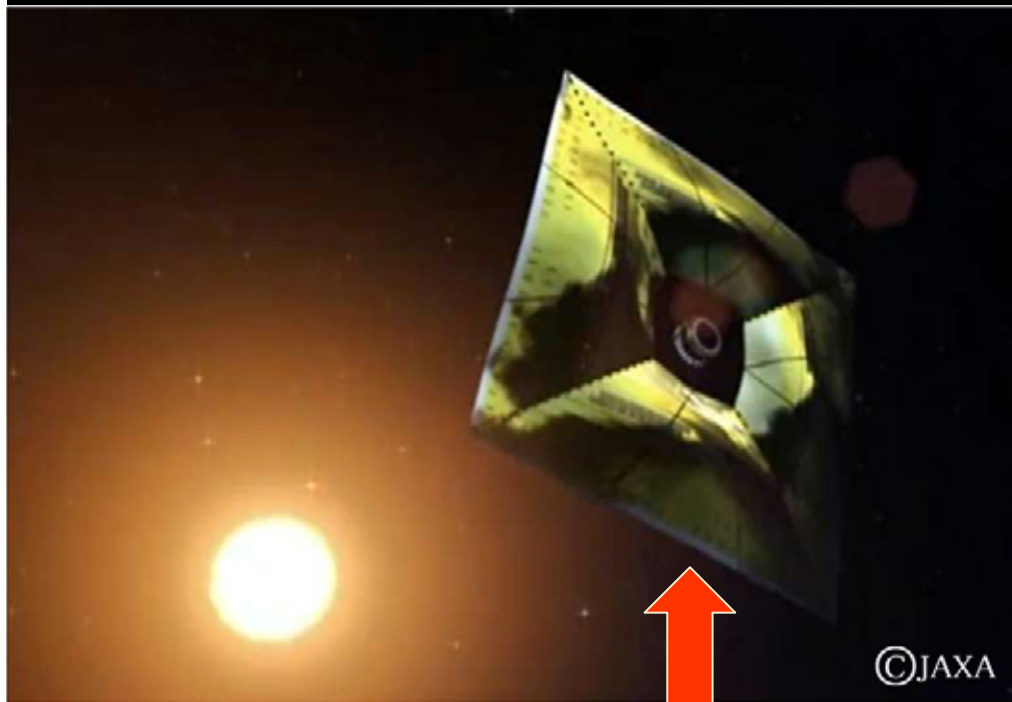
# 移動手段は？

1. どこでもドア
2. 帆船
3. ロケット
4. その他



©JAXA

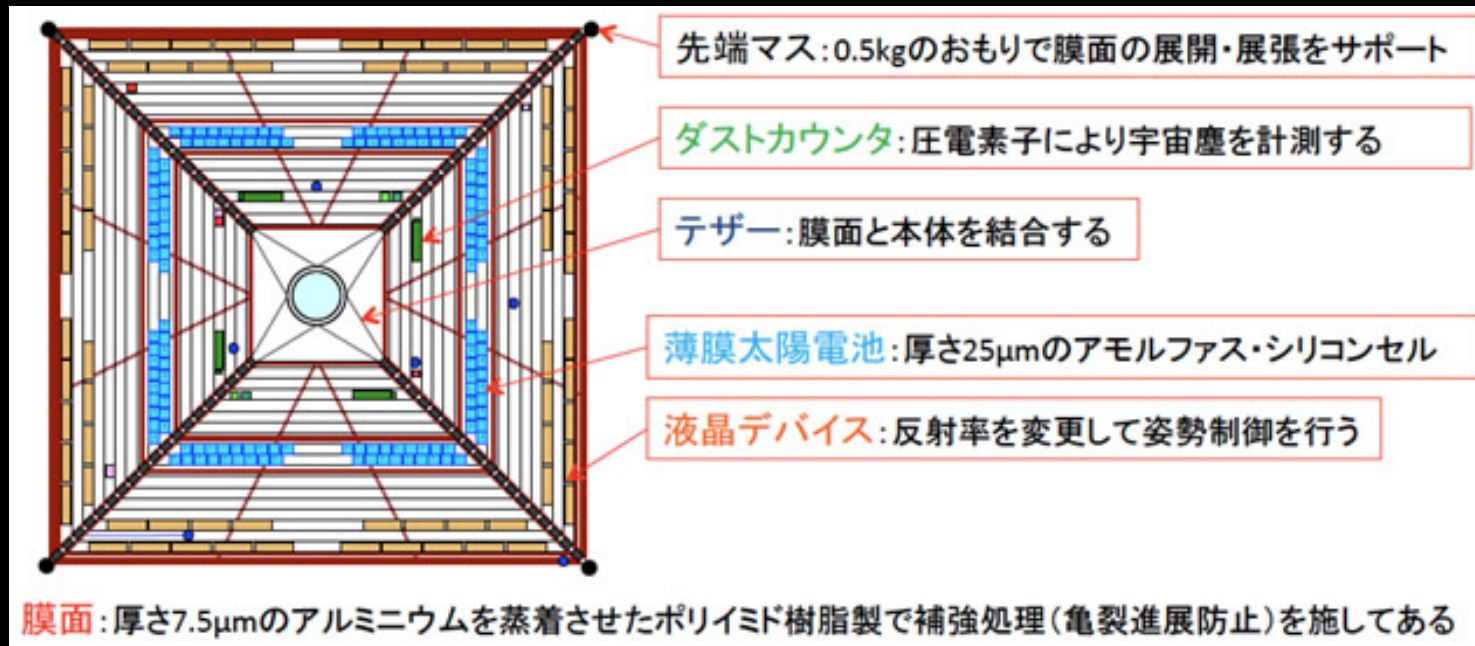
# 宇宙帆船：イカロス



膜面形状：約14m × 約14mの正方形

推力 $F=1.12$  mNを確認

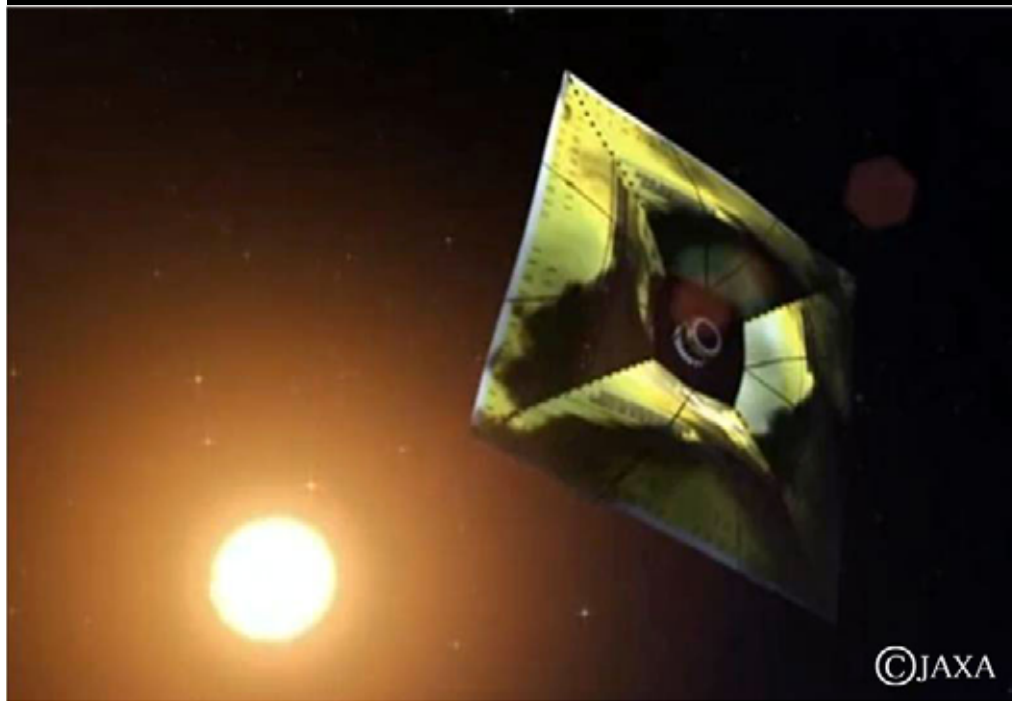
# 宇宙帆船：イカロス



©JAXA

1. 薄膜太陽電池の実績作り  
新惑星探査のための大型太陽電池
2. ソーラーセイルの実証

# 宇宙帆船



14m × 14m:  $F=1$  mN

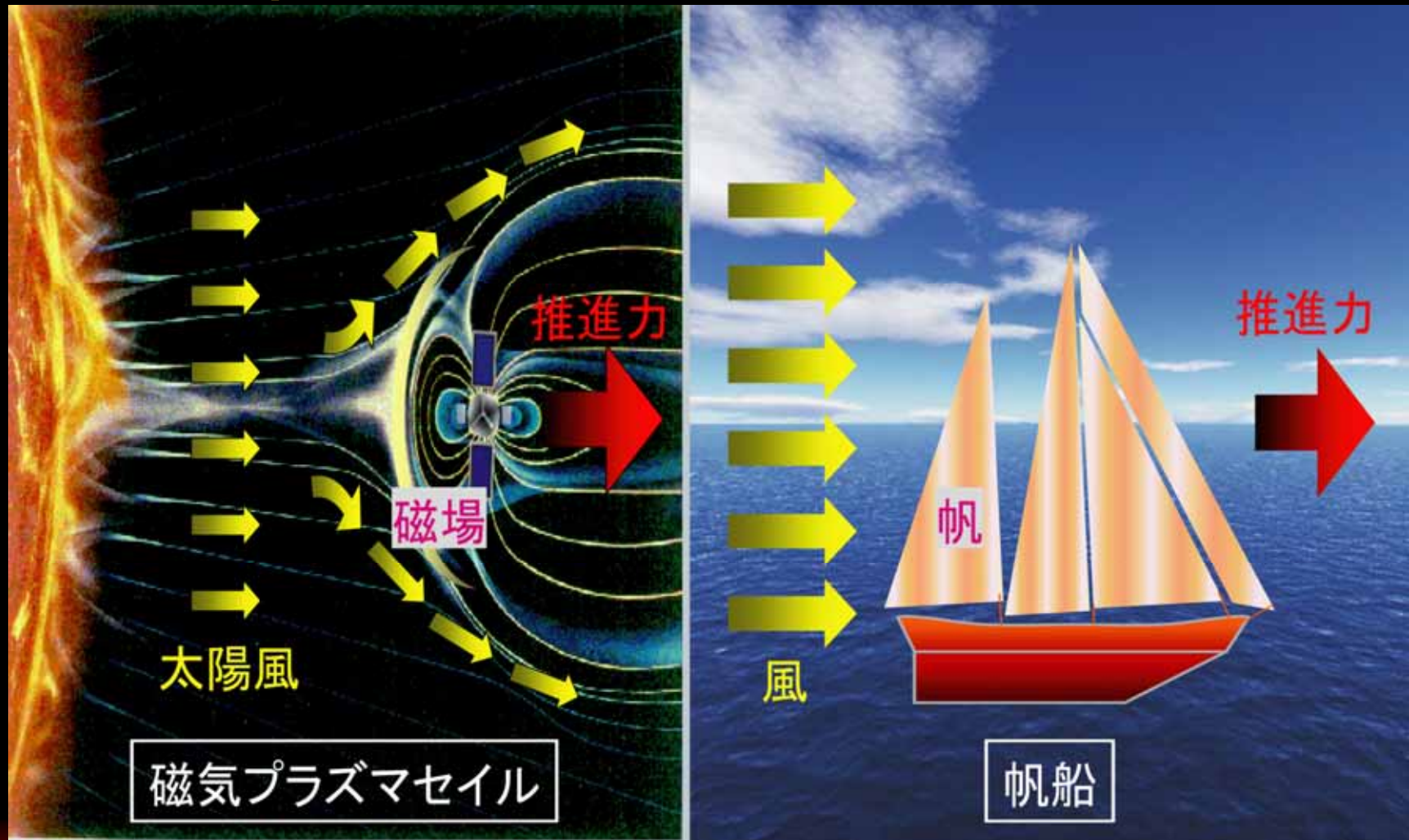


有人探査には  
数十 kmの帆が必要



磁気セイル

# セイル推進ロケット



数十 kmのコイルが必要 → 磁気プラズマセイル

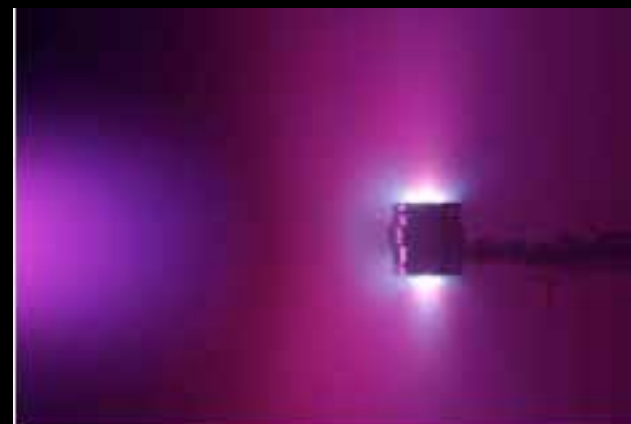


# 磁気プラズマセイル

磁場のみ

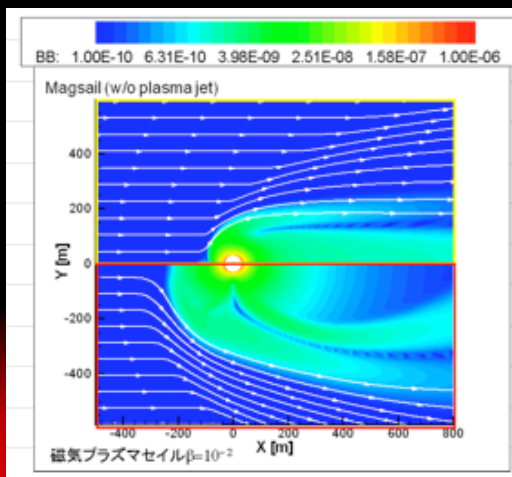


磁場+プラズマ噴射



磁場の凍結を利用

©安部・船木研究室(JAXA/ISAS)



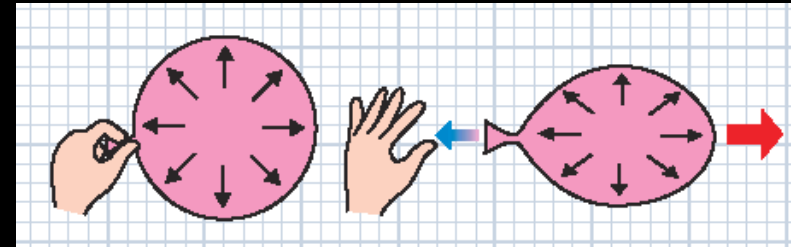
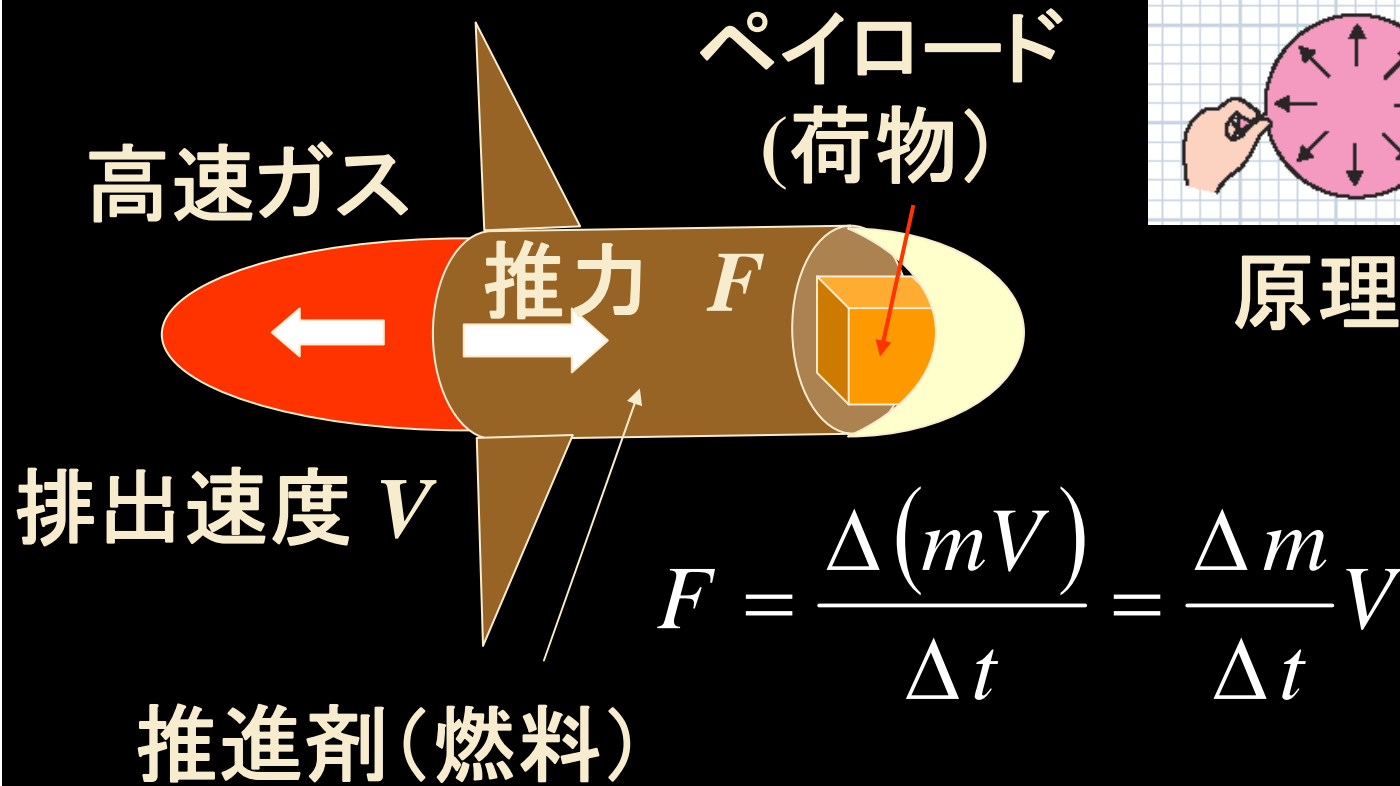
# ロケット



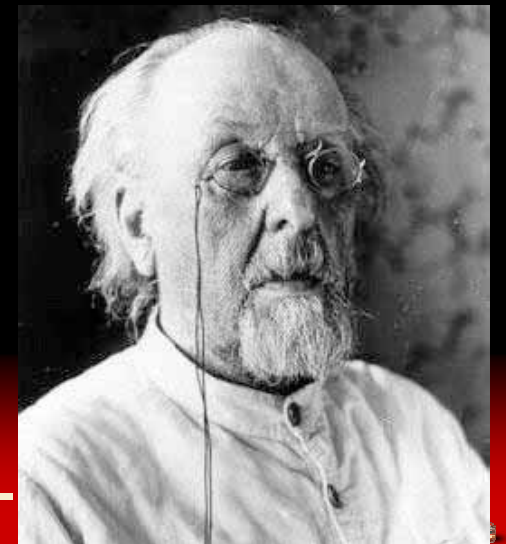
燃費が悪いが、地球からの打ち上げには必要

# ロケット

高速のガスを噴出し、その反作用で進む



原理は風船と同じ



ツィオルコフスキー

# 化学推進ロケット

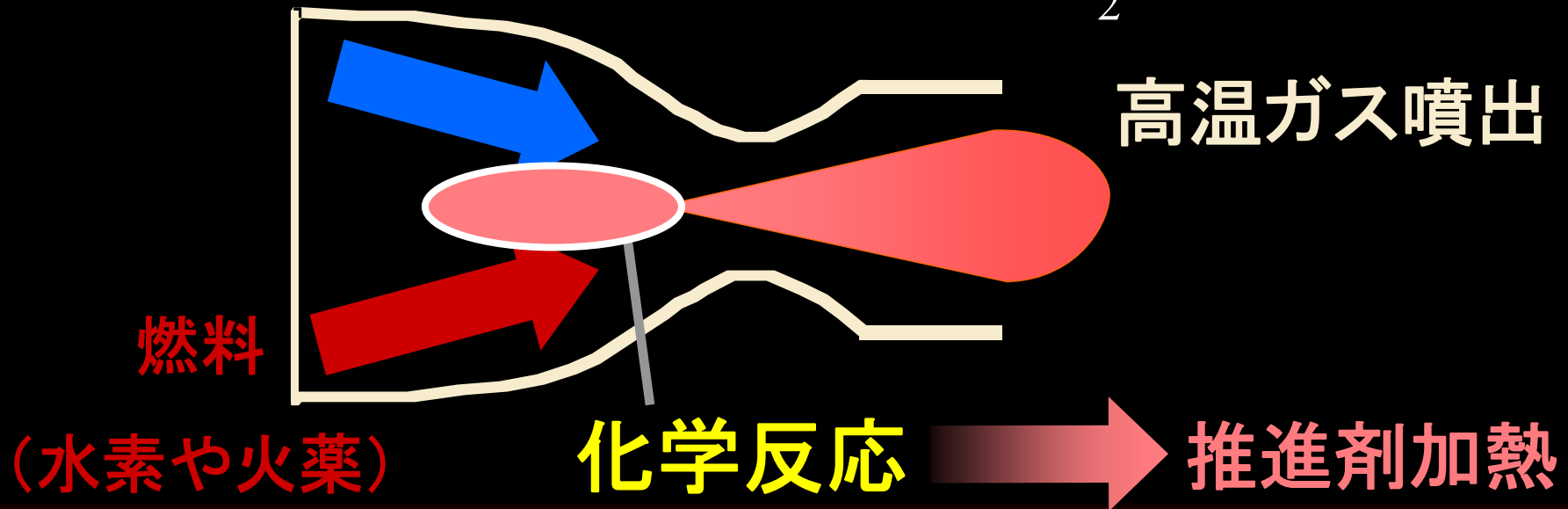
$$F = \frac{\Delta m}{\Delta t} V$$

化学推進:

化学反応によるエンタルピー上昇を推進力に変換する

酸化剤(酸素など)

$$\dot{m}Q = \frac{1}{2} \dot{m} V_{\text{ex}}^2 \Leftrightarrow V_{\text{ex}} = \sqrt{2Q}$$

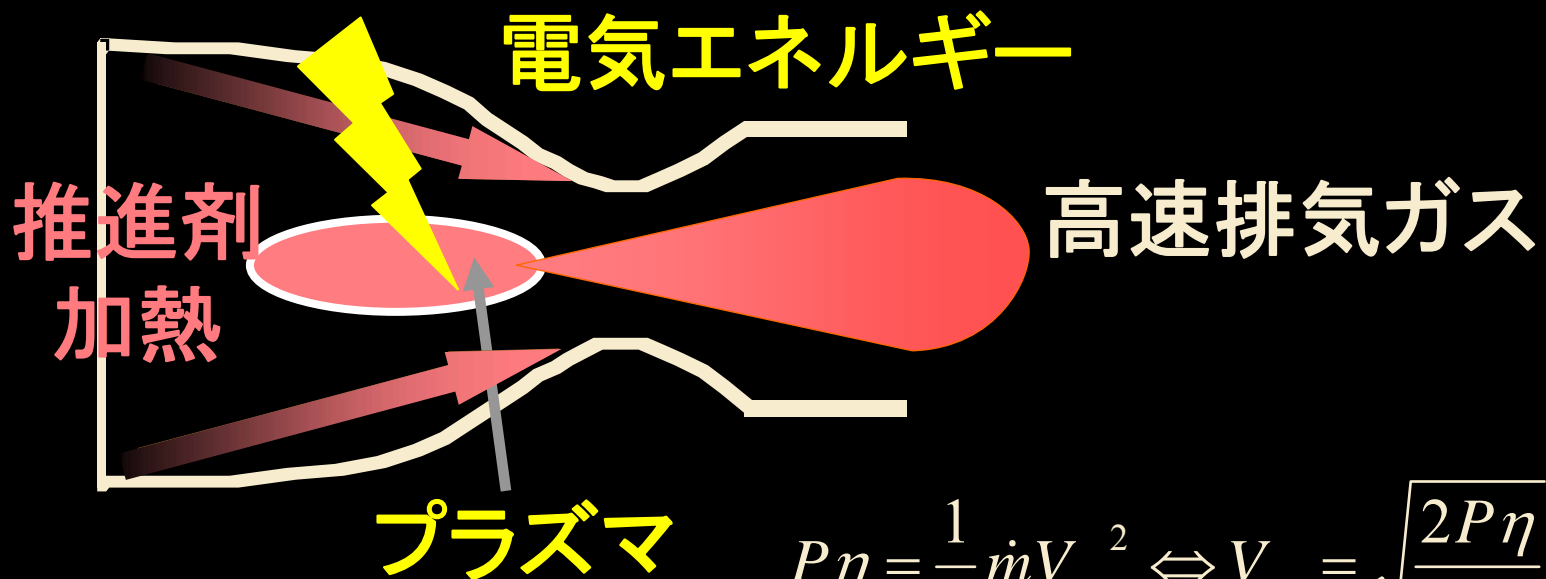


# 電気推進ロケット

$$F = \frac{\Delta m}{\Delta t} V$$

電気推進:

電気のパワーを推進剤に与えることで反力を得る

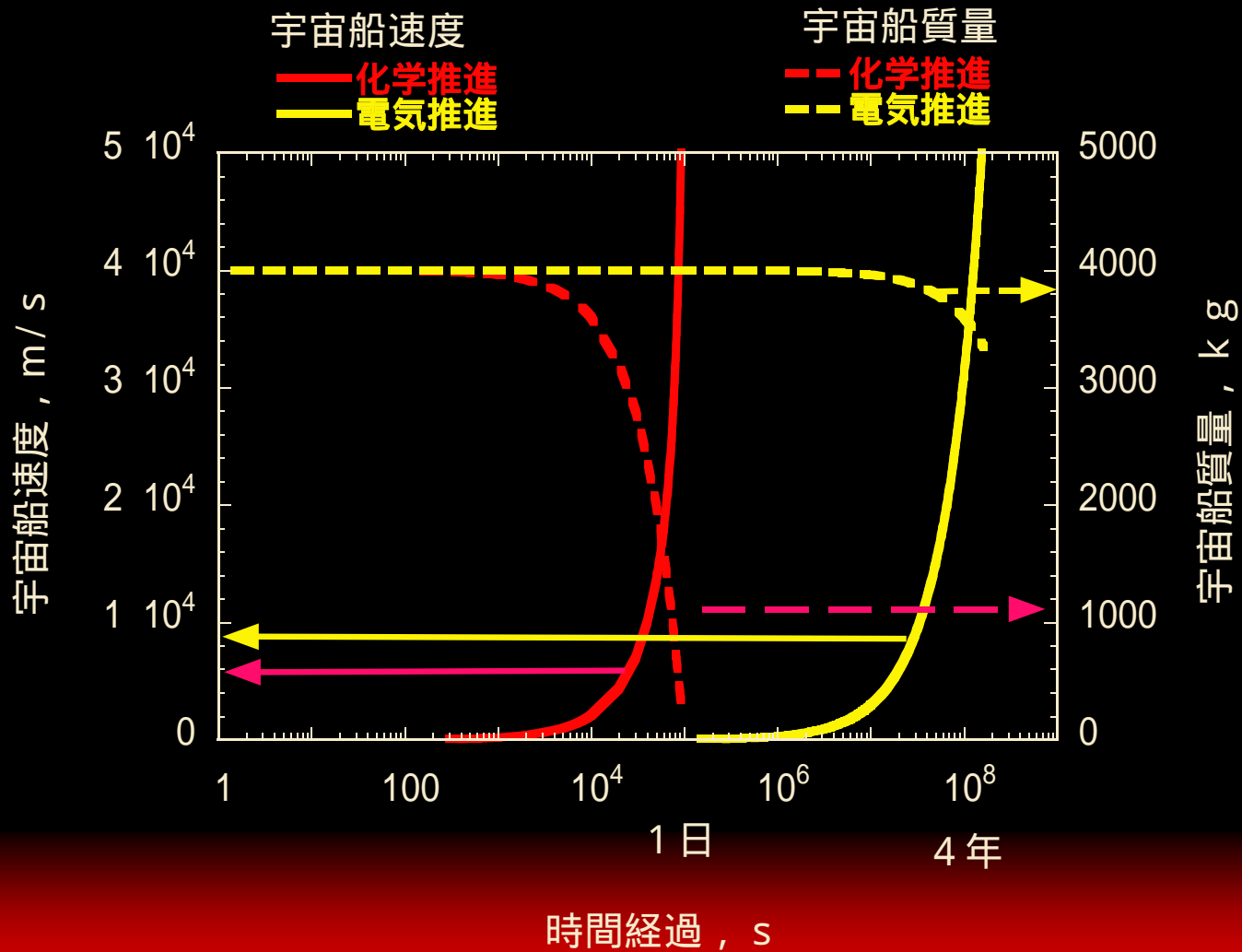


$$P\eta = \frac{1}{2} \dot{m} V_{\text{ex}}^2 \Leftrightarrow V_{\text{ex}} = \sqrt{\frac{2P\eta}{\dot{m}}}$$

投入できる質量あたりのエネルギーが大きい

排気速度を一桁以上あげることが可能

# 電気推進ロケットと化学推進ロケット



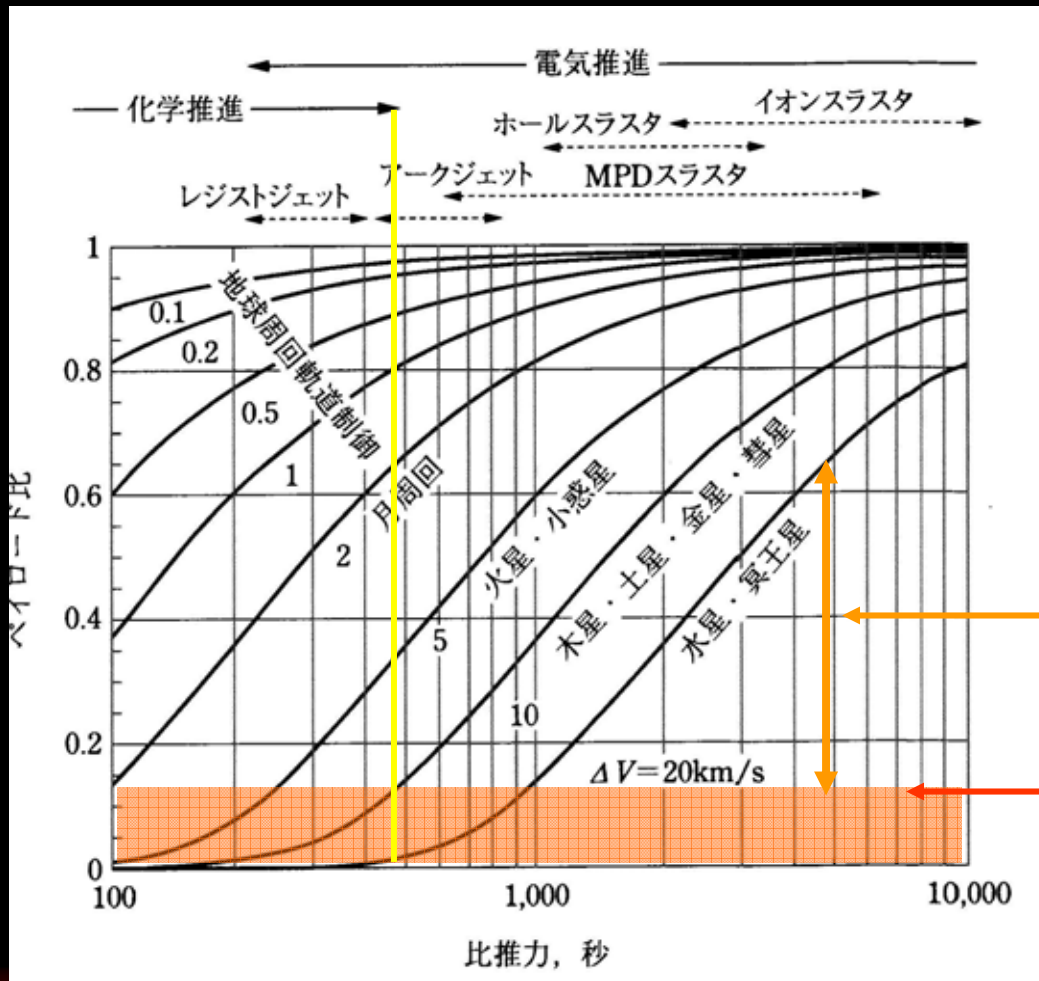
# 電気推進ロケット

	Fregat Main Engine (S5.92M)	SMART-1 Hall Thruster (PPS-1350)
Propellant	4酸化窒素 / 非対称 ジメチルヒドラジン	キセノン
Specific Impulse, s	320	1640
Thrust, N	$1.96 \times 10^4$	$6.80 \times 10^{-2}$
Thrust time, hr	0.24	5000
Propellant consumed, kg	5350	80
Total Impulse, Ns	$1.72 \times 10^7$	$1.2 \times 10^6$



推進剤の大きな節約

# 電気推進ロケット



ローバなど

ロケットの重量

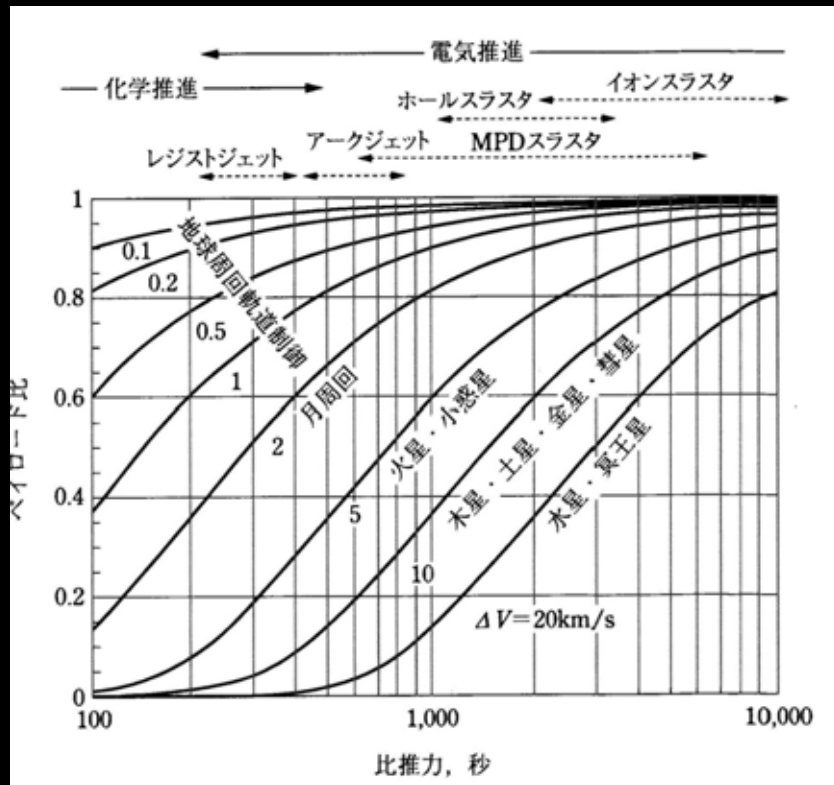
出典: 電気推進ロケット入門

化学推進では実現困難であった任務が可能になる



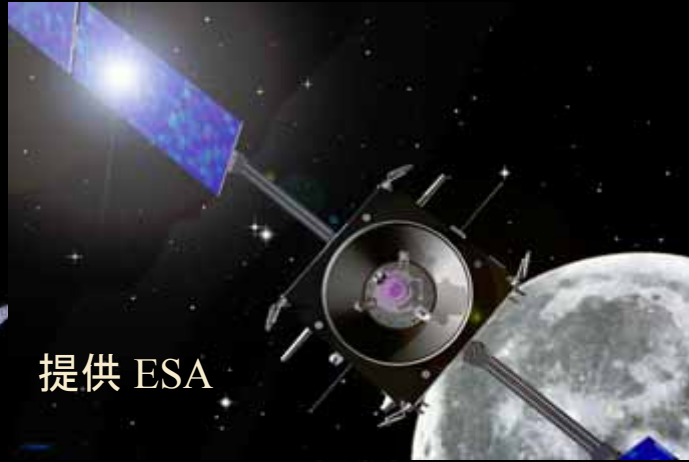
# 電気推進ロケット

電気推進によって  
実現可能になった任務

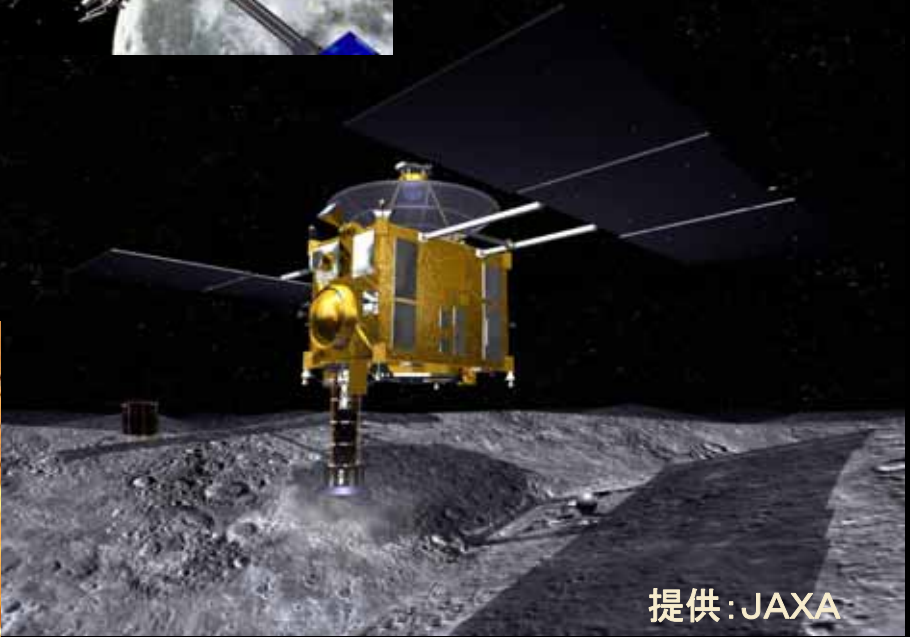
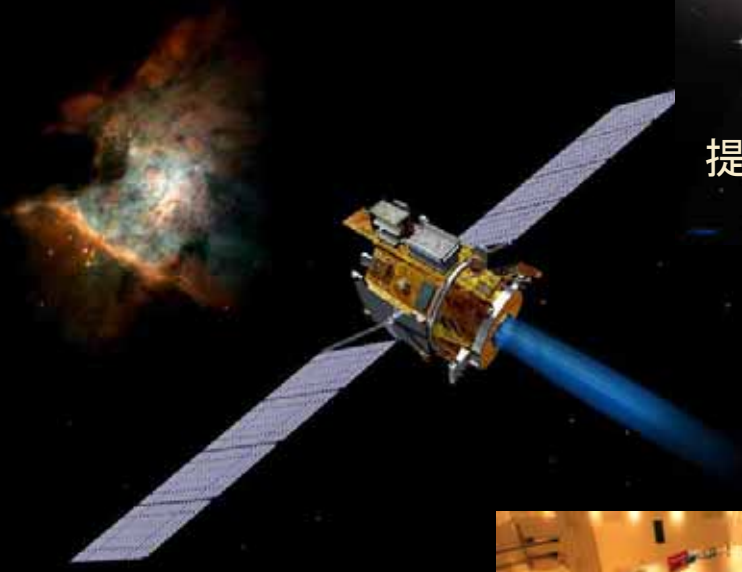


- 小惑星「イトカワ」
  - 火星の月「フォボス」
  - Deep space 1
- などなどたくさんある

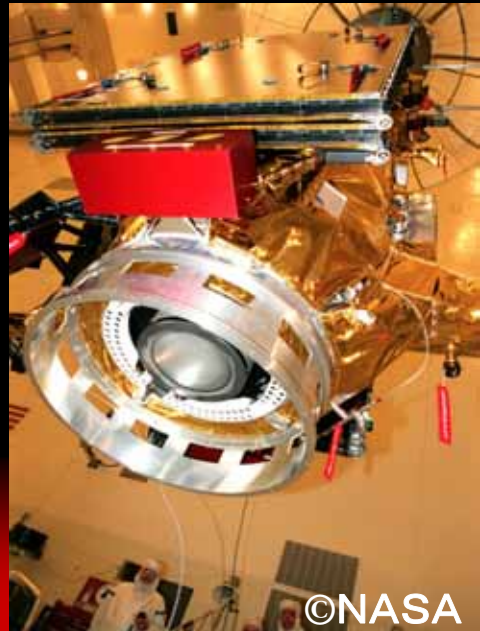
# 惑星探查



提供 ESA

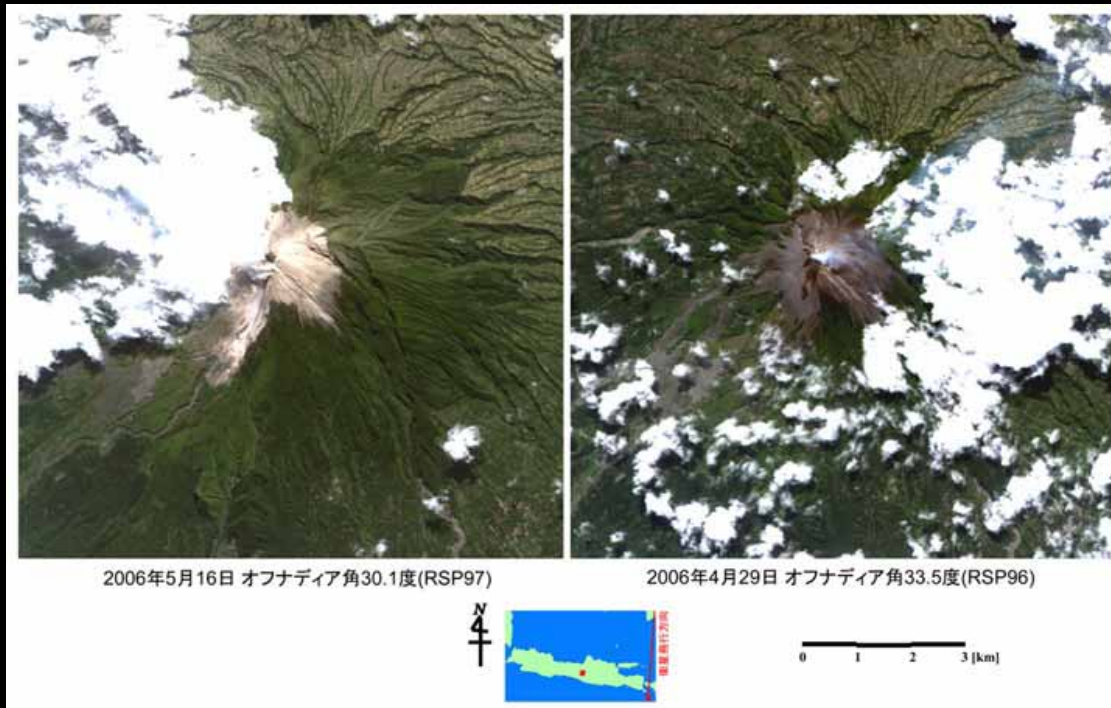


提供: JAXA



©NASA

# 地球観測

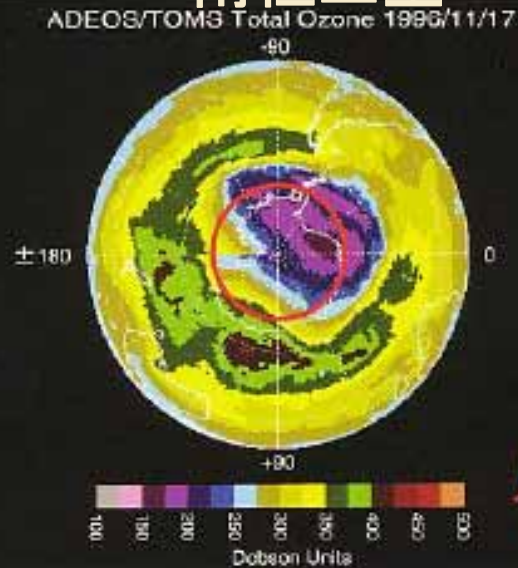


「だいち」(ALOS)で観測した  
インドネシア メラピ山

# 観測例2



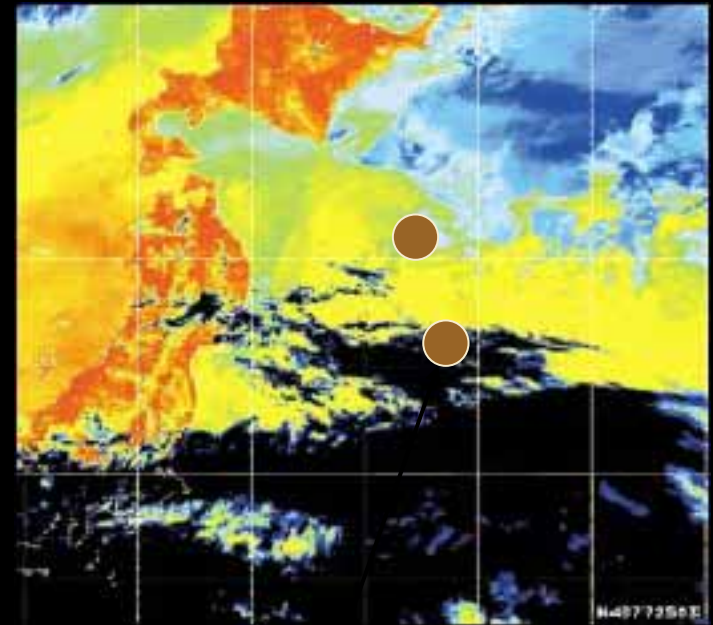
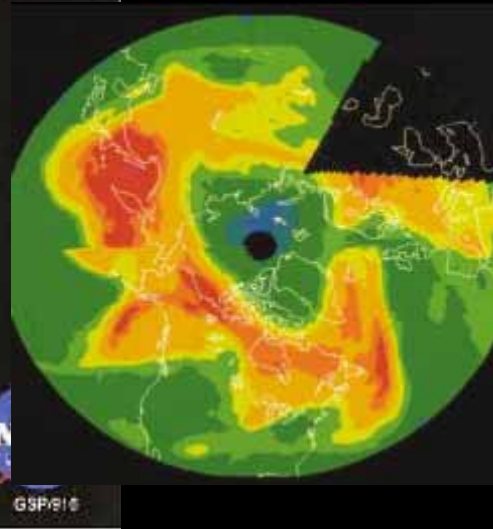
## 南極上空



## オゾンホールの様子

大気周縁赤外分光計

## 北極上空

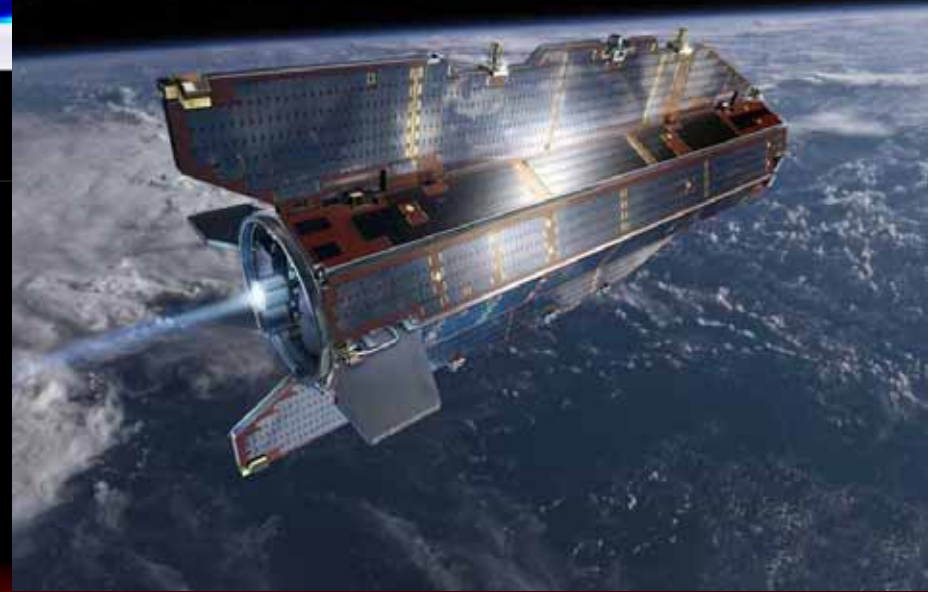
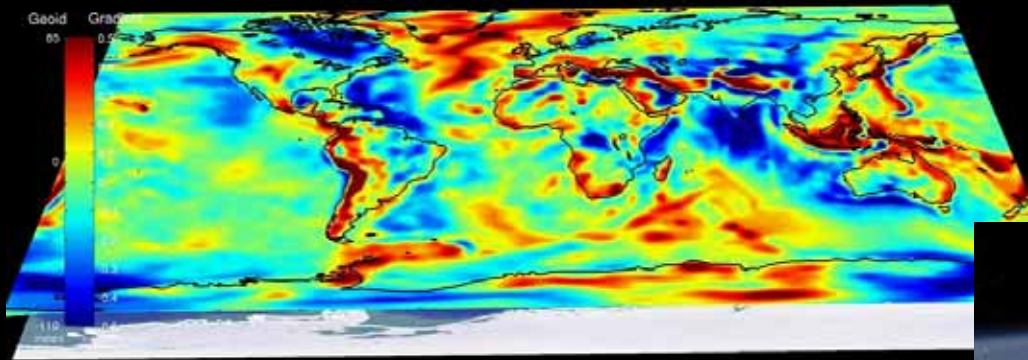


## マグロの魚場

赤外線センサ

提供JAXA

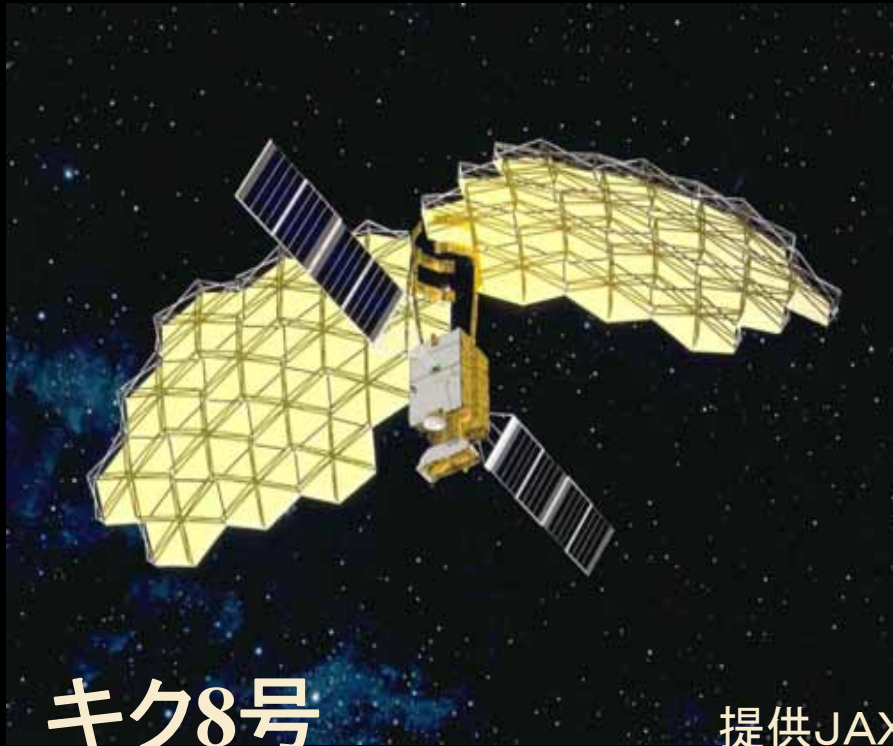
# 地球觀測



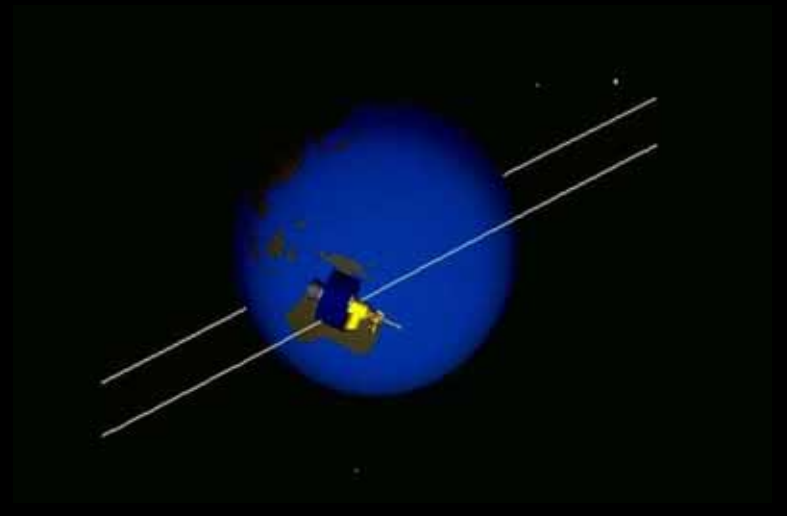
提供ESA

**global variations in Earth's gravity**

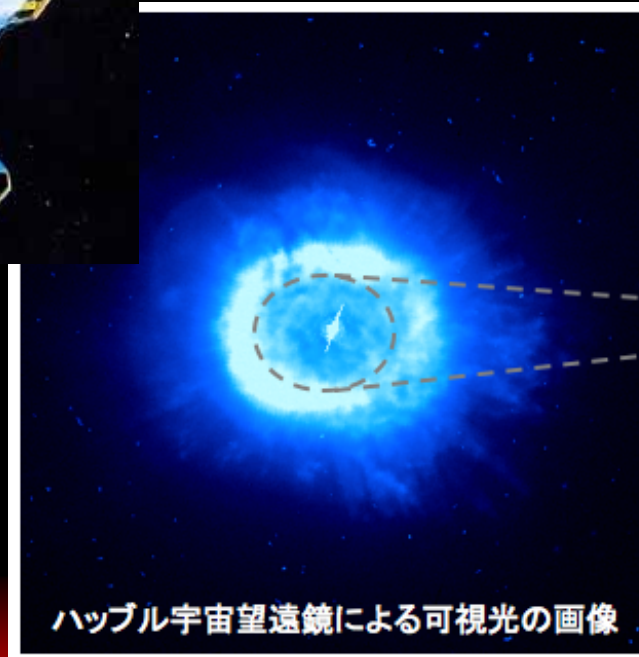
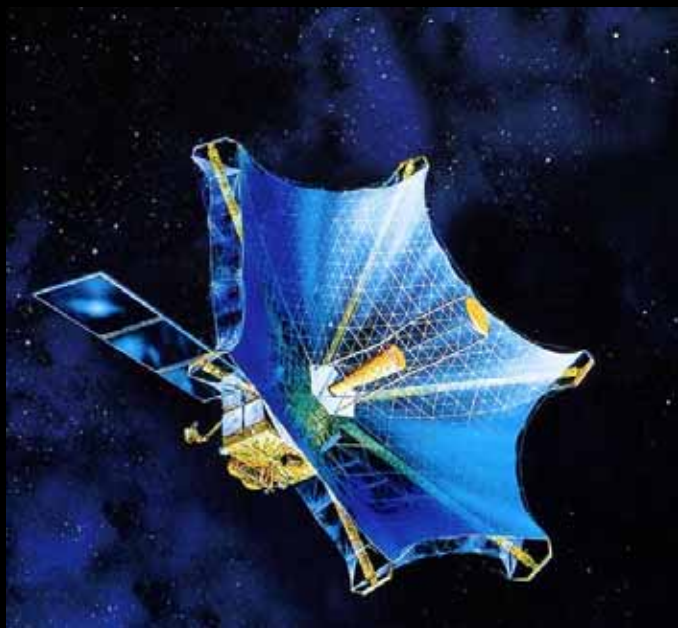
# 通信衛星



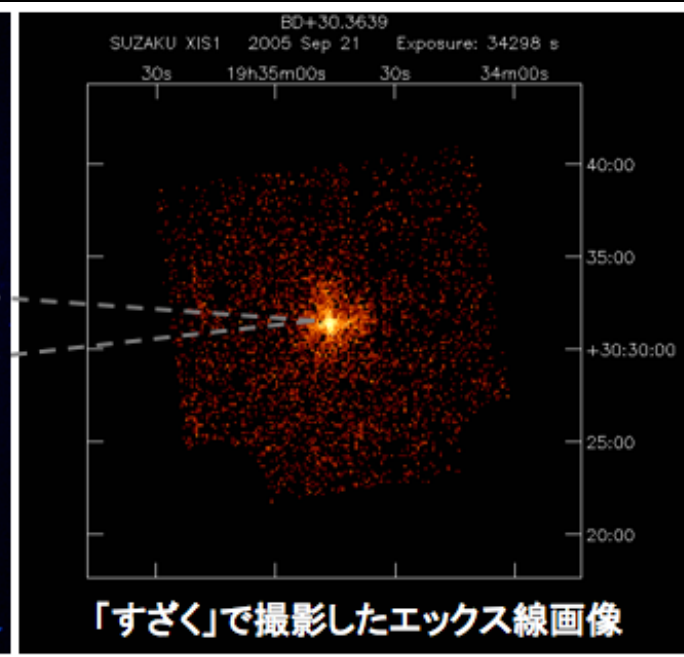
提供JAXA



# 天文観測



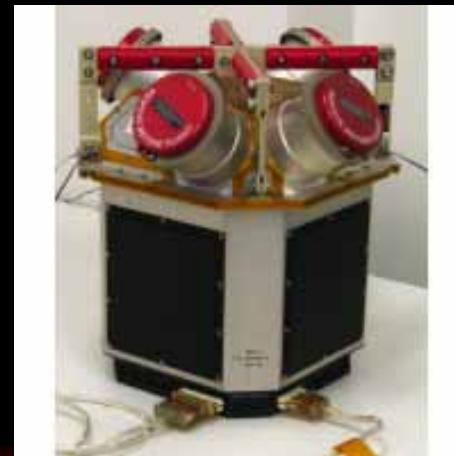
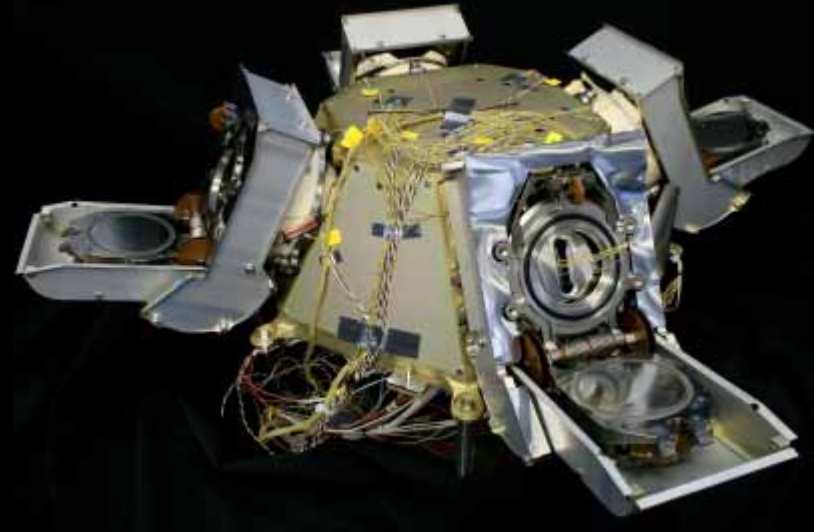
ハッブル宇宙望遠鏡による可視光の画像



「すざく」で撮影した엑스線画像

提供 JAXA

# 宇宙重力波望遠鏡



提供ESA



# 宇宙環境化での実験



提供 NASA (F. R. Chang Díaz)

# 観光など

提供 NASA (F. R. Chang Díaz)

# 電気推進ロケットの設計指針

1. 軽く小さい
2. 耐久性がある
3. エネルギー変換効率が低い

# 電気推進ロケットの設計指針

## 1. 軽く小さい

$$m_i = m_f e^{\left[\frac{\Delta V}{V_{ex}}\right]}$$

ロケットの重量 ( $m_f$ ) の軽減



初期重量 ( $m_i$ ) の軽減 = コストの軽減

# 電気推進ロケットの設計指針

推力 $F$ は 
$$F = \frac{2\eta_t P}{V_{ex}}$$



投入電力が一定の場合

推力と排出速度は反比例



排出速度 $V_{ex}$ の増加

燃費の向上

推力の低下



作動時間の増加

# 電気推進ロケットの設計指針

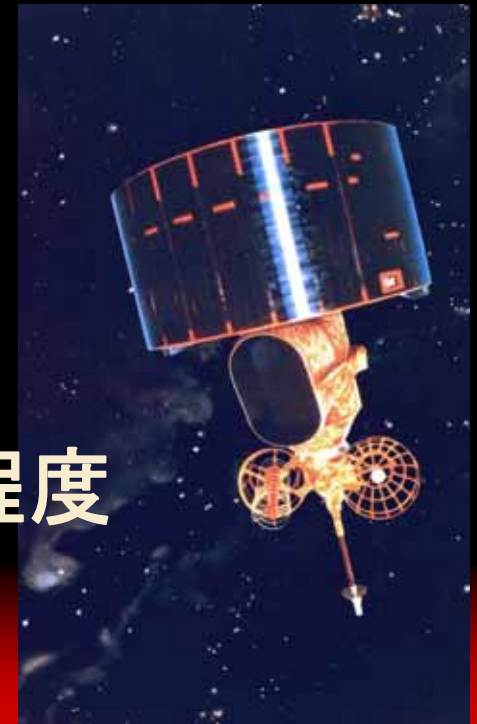
## 2. 耐久性

ひまわり5号: 運用予定年数5年(実年数8年)

はやぶさ : 16000時間



スペースシャトルやH-IIA 5分程度



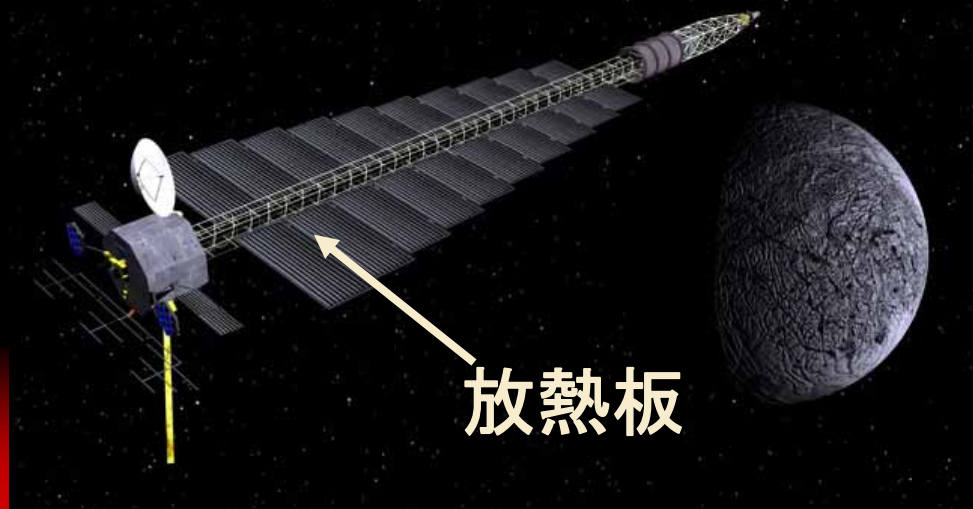
# 電気推進ロケットの設計指針

3. エネルギー変換効率が高い
- 電力供給系が限られている
  - 排熱が限られている

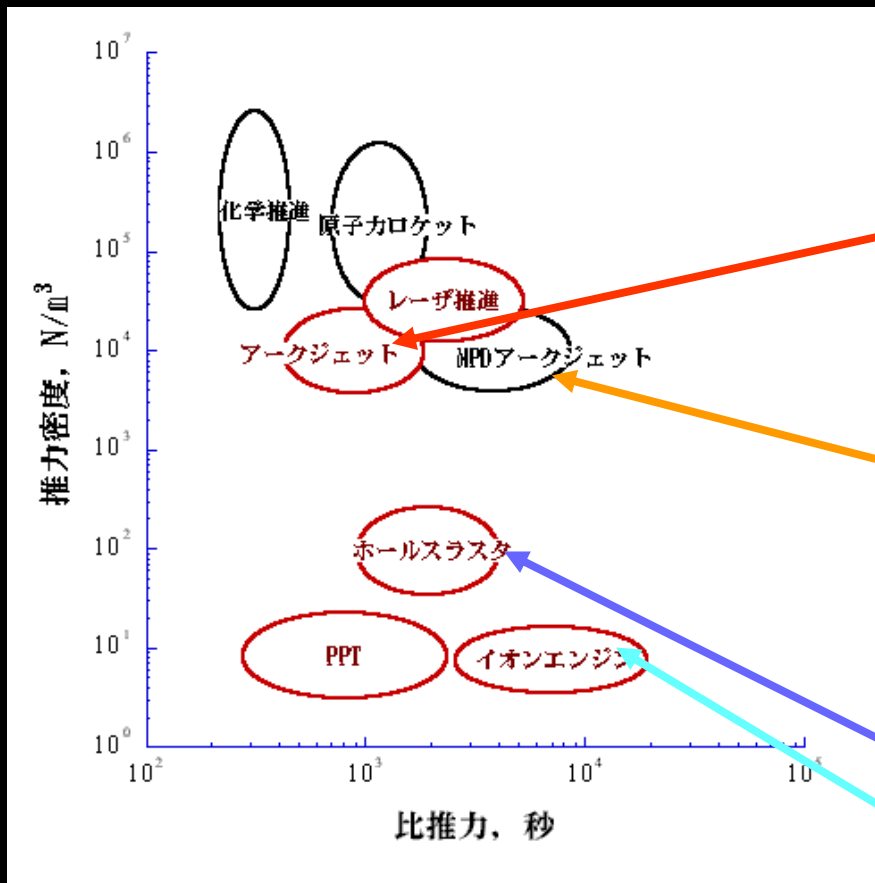
太陽電池



原子炉



# 電気推進ロケット



## ●電熱加速型

アークジェット  
レジストジェット

## ●電磁加速型

MPDスラスタ  
PPT

## ●静電加速型

ホールスラスタ  
イオンエンジン





# 電気推進ロケット

アークジェット



ホールスラスタ



イオンエンジン



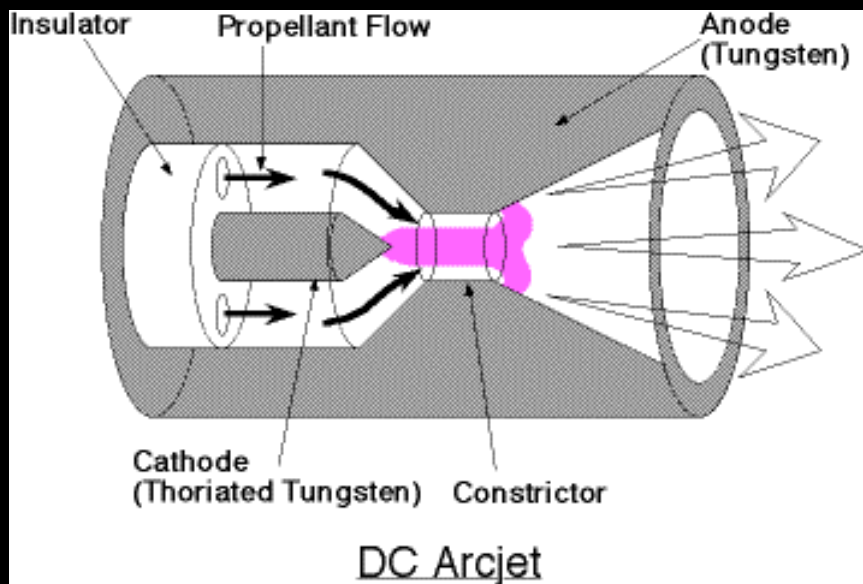
MPDスラスタ



# 電熱加速型

# アークジェット

ノズルを通して膨張

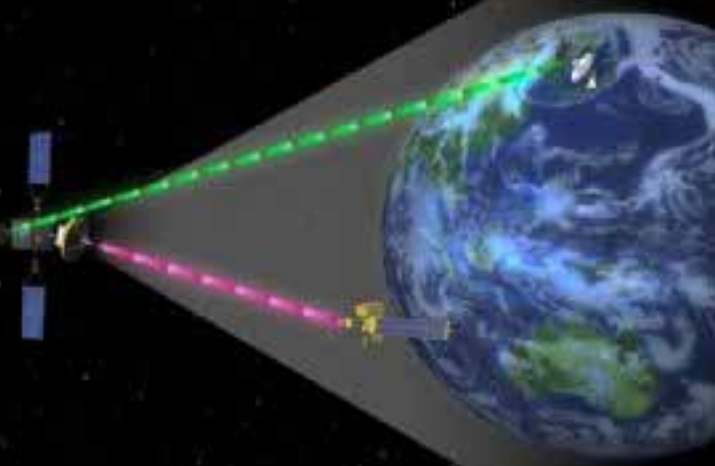


ジュール加熱

比推力 : 500~1000秒  
エネルギー変換効率 : 0.3-0.5  
寿命 1000hr以上

# アークジェット

こだま(データ中継衛星)



最大240Mbpsを超えるデータ中継が可能

化学反応ヒドラジンスラスタ  
比推力 210 sec

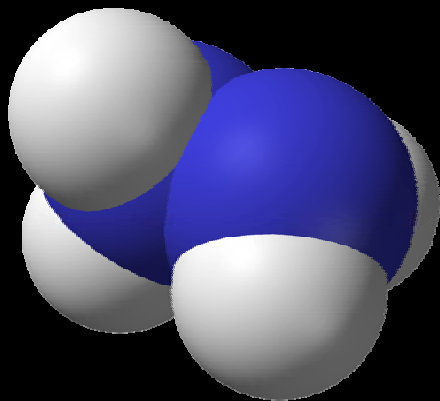
軌道維持(南北制御用)にDCアークジェットを使用



Courtesy of Aerojet

電力	1.8kW
重量	スラスタ 1.8kg
	電力制御器 4.2kg
推進剤	ヒドラジン $N_2H_4$
比推力	500 sec

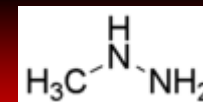
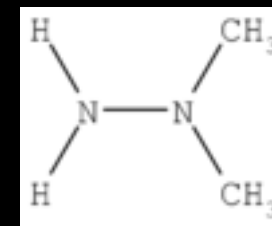
# ヒドラジン



組成式	$\text{N}_2\text{H}_4$
式量	32.05 g/mol
形状	無色液体
密度と相	1.01 g/cm <sup>3</sup> ,
融点	2 °C
沸点	113 °C

Wikipediaより

- 非対称ジメチルヒドラジン (UDMH)
- モノメチルヒドラジン



# アーケジェット

ノズルを使って空力的に加速：従来のエンジンと同じ



3,500 K



20,000 K

凍結流損失が起こりやすい

- 電離
- 解離
- 回転・振動

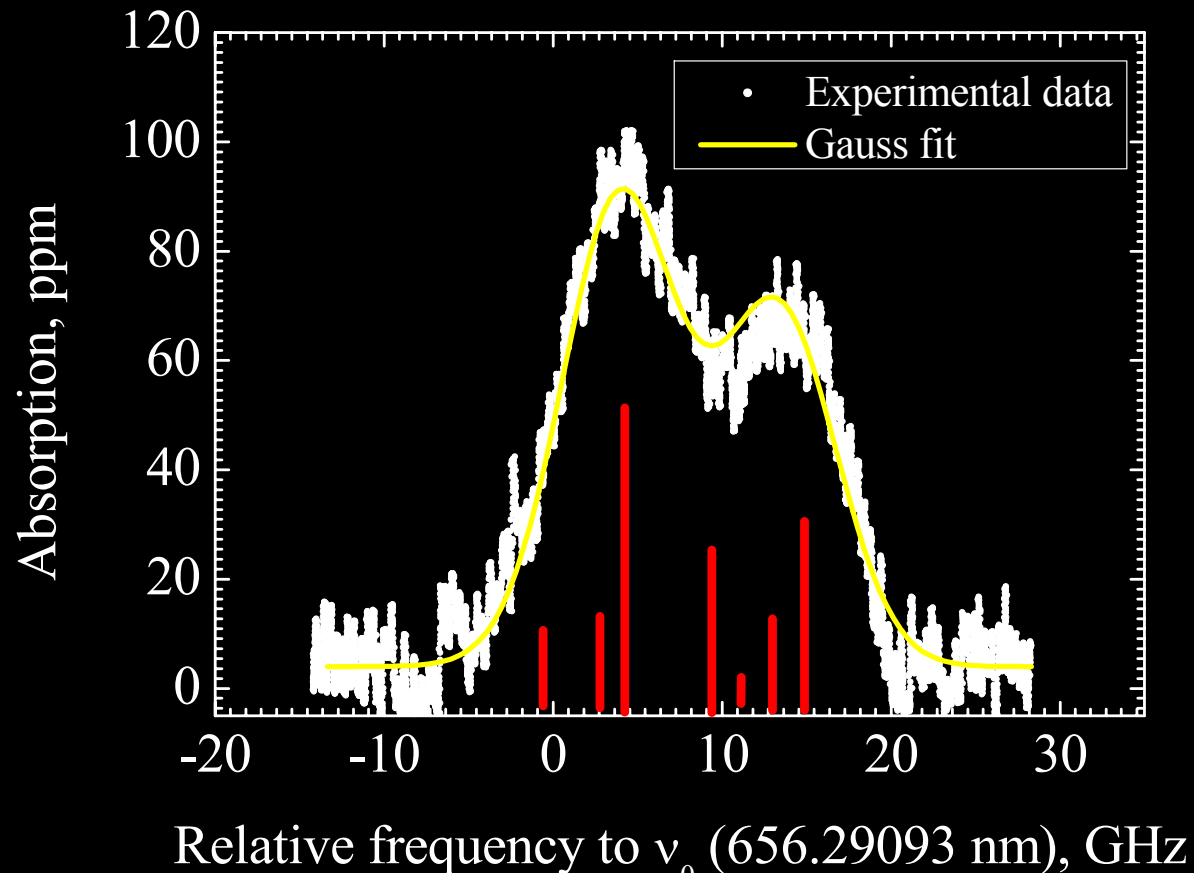


密度が高ければ再結合反応で回収

推力で、0.7倍くらいの差がでることもある

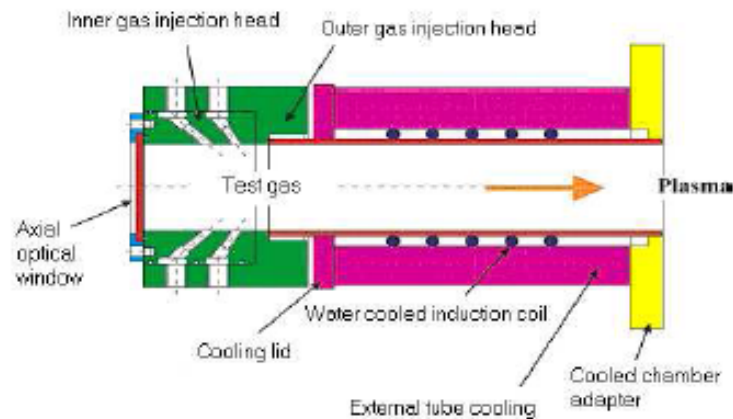
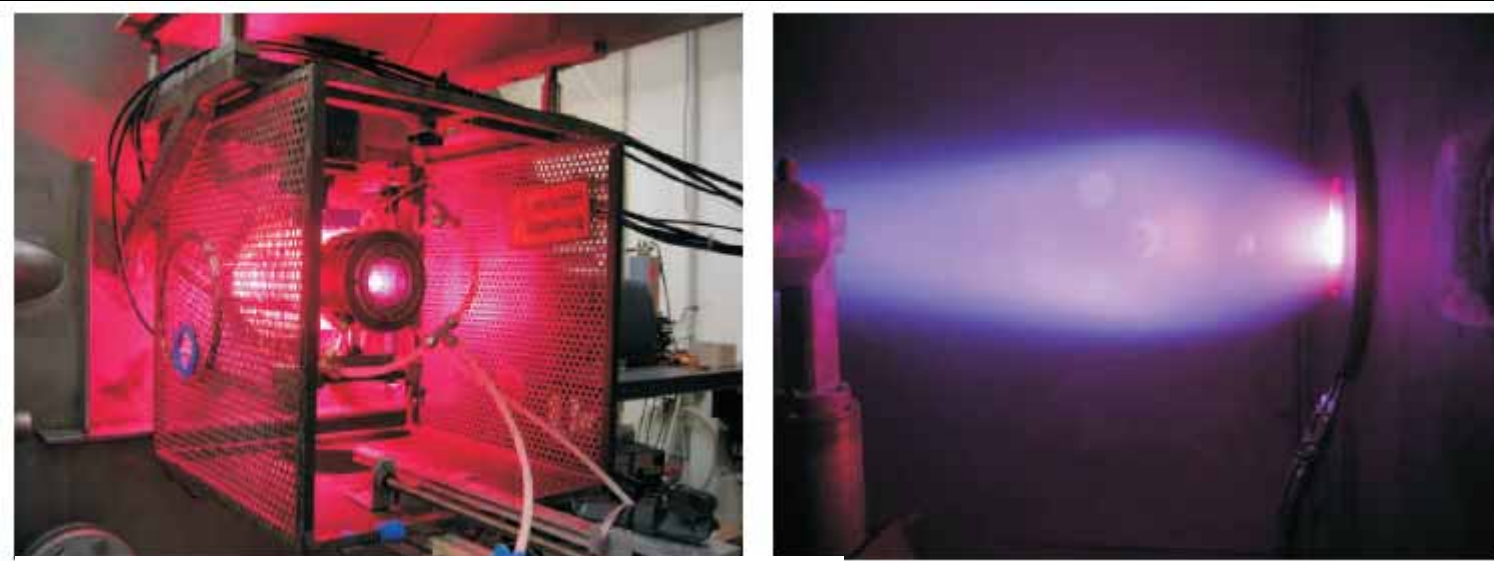
# 水プラズマ吸収プロファイル

H: Balmer  $\alpha$  line



水プラズマの吸収プロファイルが得られた

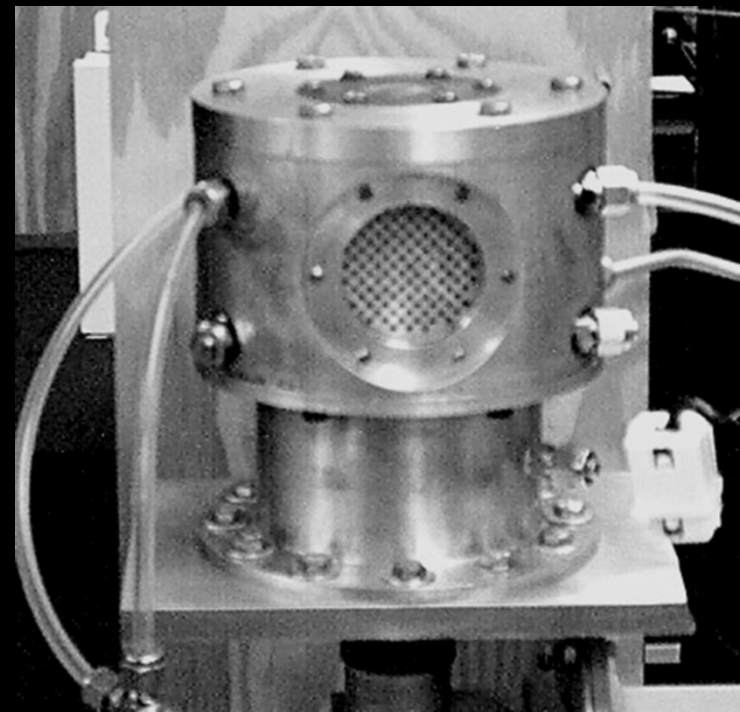
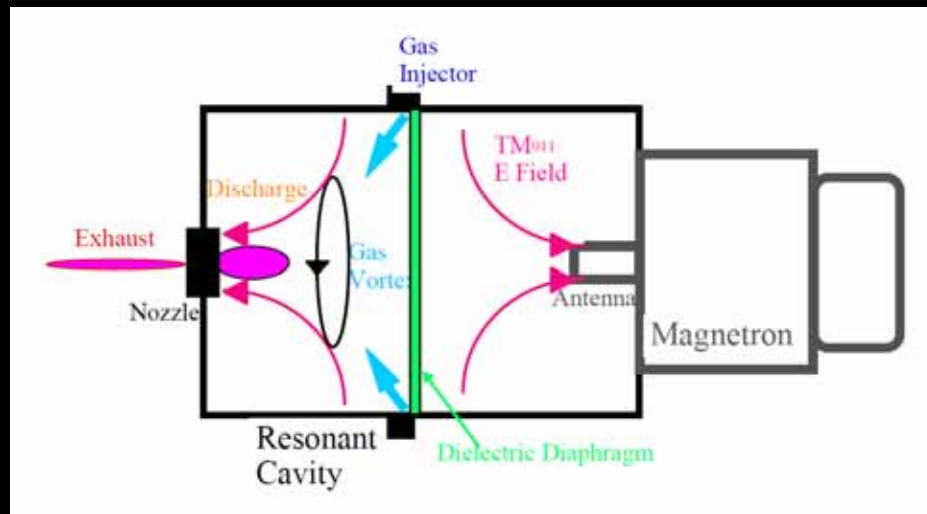
# Radio-frequency discharge



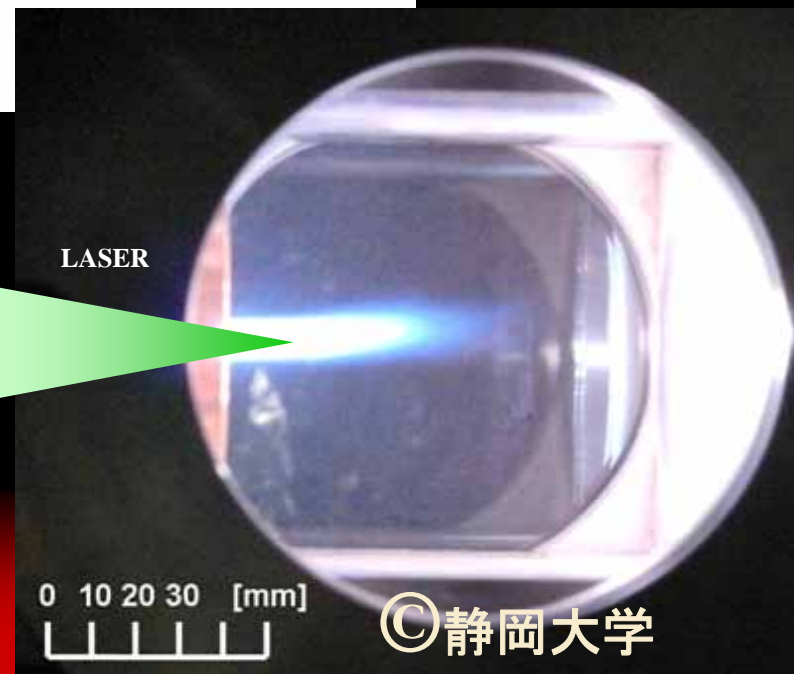
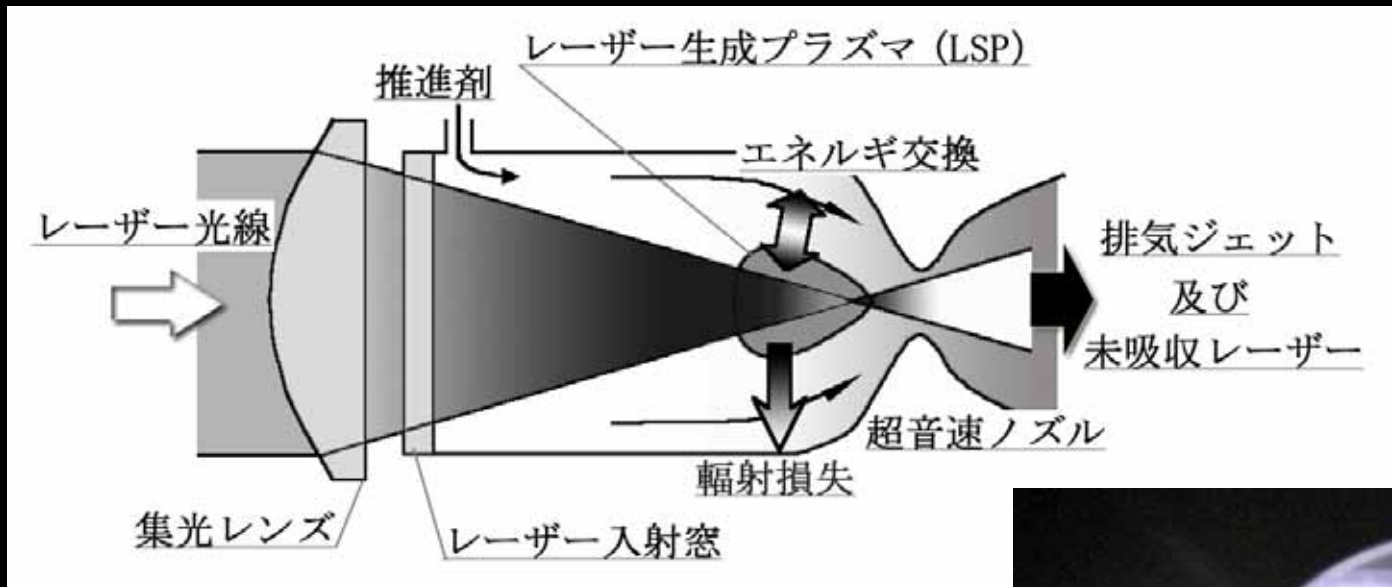
© Universität Stuttgart



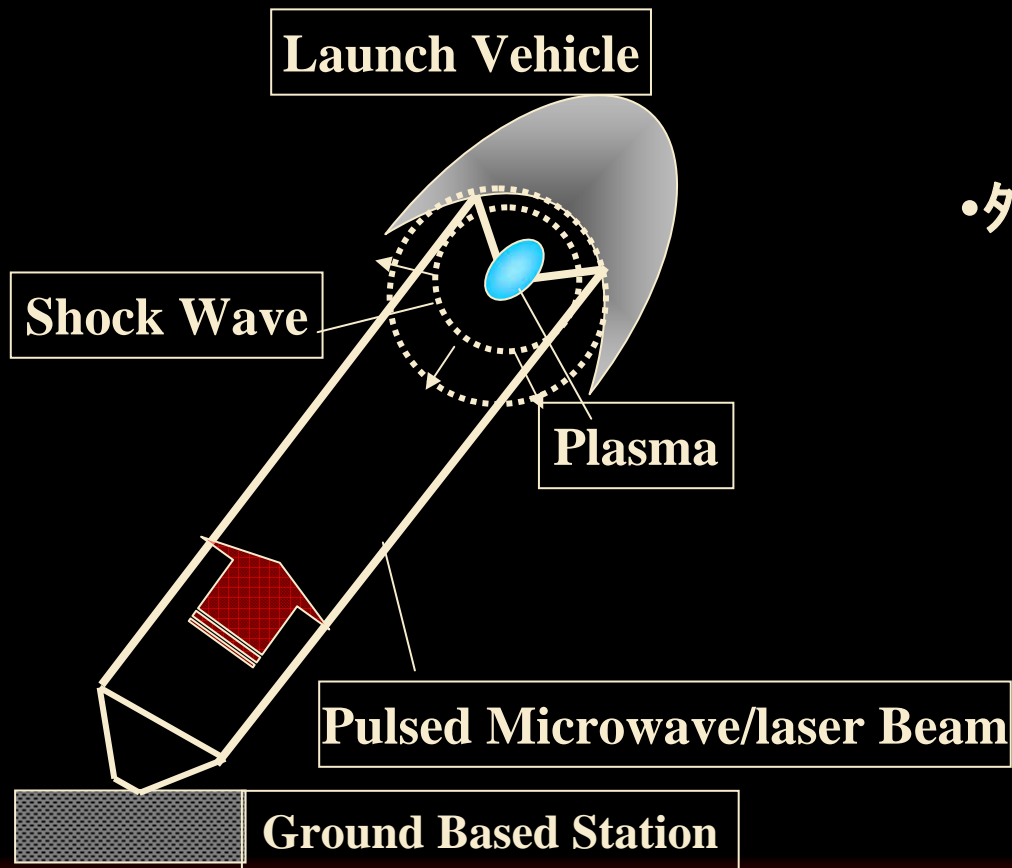
# Microwave Electro-Thermal Thruster



# レーザー推進

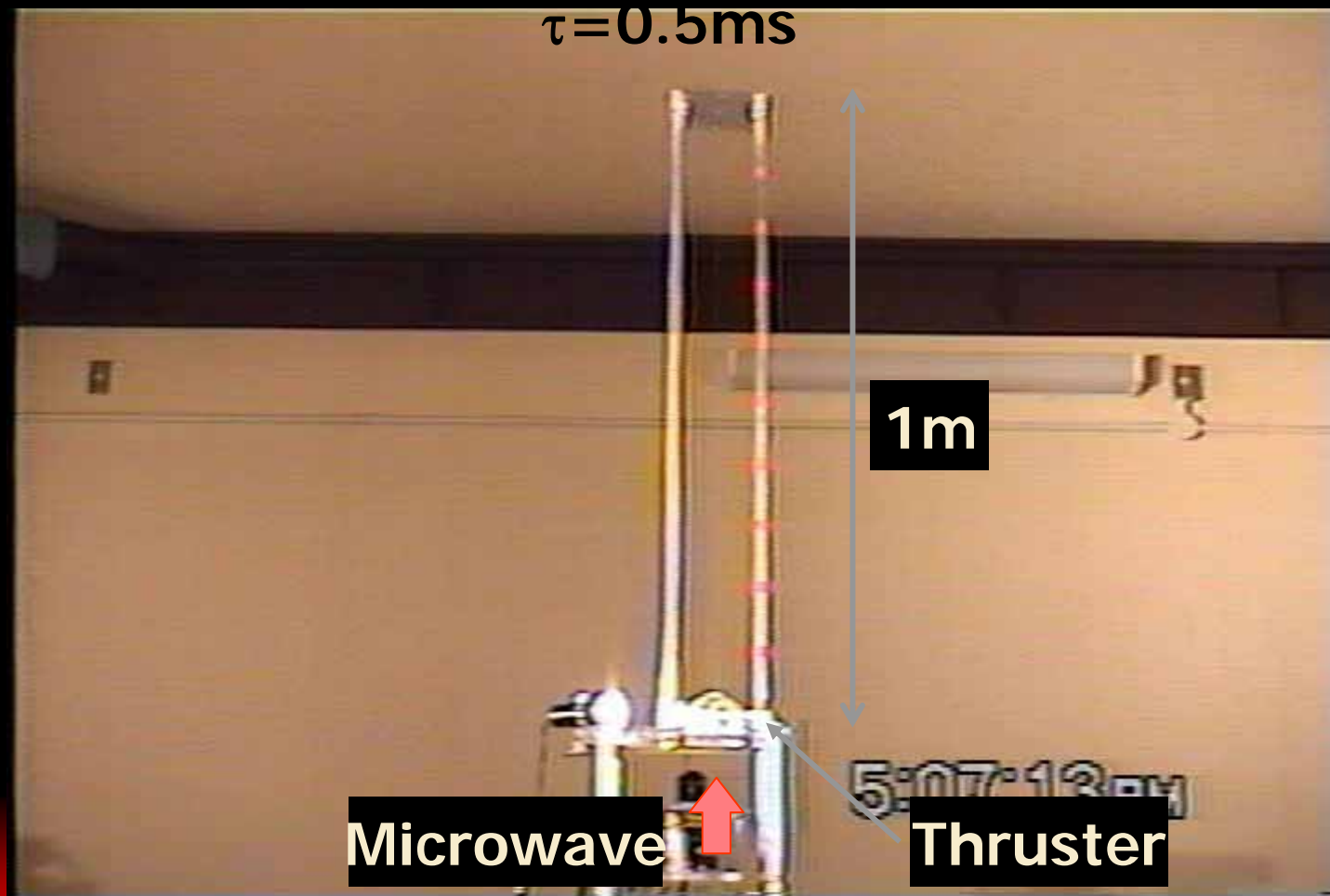


# ビーミング推進ロケット推進

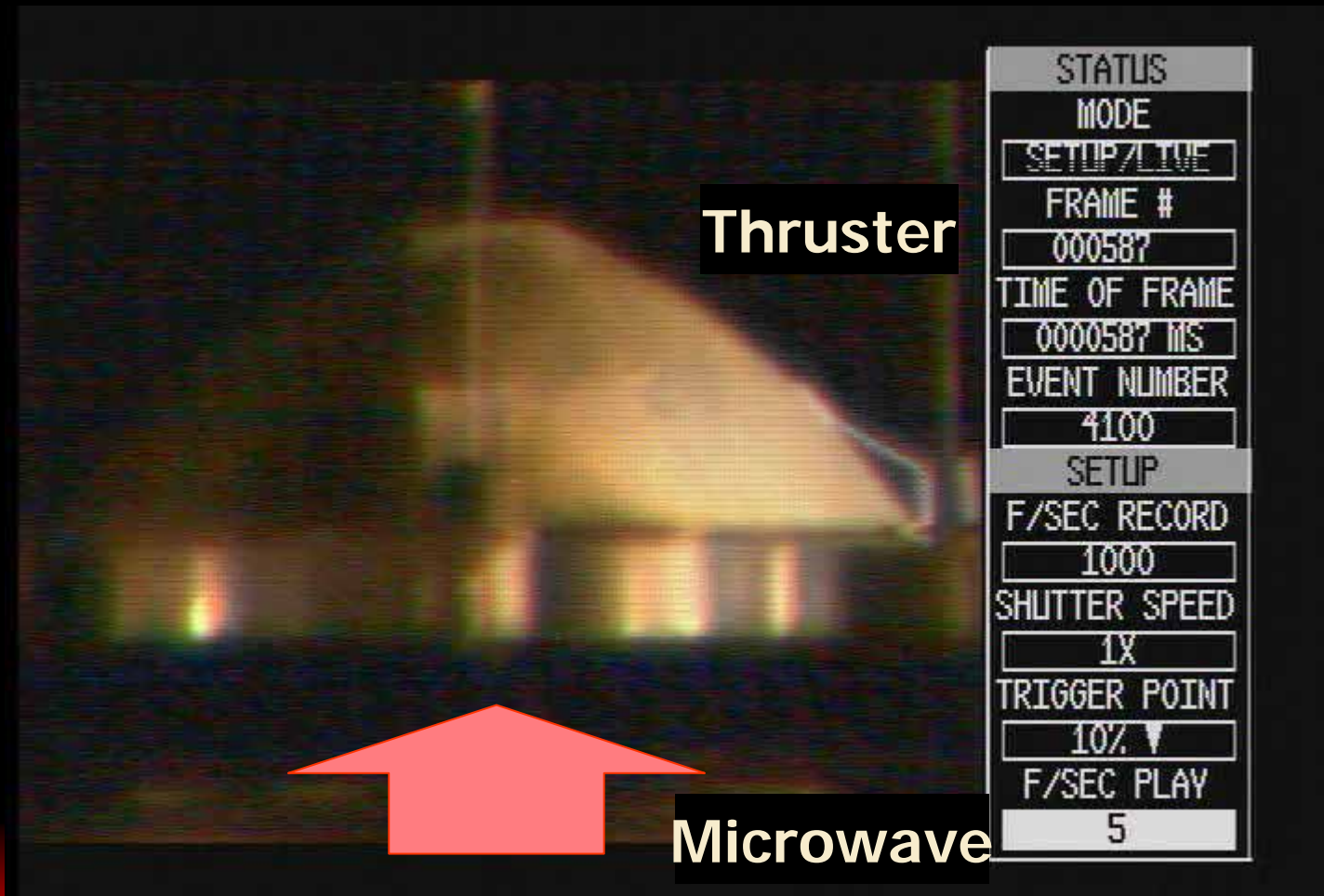


- 外部からのエネルギー供給
  - 推進剤に大気を利用
- ↓
- 高いペイロード比
  - 打ち上げコストの削減

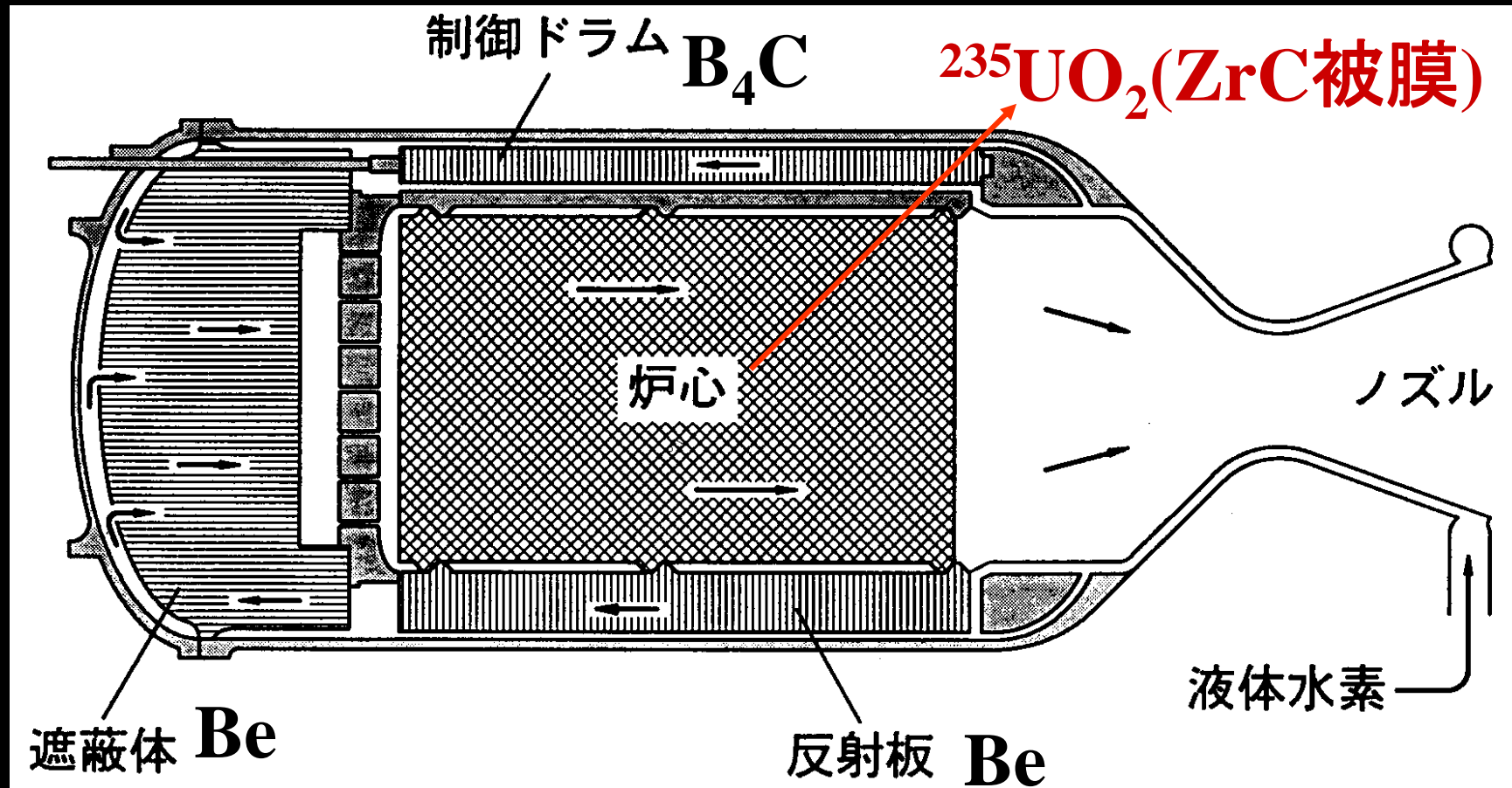
# 打ち上げの様子



# 打ち上げの様子

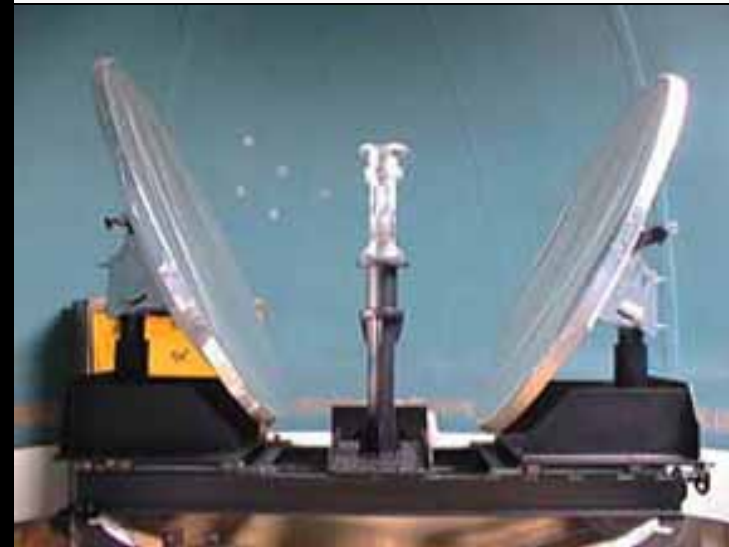
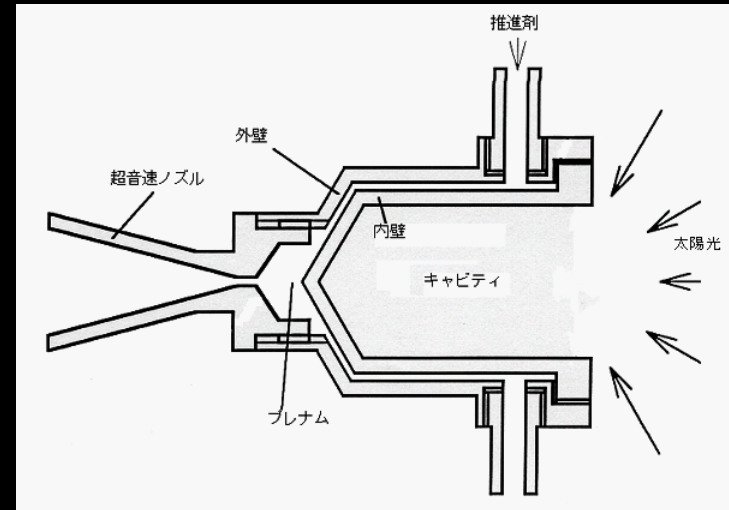
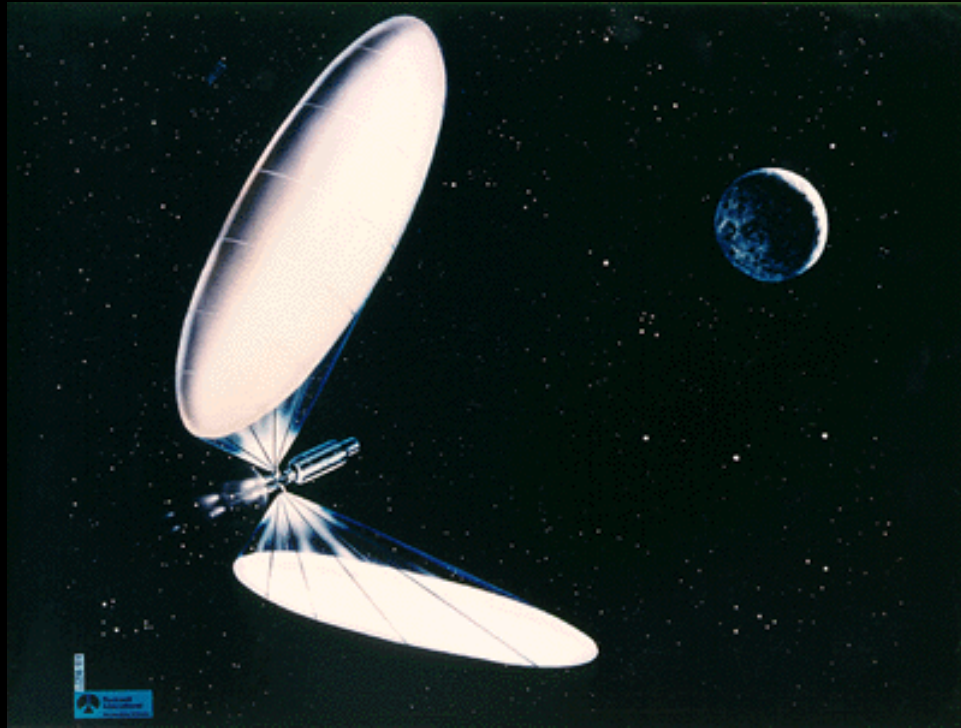


# 原子カロケット



1969年にKiwi-NERVA計画によってすでに実証  
比推力800秒推力5トン

# 太陽熱推進



比推力: 750-900 s  
エネルギー効率: 0.7  
推力: 10mN~10N

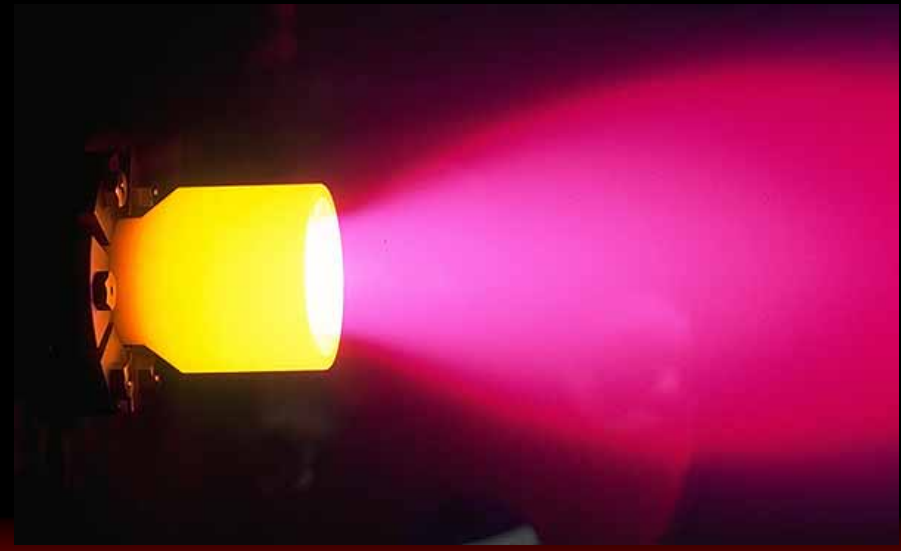
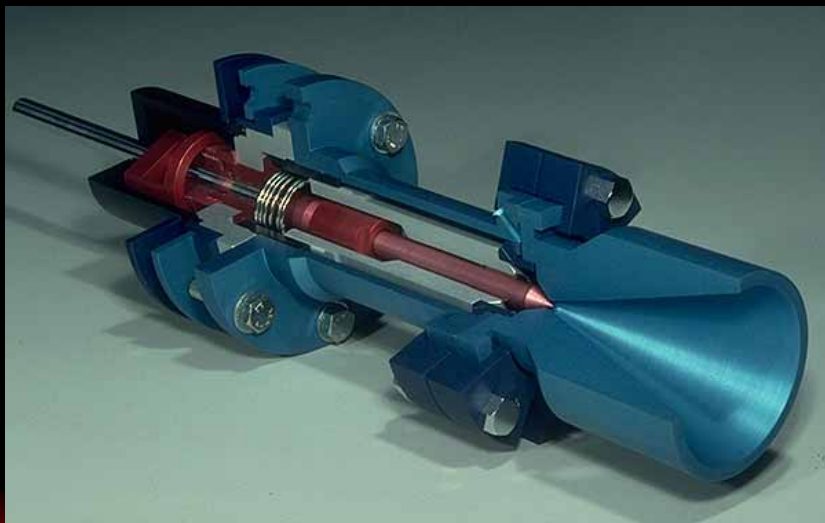
# スラスタ以外の用途



# アークヒーター

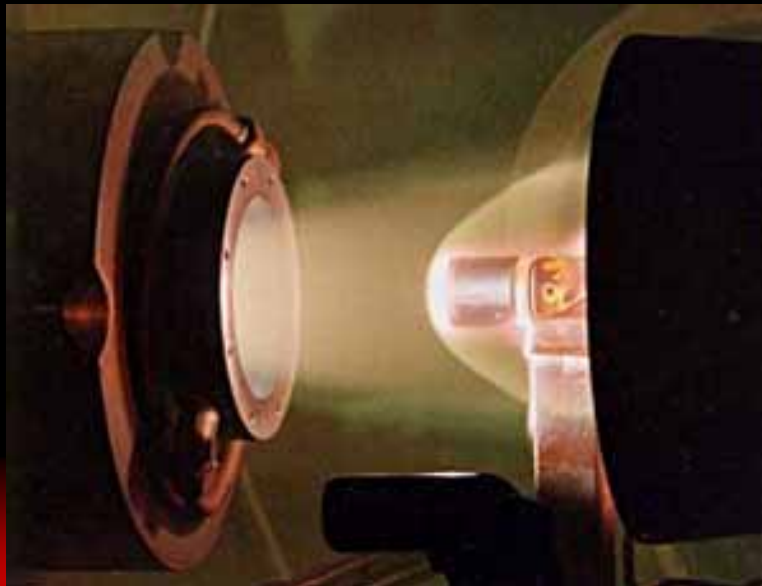
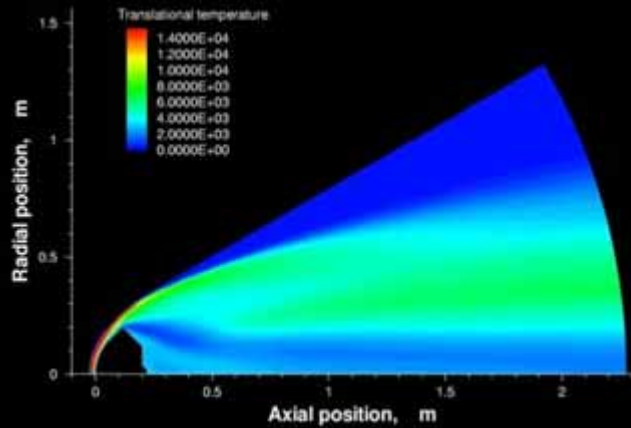


Copyright © 2008 山田(哲)研究室

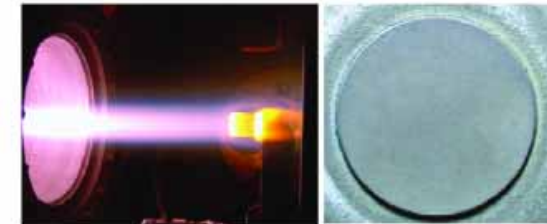


© Universität Stuttgart

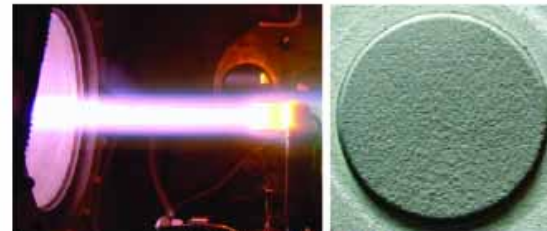
# TPS(Thermal Protection System)



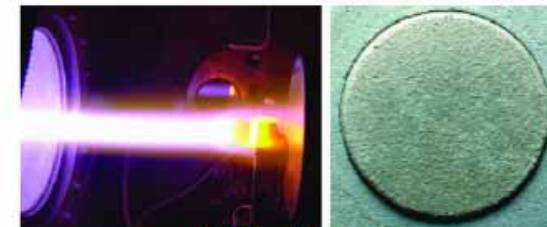
(a) 加熱前



(b) 空氣流 (低加熱條件)



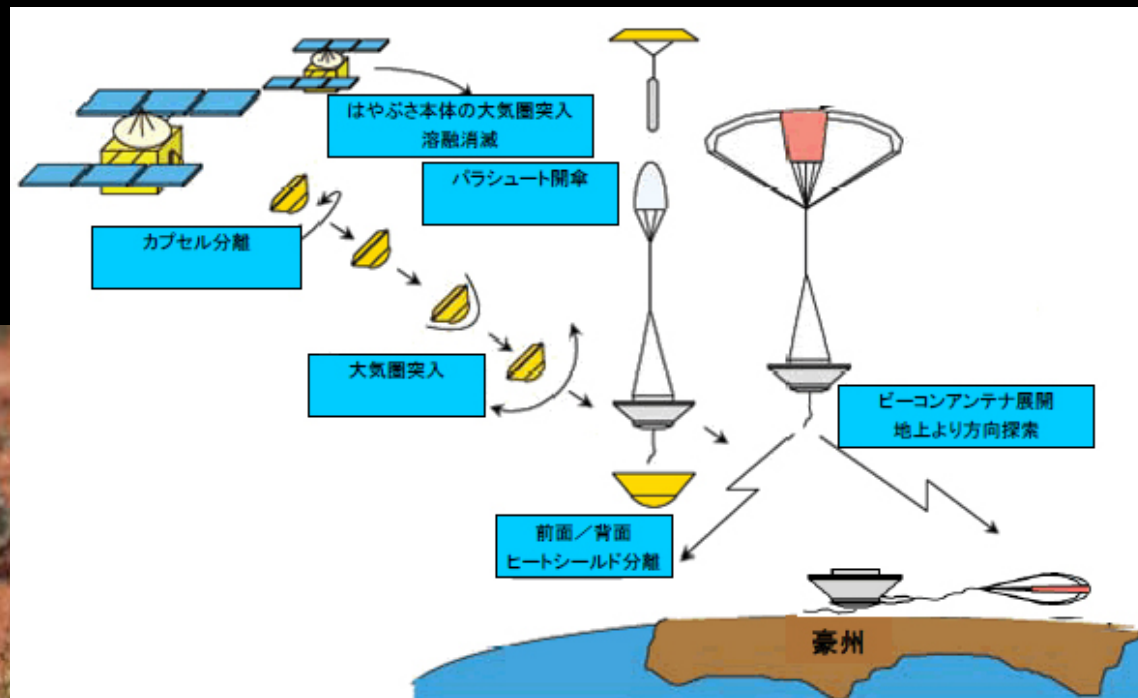
(c) 空氣流 (高加熱條件)



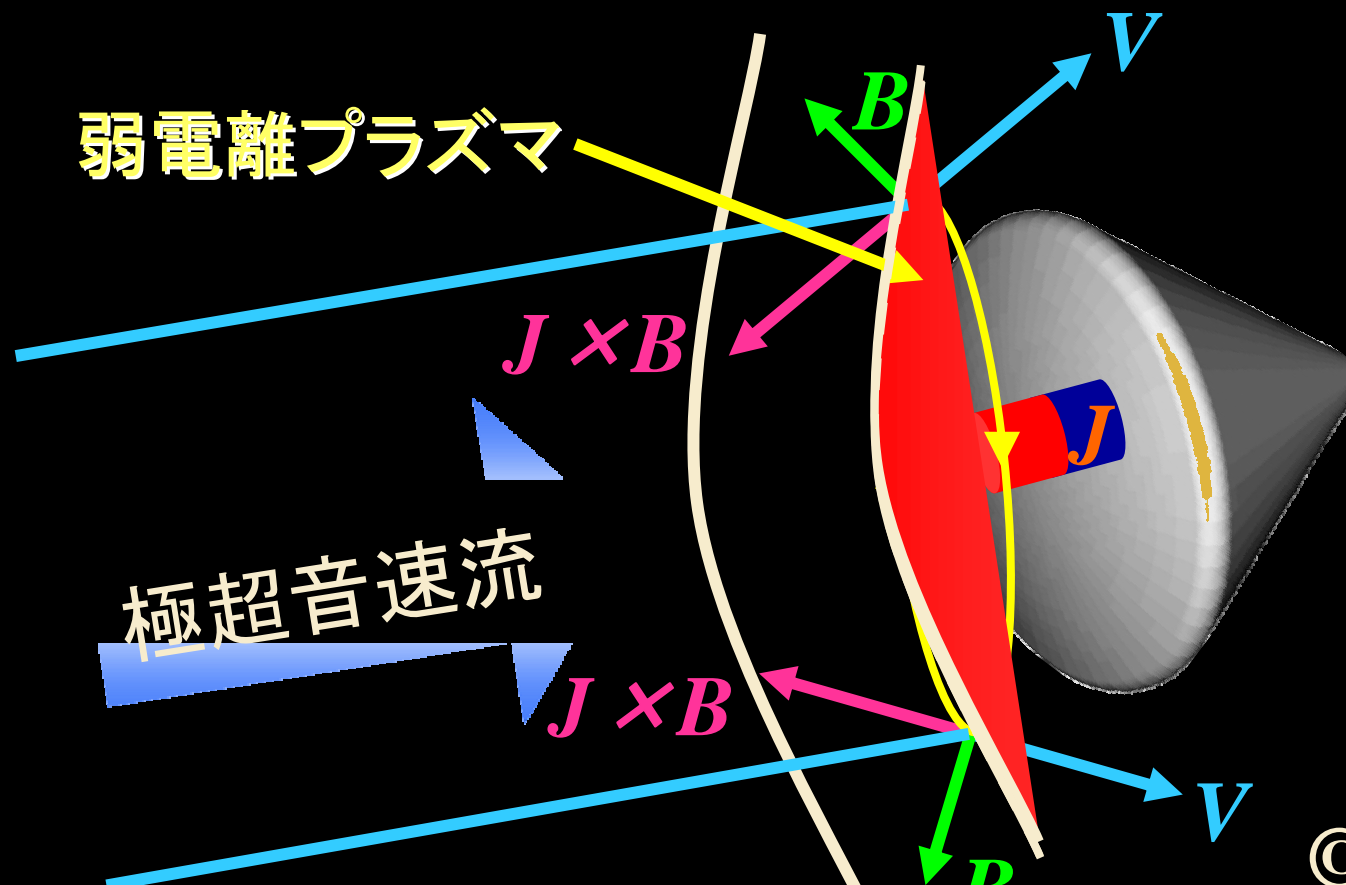
(d) N<sub>2</sub>流 (高加熱條件)

圖7 SiC

# カプセルシールド

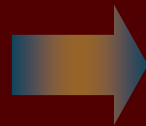


# 電磁力を用いた方法

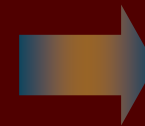


©静岡大学

衝撃層  
の拡大



温度勾配の  
減少



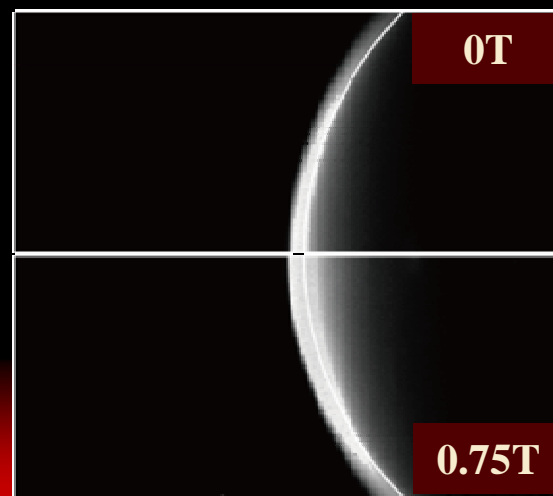
空力加熱  
の低減

# 過去の研究

- アーク風洞を用いた実験
- Expansion Tubeによる実験
- **HIRSTでの実験**

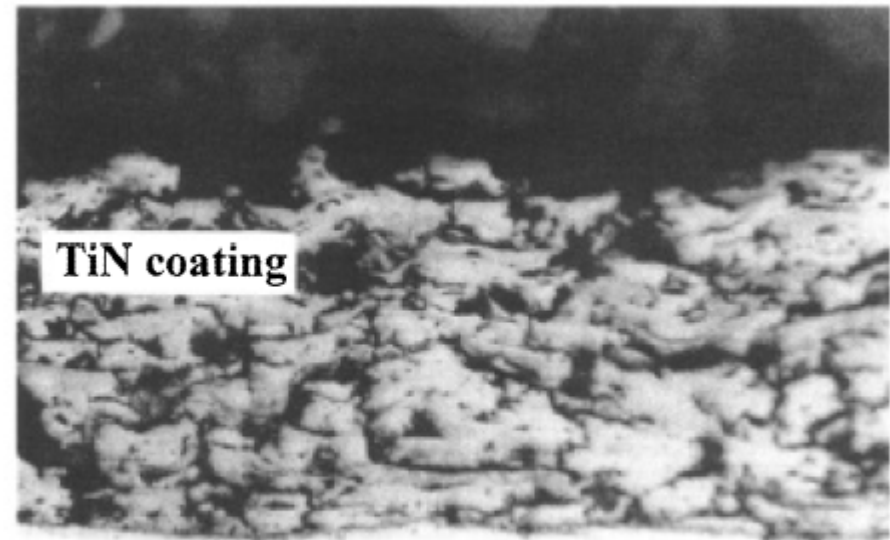
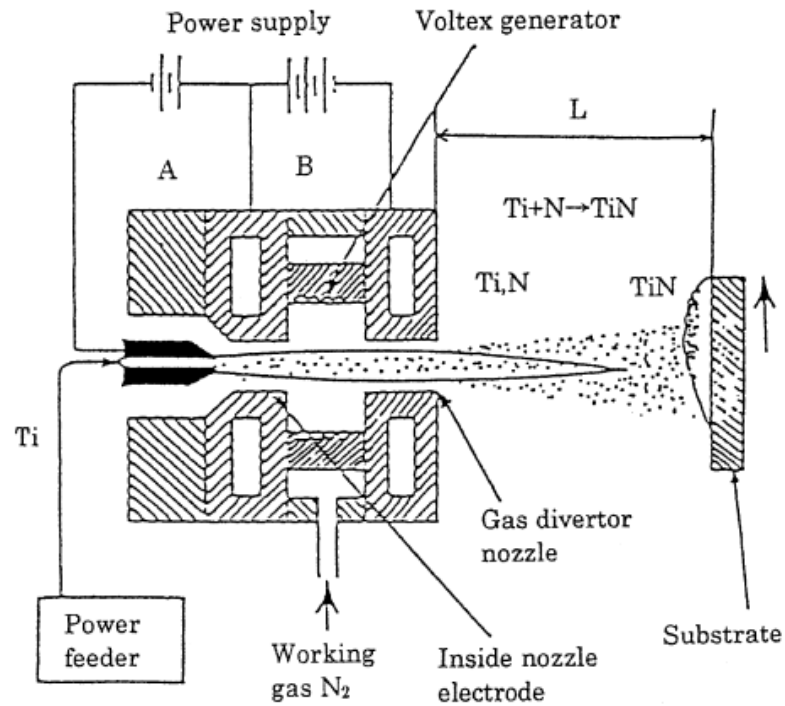


衝撃層の拡大  
を確認



# 産業応用

- 薄膜製作



Substrate

50  $\mu$  m

# TiN

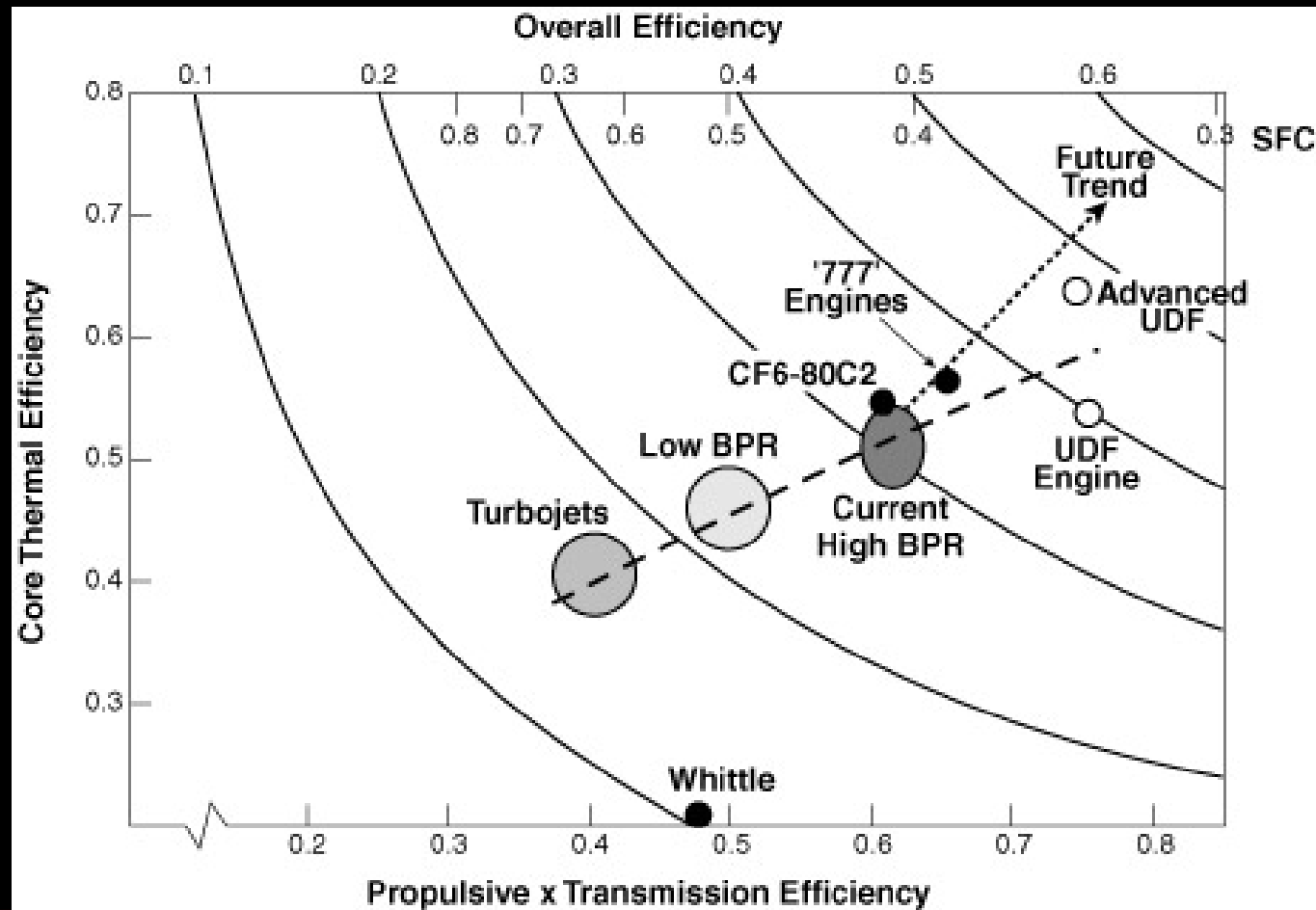
- $3\ \mu\text{m}$ の硬質膜



金型や工具の耐摩耗性、耐酸化性、摺動特性  
が大幅に向上



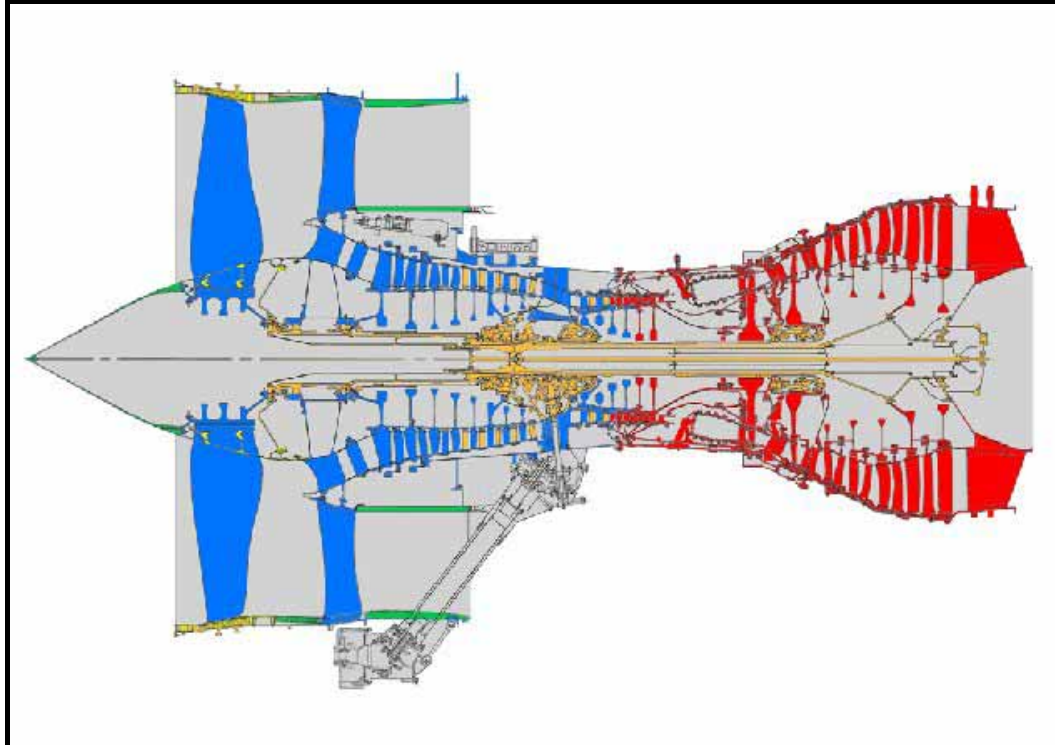
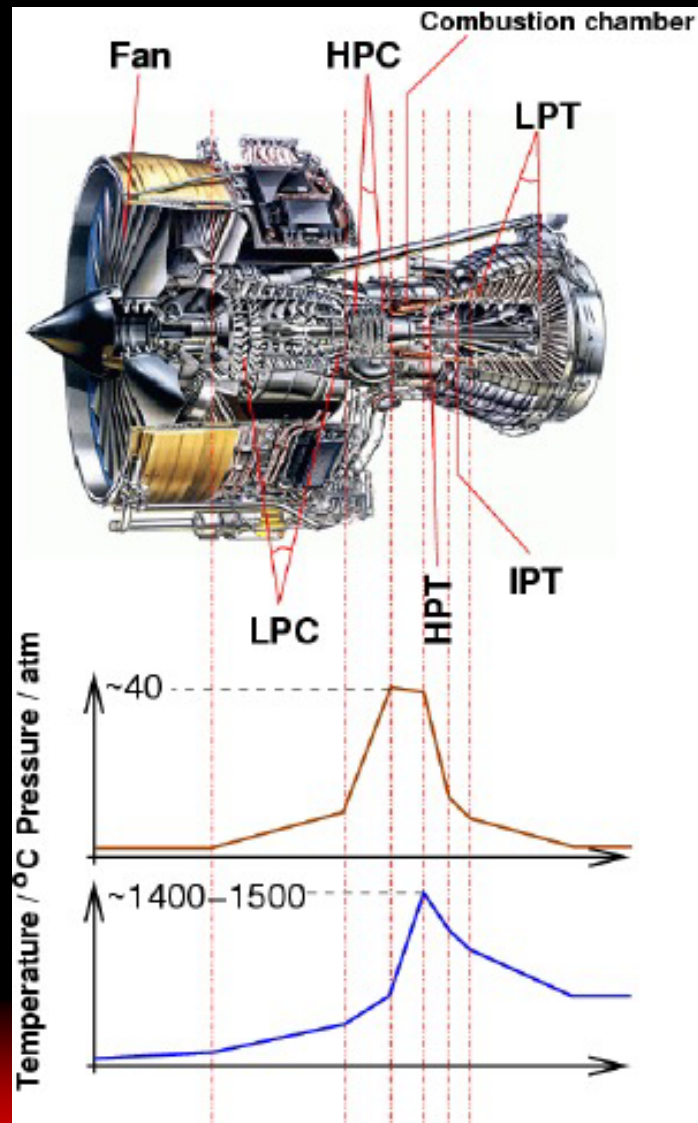
# ジェットエンジン



Pratt & Whitney

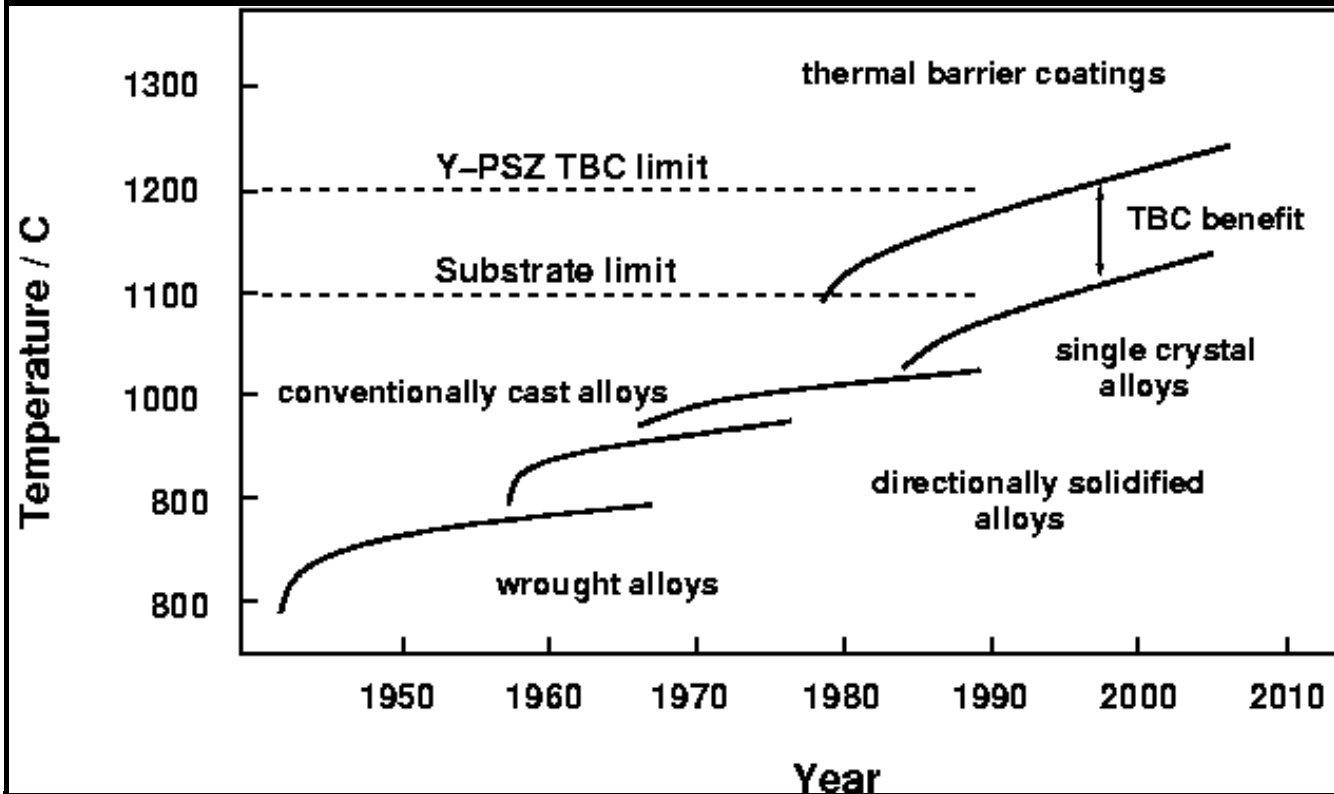
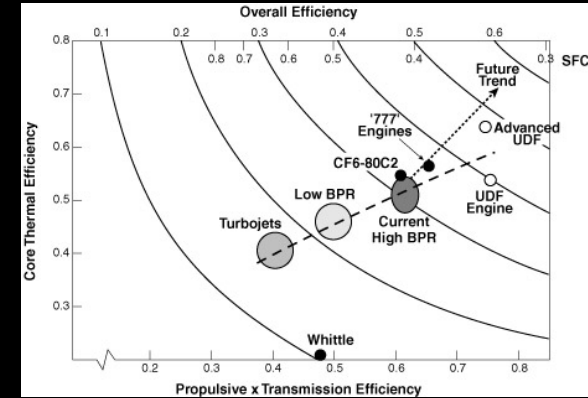


# TBC



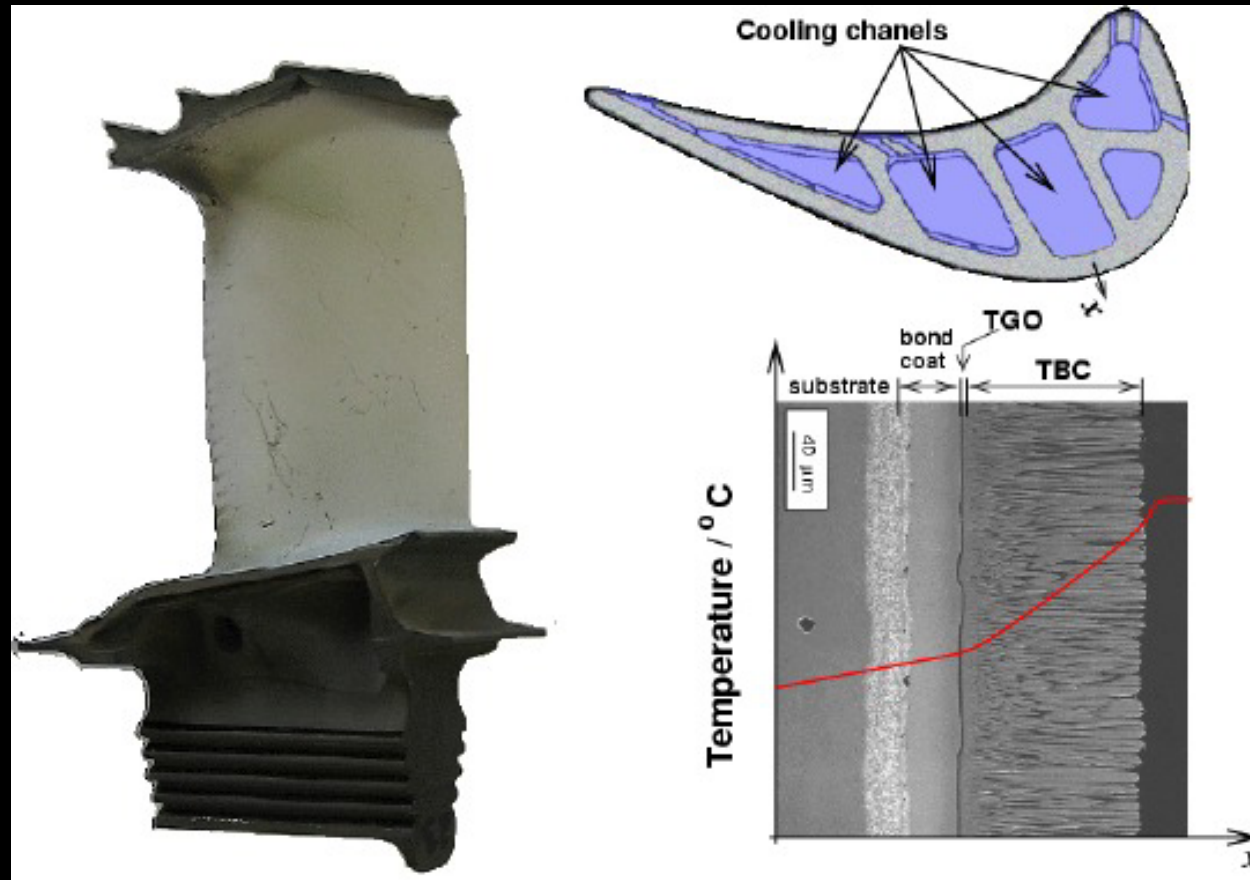
Michael Cervenka, Rolls-Royce.

# 温度



**Increase in operational temperature of turbine components.  
After Schulz *et al*, Aero. Sci. Techn.7:2003, p73-80.**

# TBC



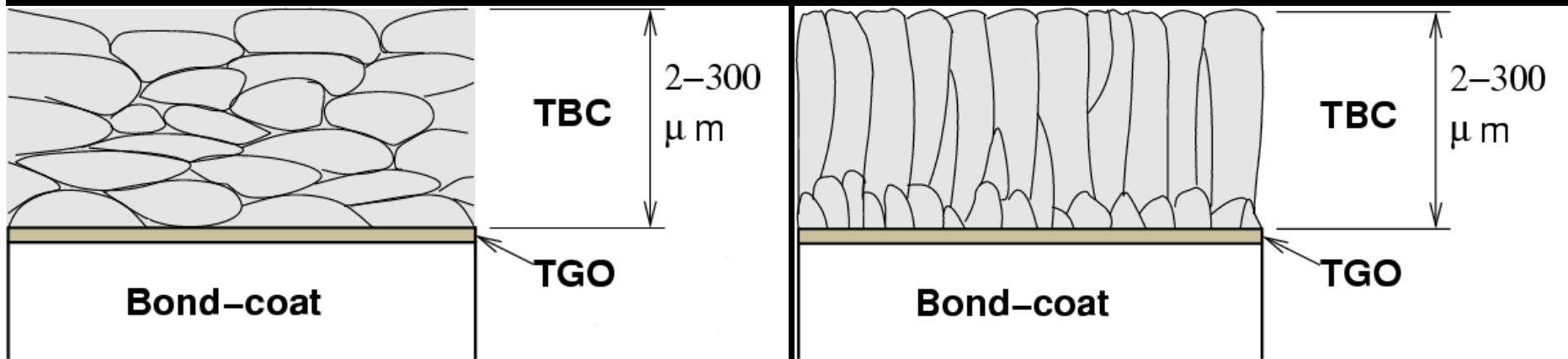
Bond coat: 酸化対策

# TBC

yttria( $Y_2O_3$ )-stabilised zirconia ( $ZrO_2$ )



ジルコニア( $ZrO_2$ 、  
二酸化ジルコニウム)



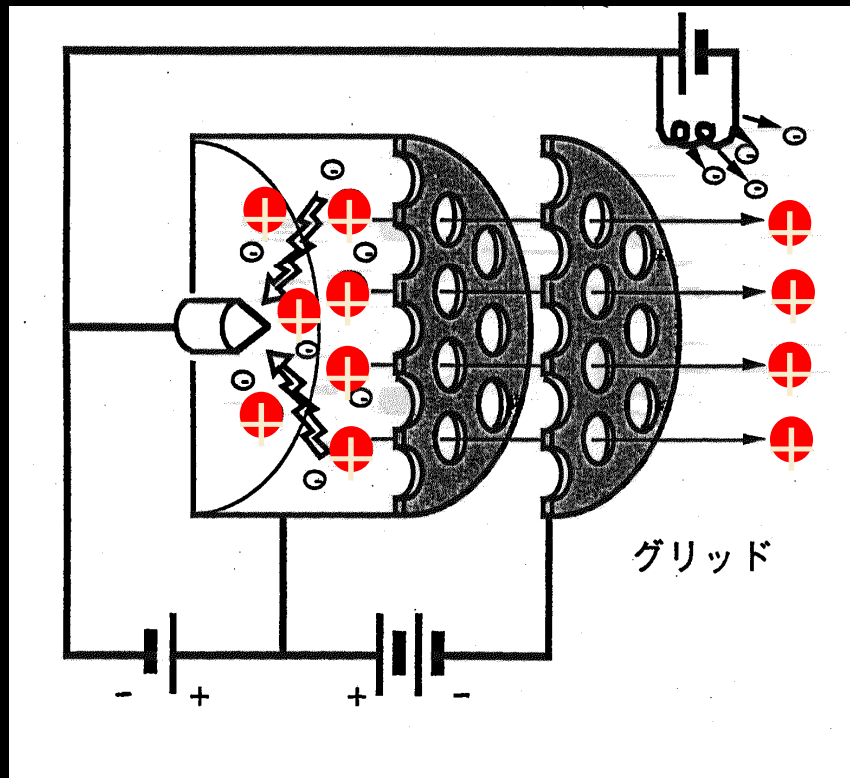
**APC**

(DeMasi-Martin, 1994)

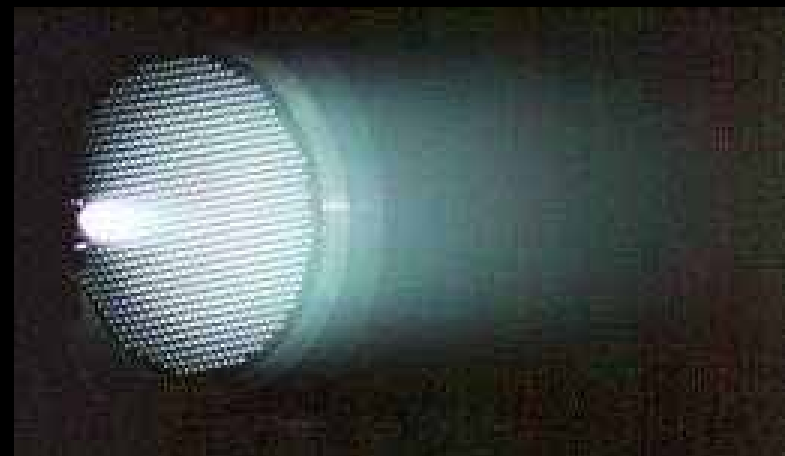
**EBPVD**

# 静電加速型

# イオンエンジン

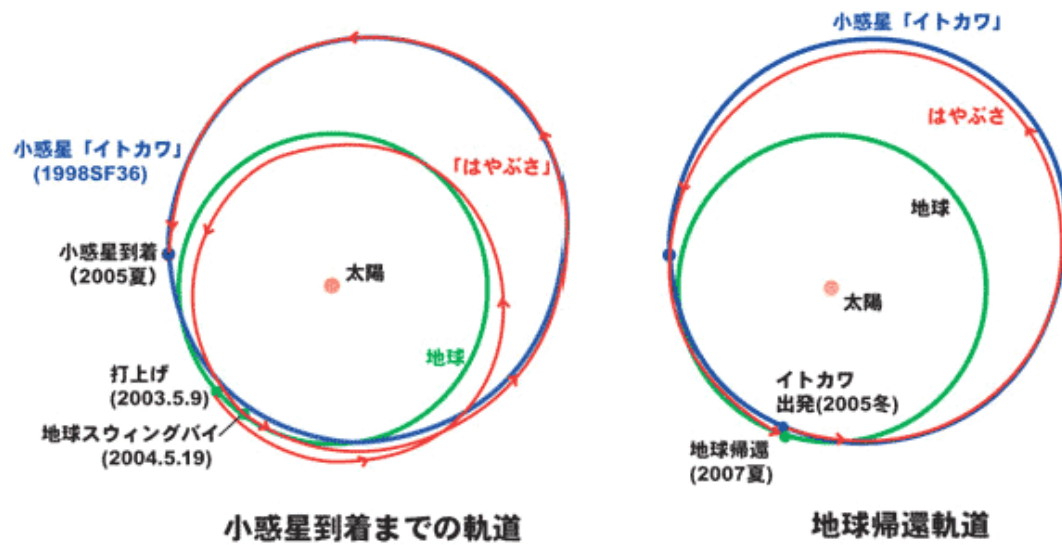


排出速度 : 30,000-100,000 m/s  
エネルギー変換効率 : 0.7-0.8  
推力密度 :  $10^0$ - $10^1$  N/m<sup>2</sup>



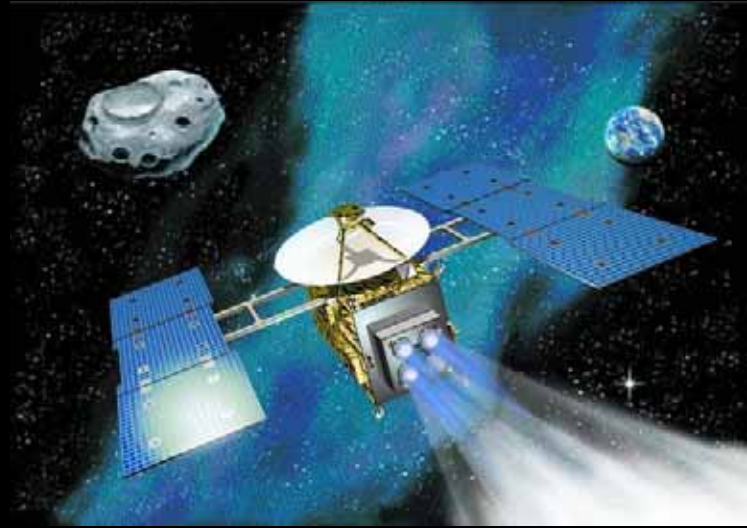
# イオンエンジン

## はやぶさ(MUSES-C)



# イオンエンジン

## はやぶさ



電力: 250 ~ 380 W / 台 (@MOL)

推力: 4.2 ~ 7.6 mN / 台 (@MOL)

比推力: 2,900 sec (@MOL)

燃料: Xe (キセノン) 60 kg

スロットリング: 100 / 90 / 80 / 65 %

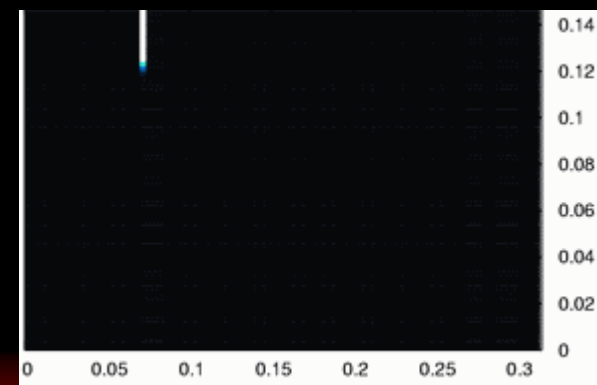
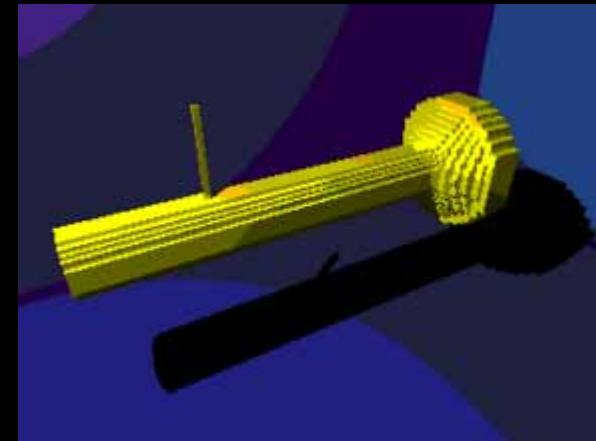
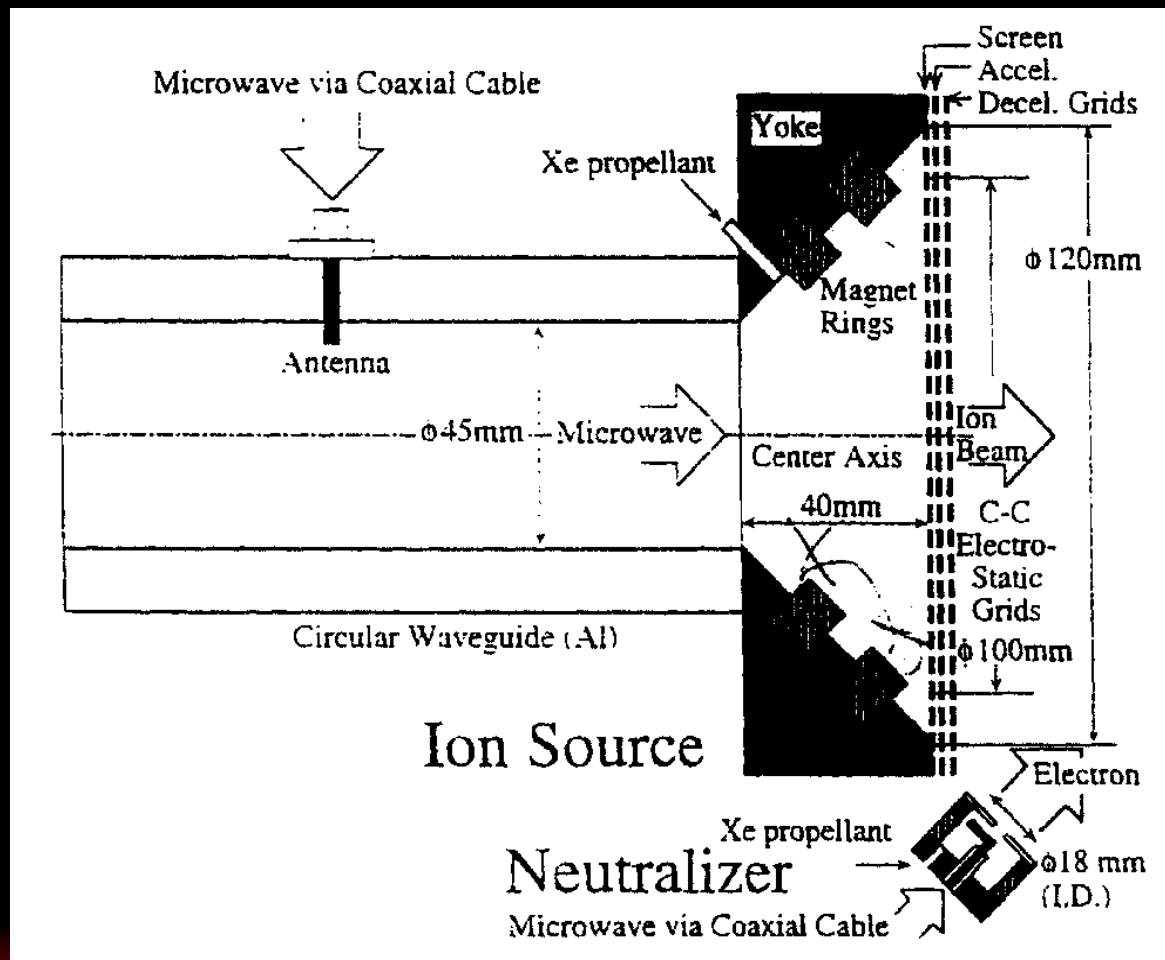
耐久性: 18,000 hrs (750 days)

ドライ重量: 59 kg (含・ジンバル機構)





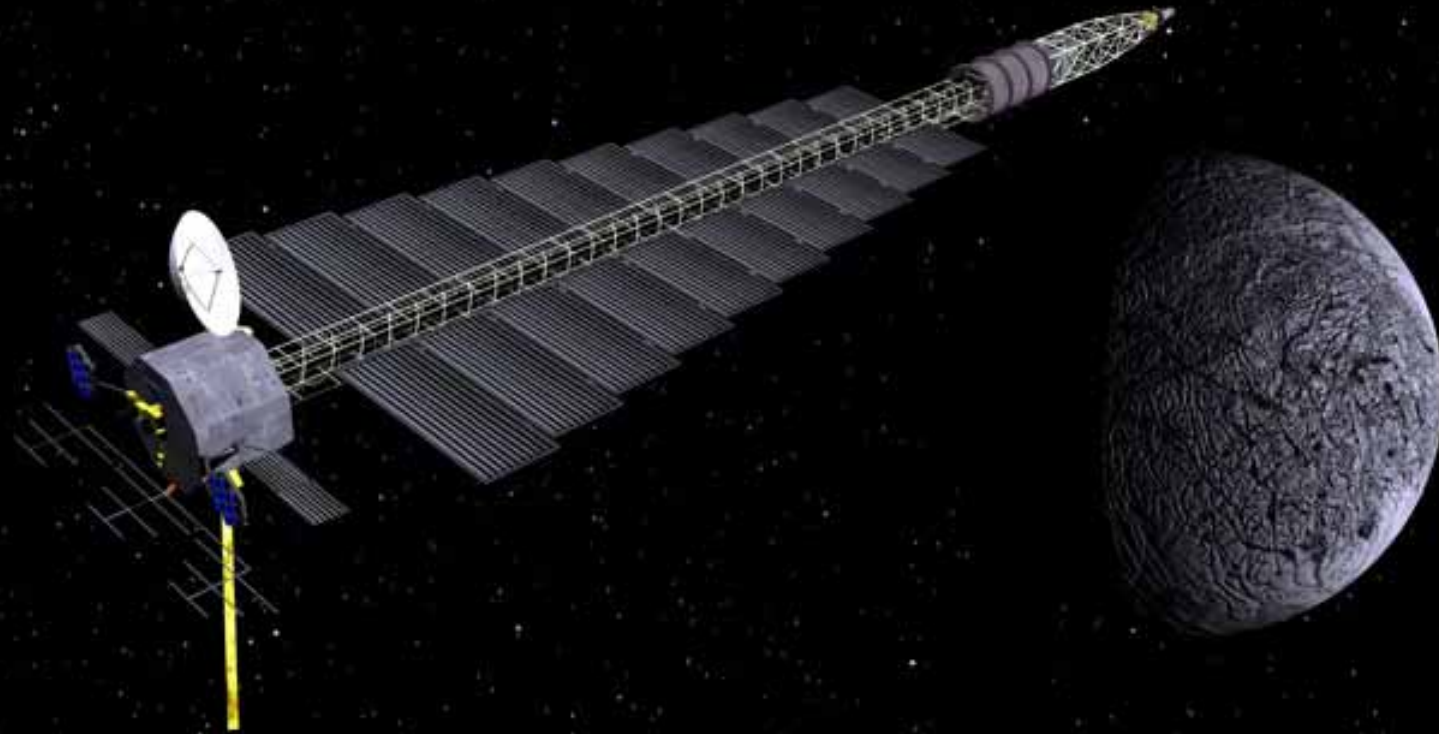
# イオンエンジン



# イオンエンジン

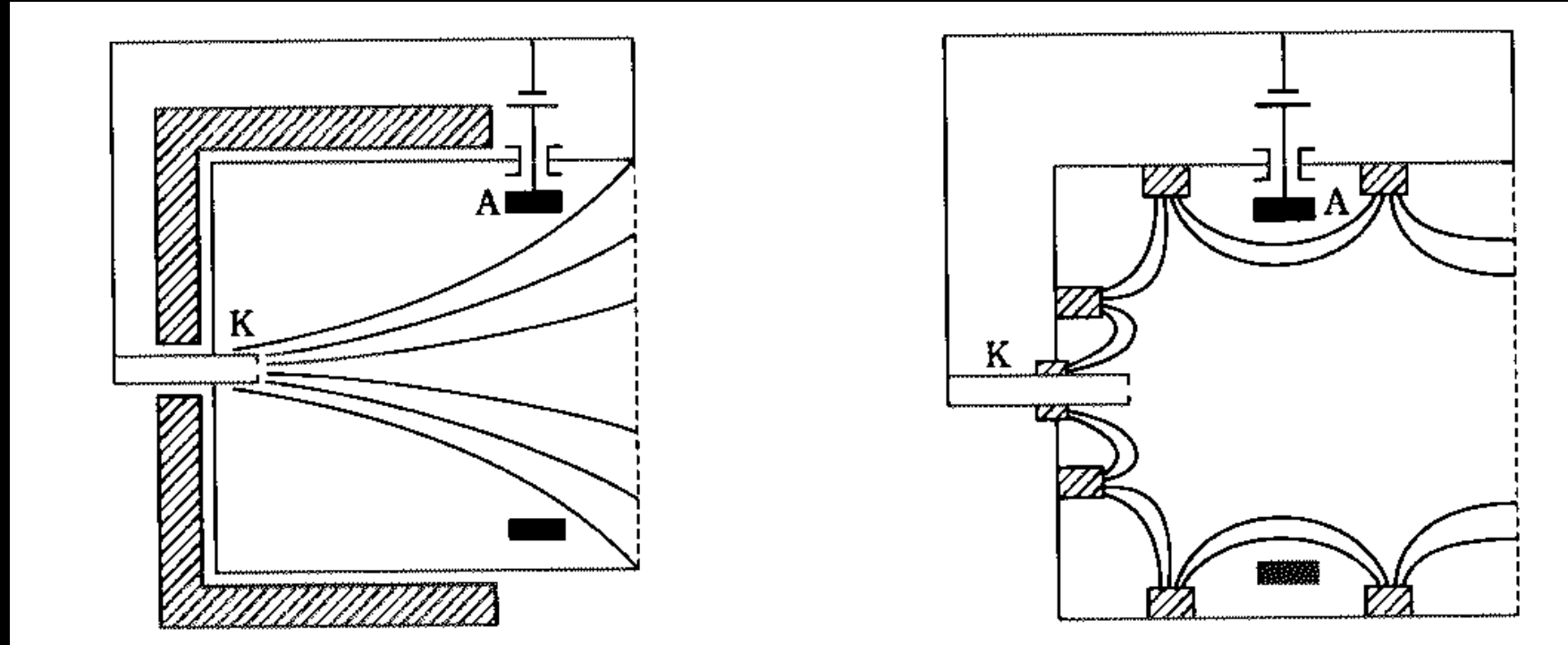
プロメテウスプロジェクト

JIMO (Jupiter Icy moons orbiter)



100kW級イオンエンジン 要求寿命6-10年

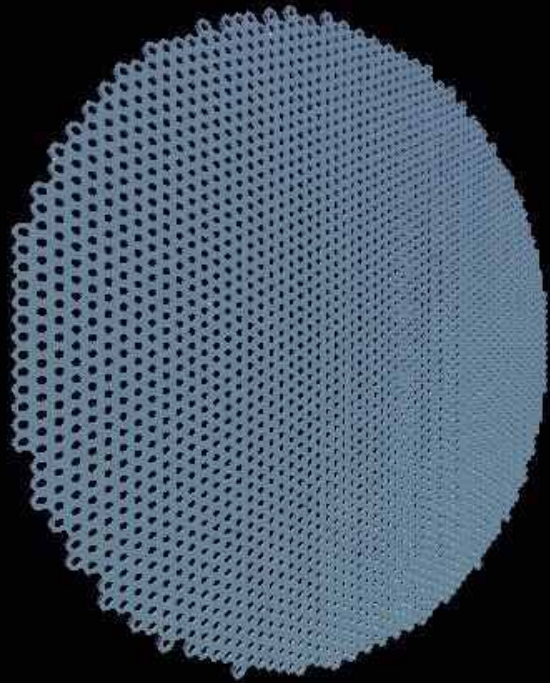
# イオンエンジン



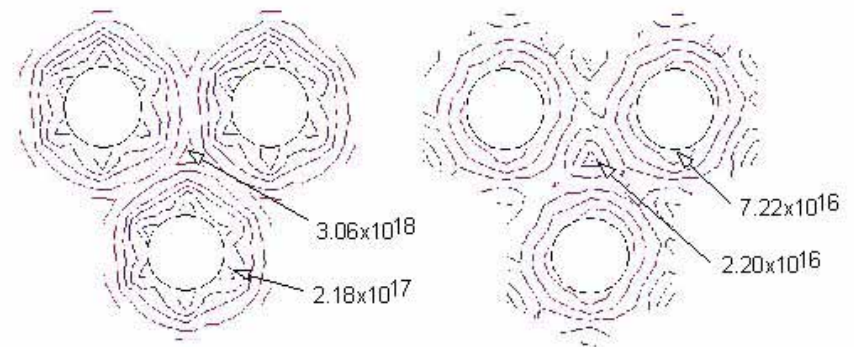
カウフマン型

カスプ磁場型

# イオンエンジンの寿命



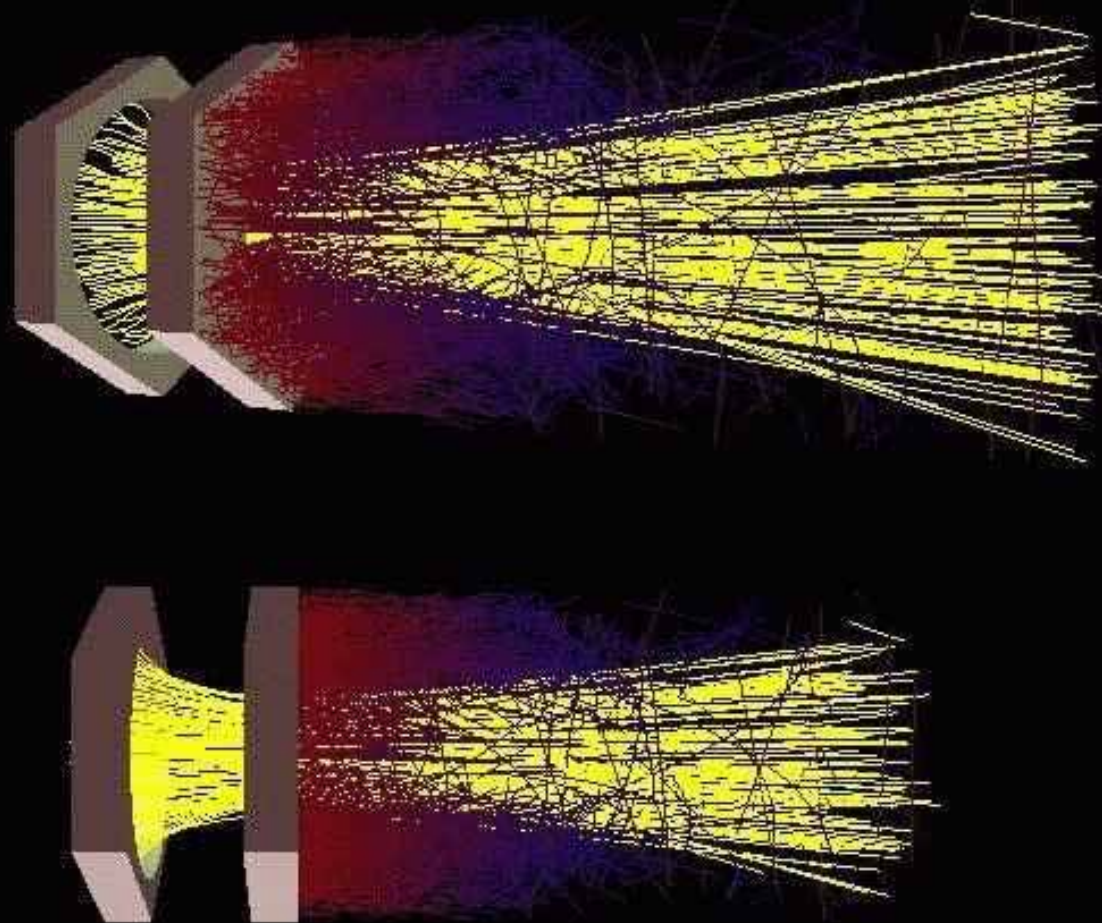
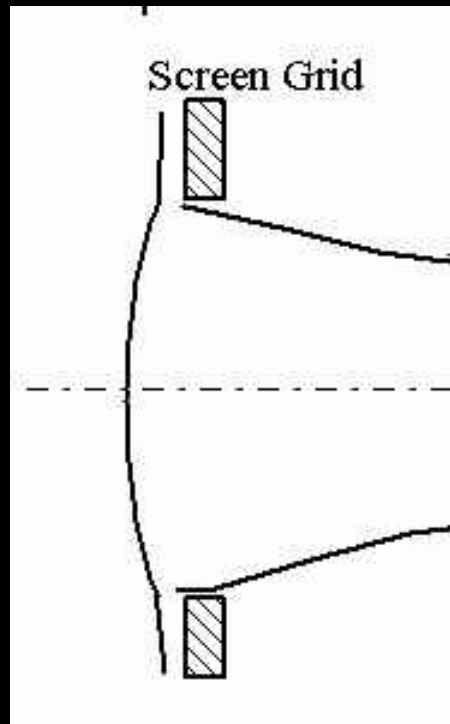
Erosion Pattern on the Downstream Surface of the Accelerator Grid



Ground-Based Test Condition

Space-Based Operating Condition

# イオンエンジンの寿命



# はやぶさのグリッド



# 長寿命化への取り組み

**JIEDI (JAXA Ion Engine Development Initiative)**

イオンエンジン加速グリッドの耐久性を評価するための数値解析ツール

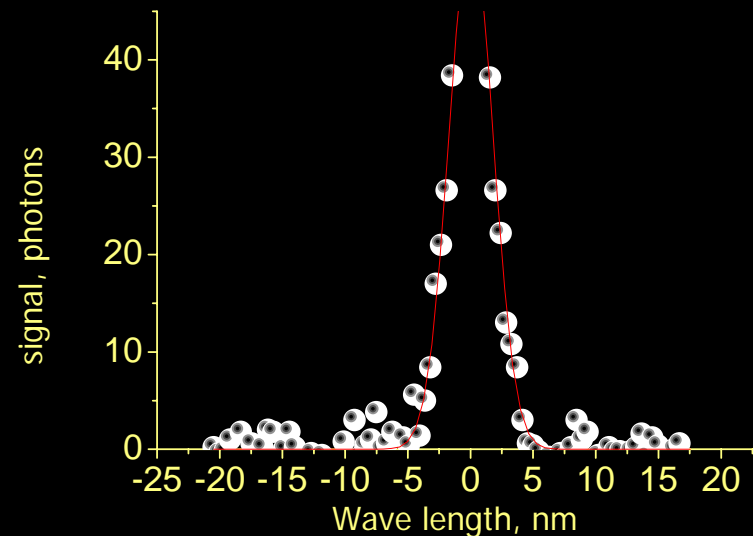
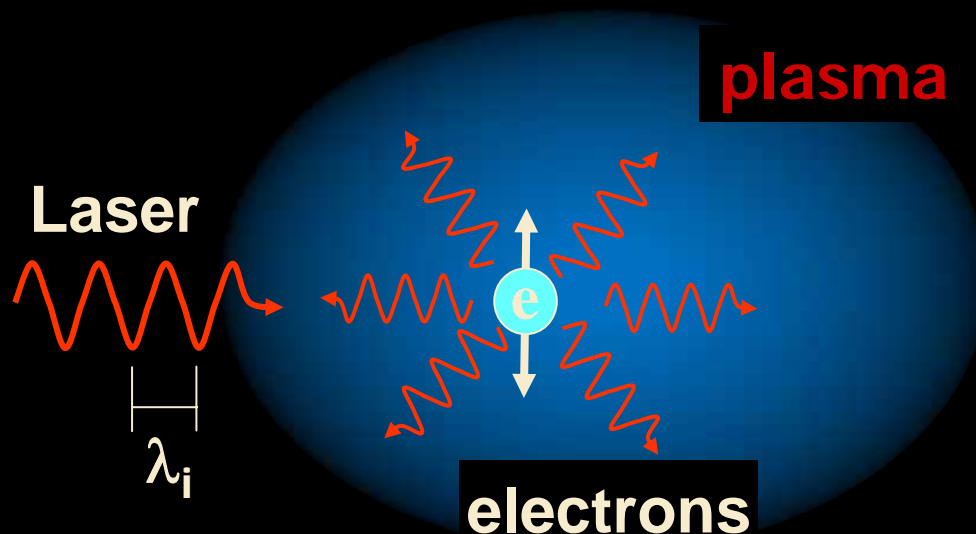
- スパッタ率の測定
- プラズマ状態の計測

**QCM**

**トムソン散乱**

# Laser Thomson Scattering (LTS)

Nonintrusive method for measuring electron properties  
scattering of laser radiation by free charged particles



Background

**LTS**

Experiment

Conclusion



# Hall thruster

現在最も注目されているスラスタ



様々なミッションに搭載および搭載予定である

## Mission

- North South Station keeping
  - MBSAT (モバイル放送用)
  - iPSTAR (ブロードバンド用)
- To the Moon
  - SMART-1
- Orbit transfer(LEO to GEO)

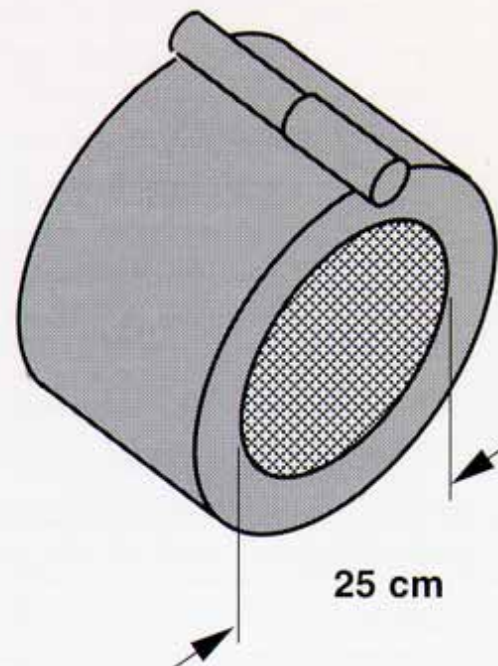
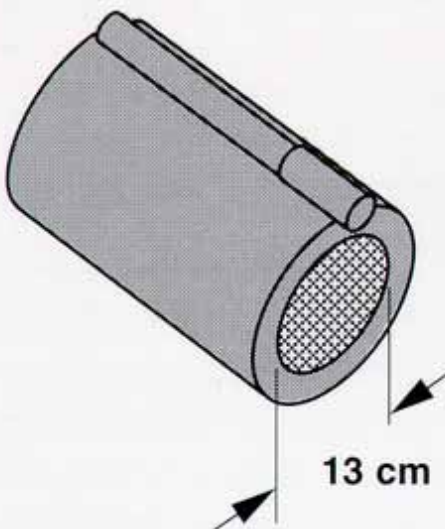
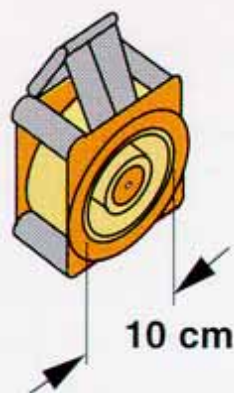


# ホールスラスタ

**SPT-100**

**13 cm ion**

**25 cm ion**



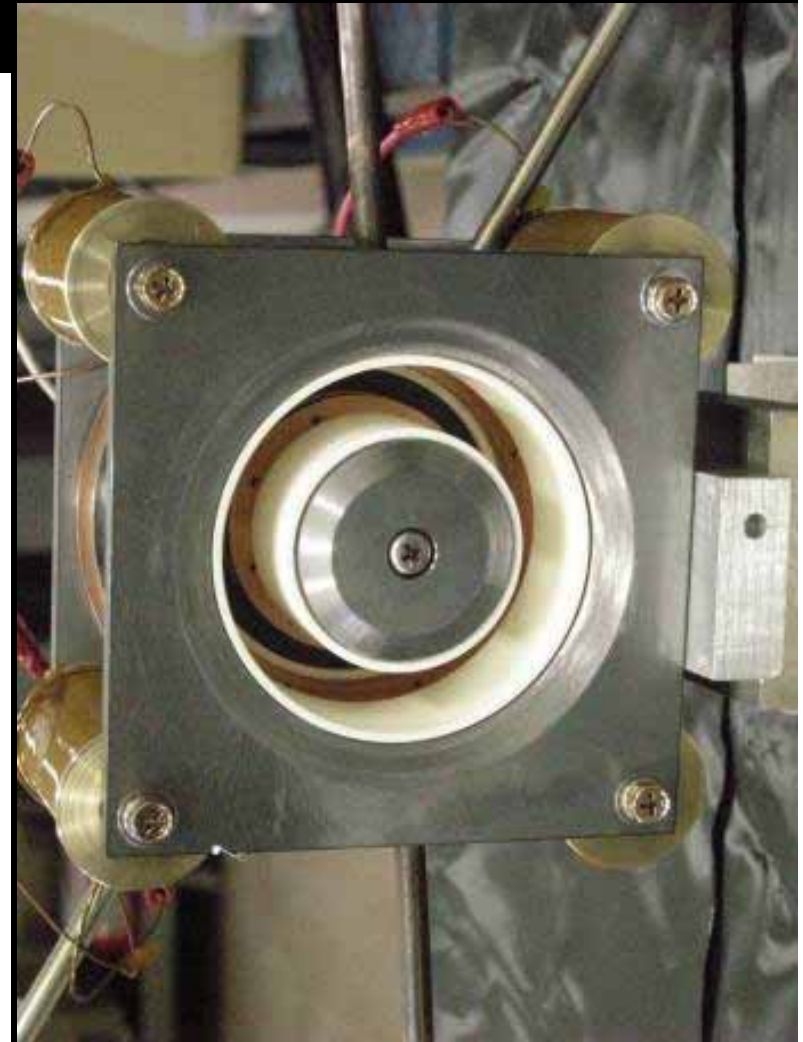
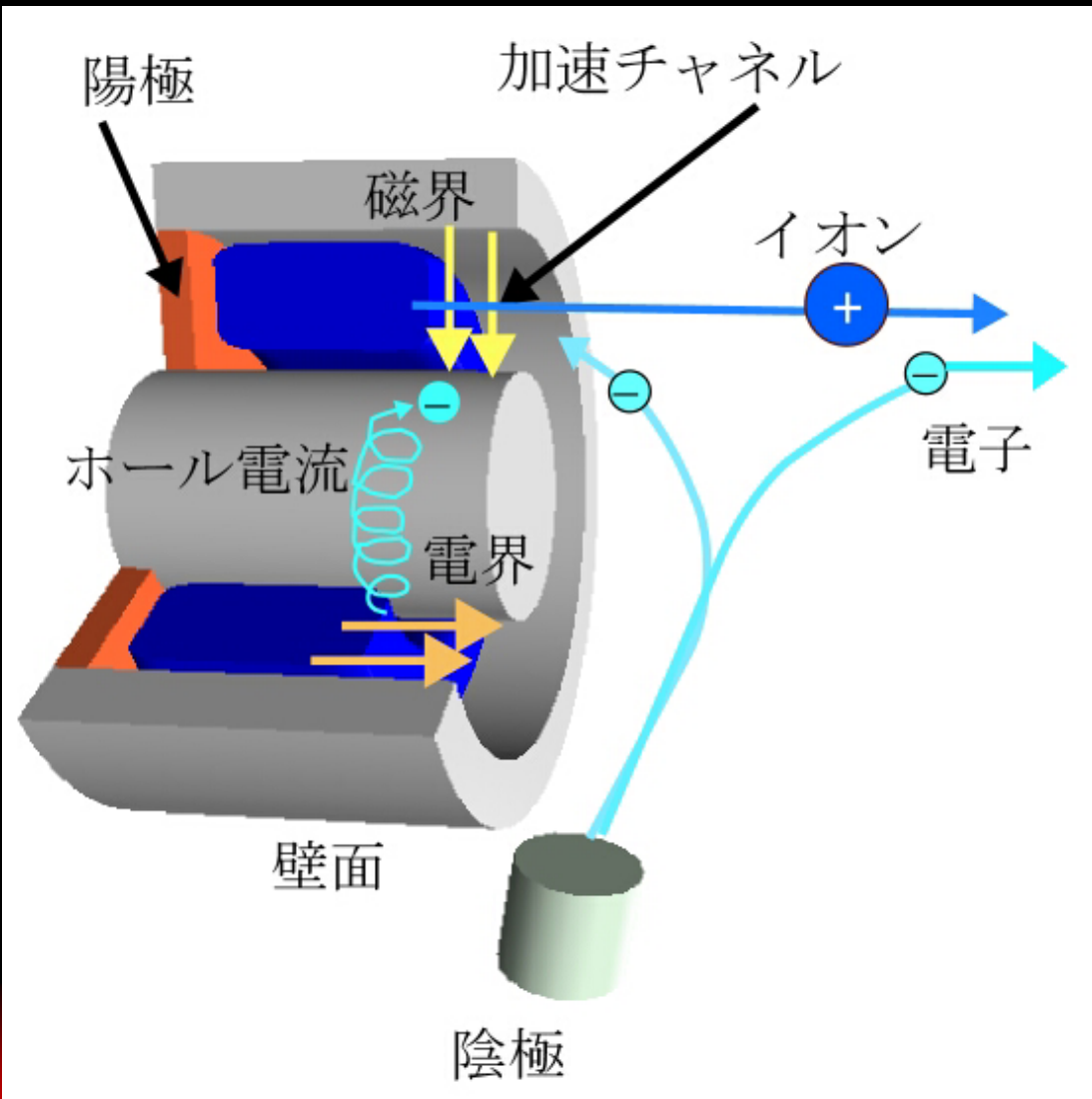
***Thrust Level***

**83 mN**

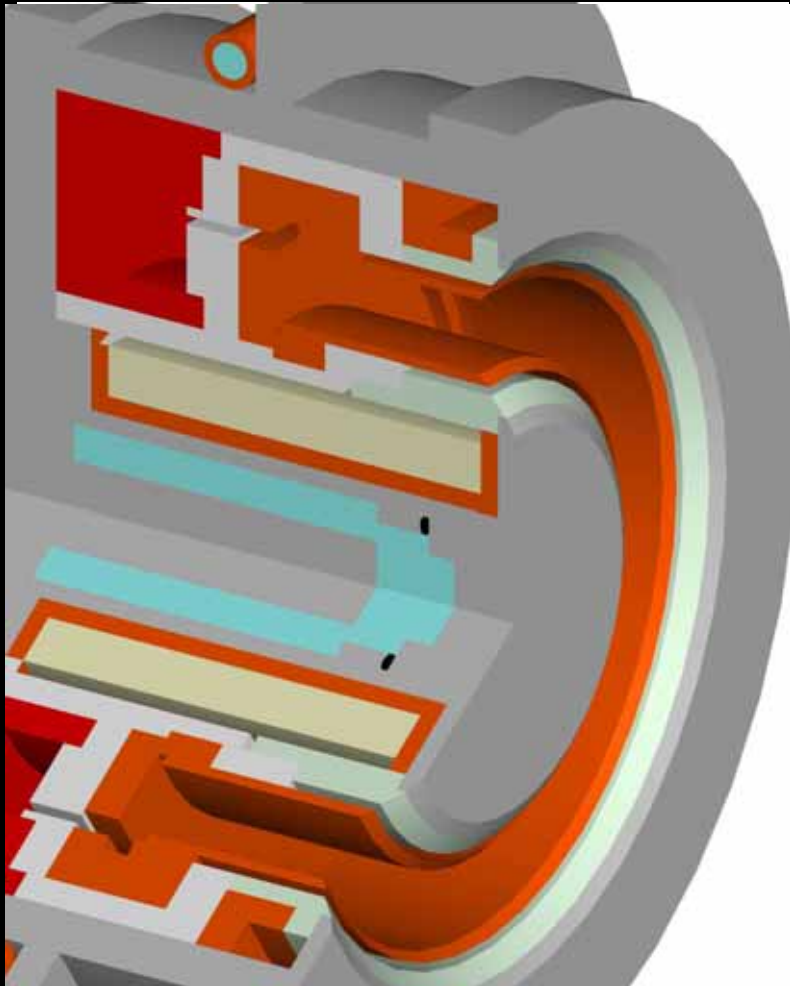
**18 mN**

**63 mN**

# Hall thruster



# What is a life-limiter for Hall thrusters?



Acceleration channel  
Magnetic field profile change

wall was sputtered  
wall,



- Operation becomes unstable
  - Thrust performance decreases
  - Redeposit and form coatings on spacecraft surfaces

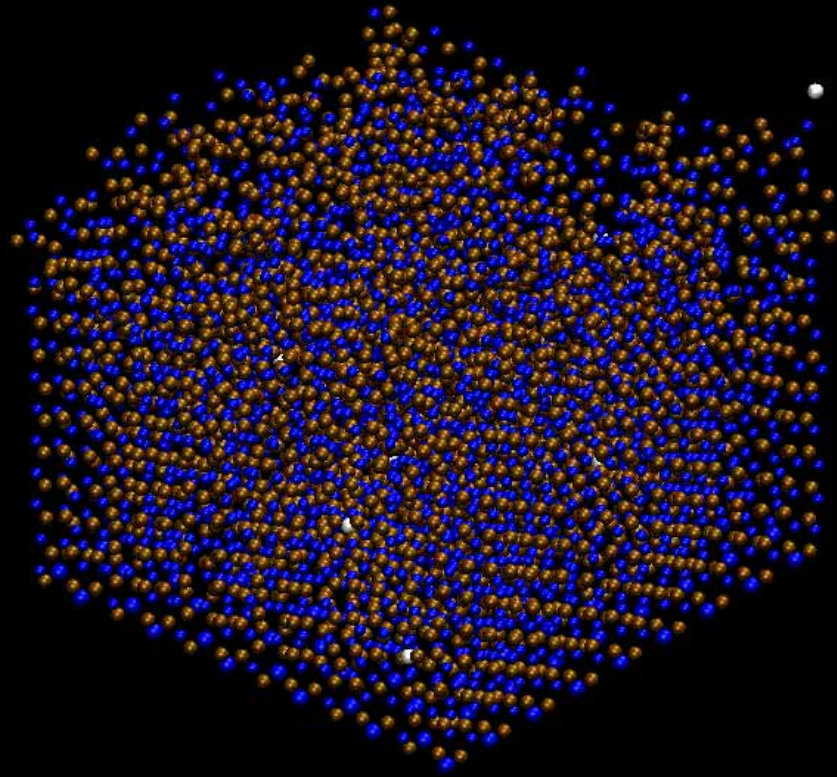
Background

CRDS

Experiment

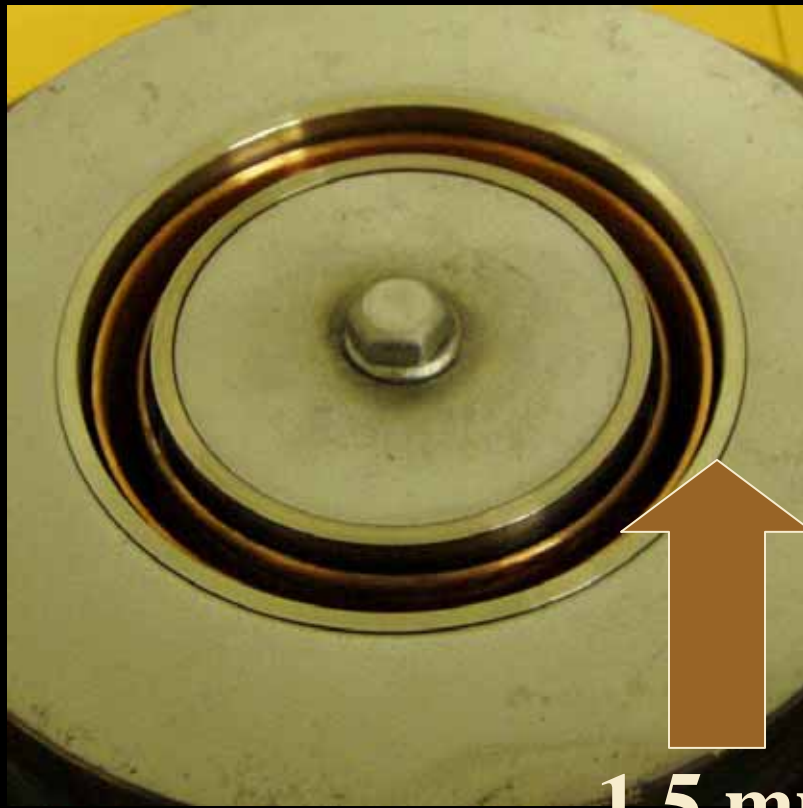
Conclusion

# スパッタリング



# Lifetime of Hall thrusters

**Before Operation**



**1.5 mm**

**After Operation**



**0.3 mm**

**Backgroun**

**CRDS**

**Experiment**

**Conclusion**

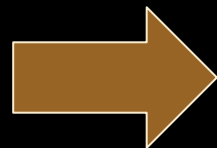
# 長寿命化のためには？

寿命のパラメータ依存性



スラスト形状や作動条件の最適化

しかしながら、実時間の耐久試験には  
莫大な費用と時間がかかる



耐久性の評価システムが必要

# 耐久性評価システムに求めるもの

- 低い損耗量を測定できる高い感度
- 設置の容易さ
- 早い時間応答性

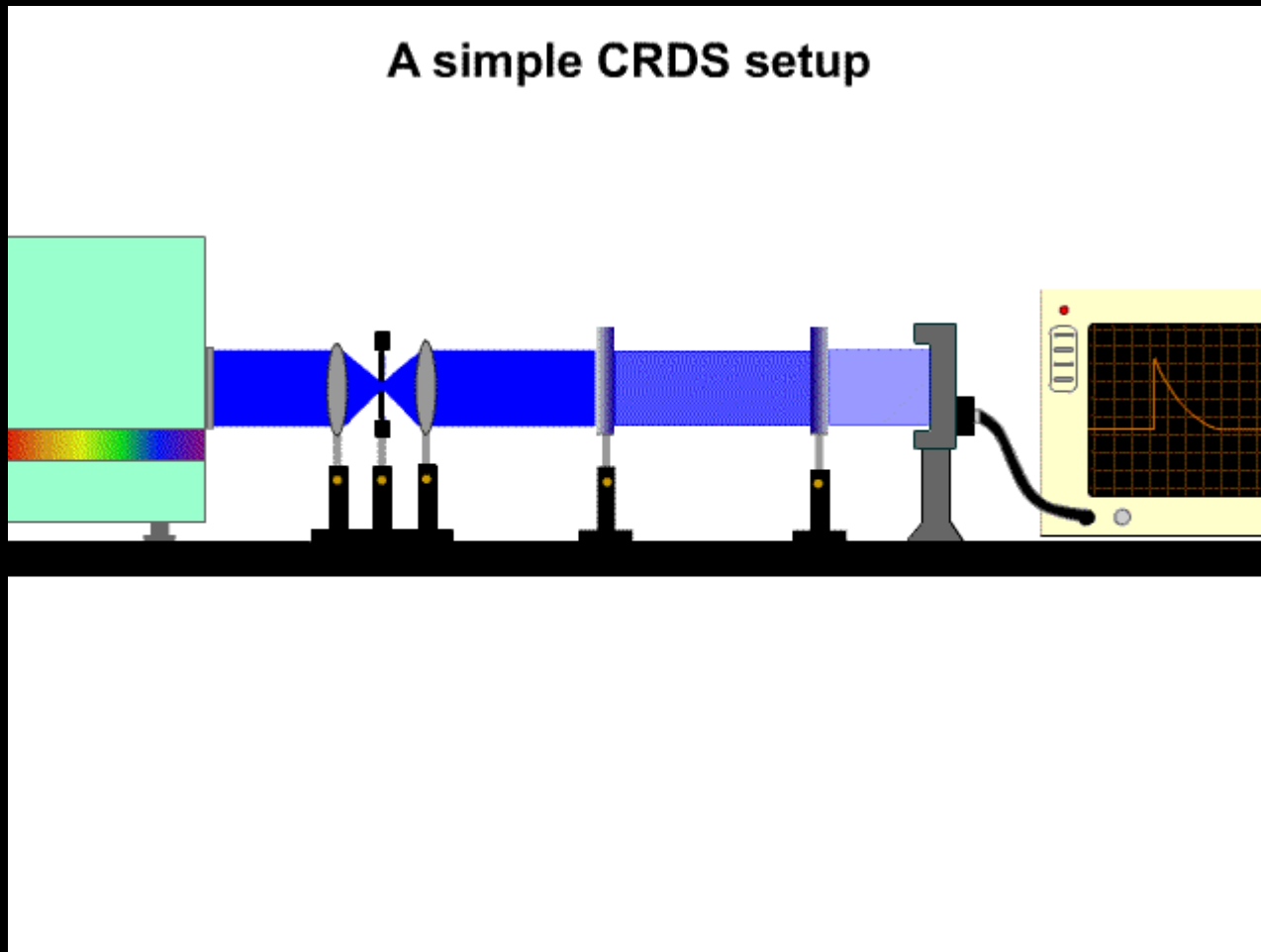
## technique

- 質量ロス(形状変化)
- 質量分析器
- QCM(Quartz Crystal Microbalance)
- 放射線物質追跡
- 発光分光法
- レーザー誘起蛍光法
- **Cavity Ring-Down Spectroscopy**



# CRDS

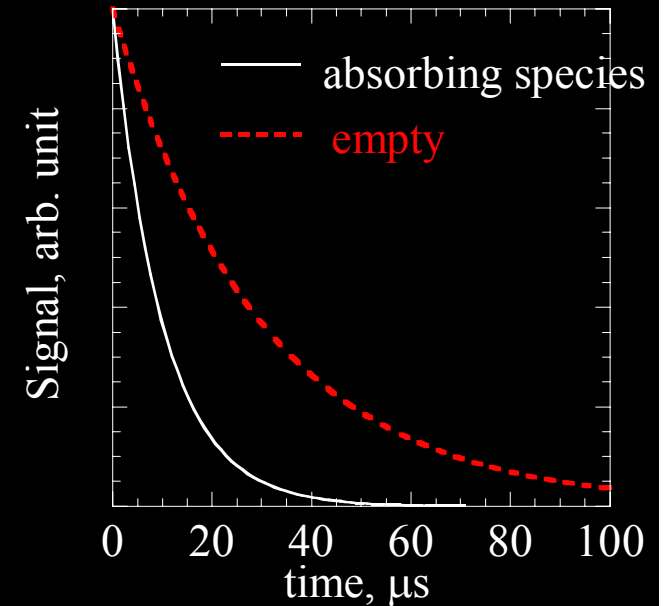
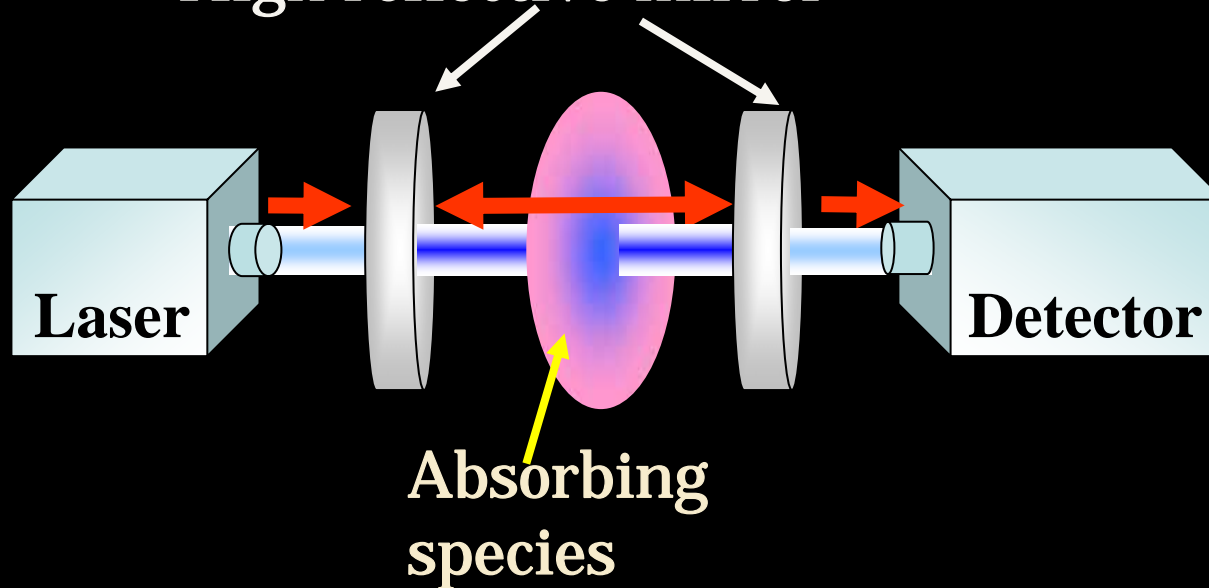
A simple CRDS setup



# Cavity Ring-Down Spectroscopy

High finesse optical cavity

High reflective mirror



$R=0.9999$   $\rightarrow$  10,000 passes

Background

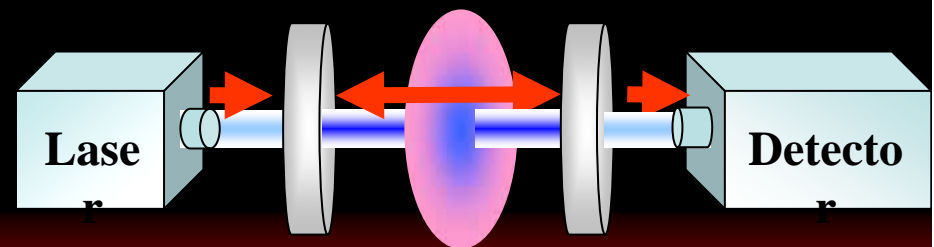
CRDS

Experiment

Conclusion

# Cavity Ring-Down Spectroscopy

- 高感度
- ほぼ実時間での測定が可能
- ほぼどのような場所にも設置可能
- 基底状態の温度・密度が測定可能
- 校正が不要
- レーザーの強度に依存しない



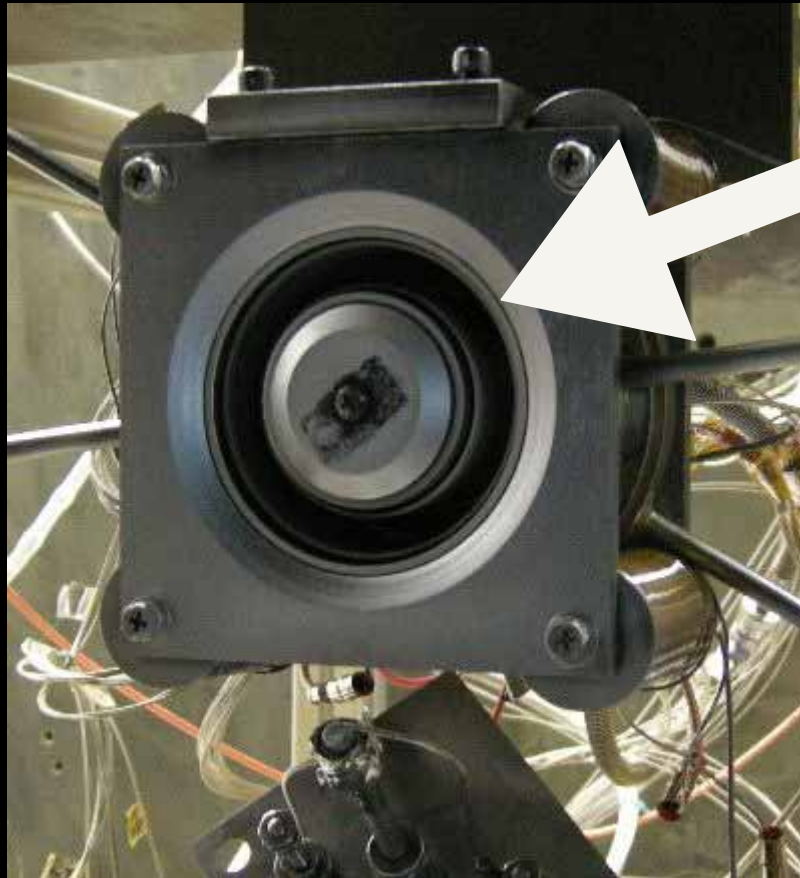
Background

CRDS

Experiment

Conclusion

# CRDS erosion sensor



SUS316



Target: Manganese atoms

Energy, eV

3.07

$3d^5({}^6S)4s4p({}^3P^{\circ})$

403.076 nm

0

$3d^54s^2$  ground state

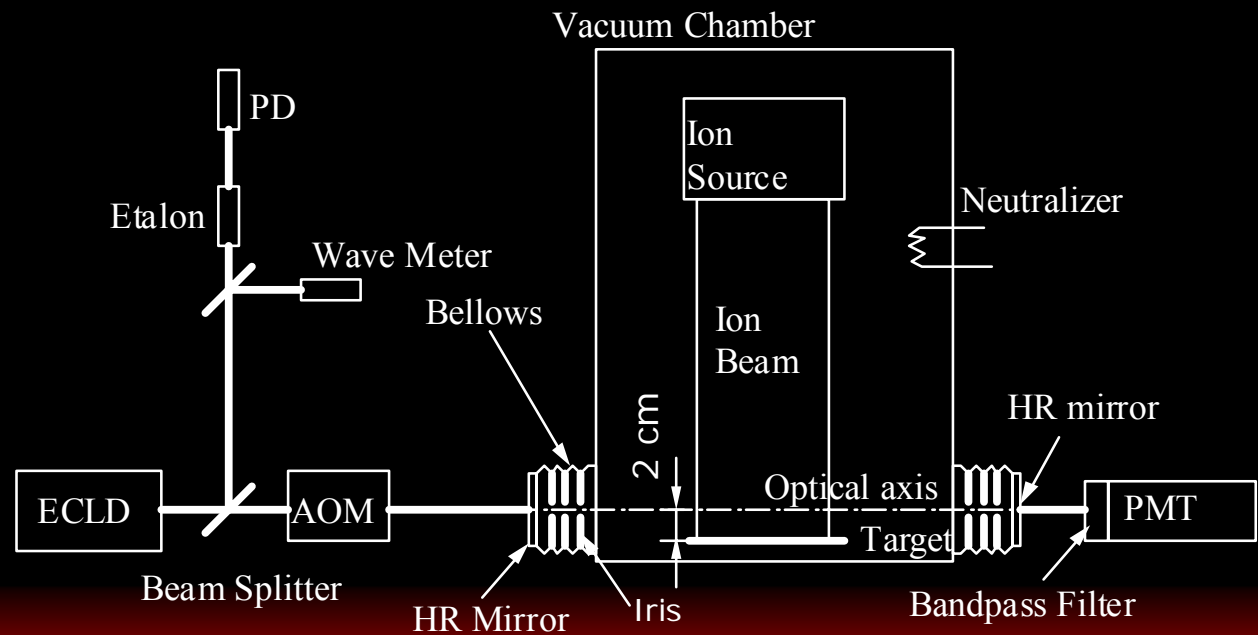
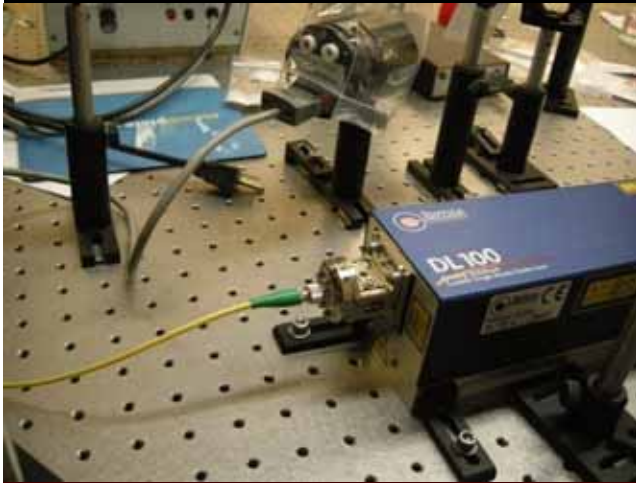
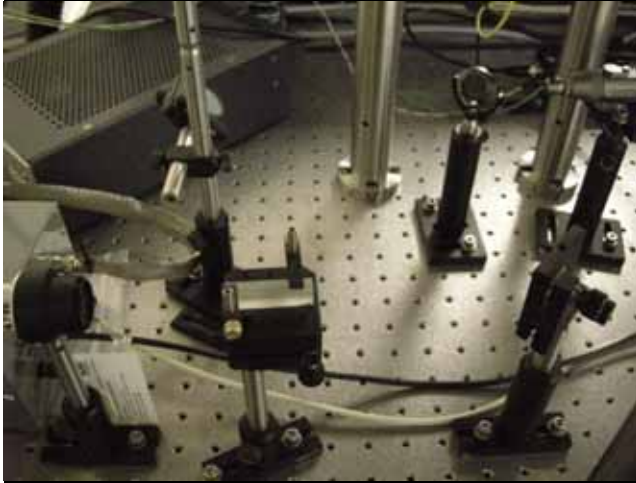
Background

CRDS

Experiment

Conclusion

# cw-CRDS Measurement System



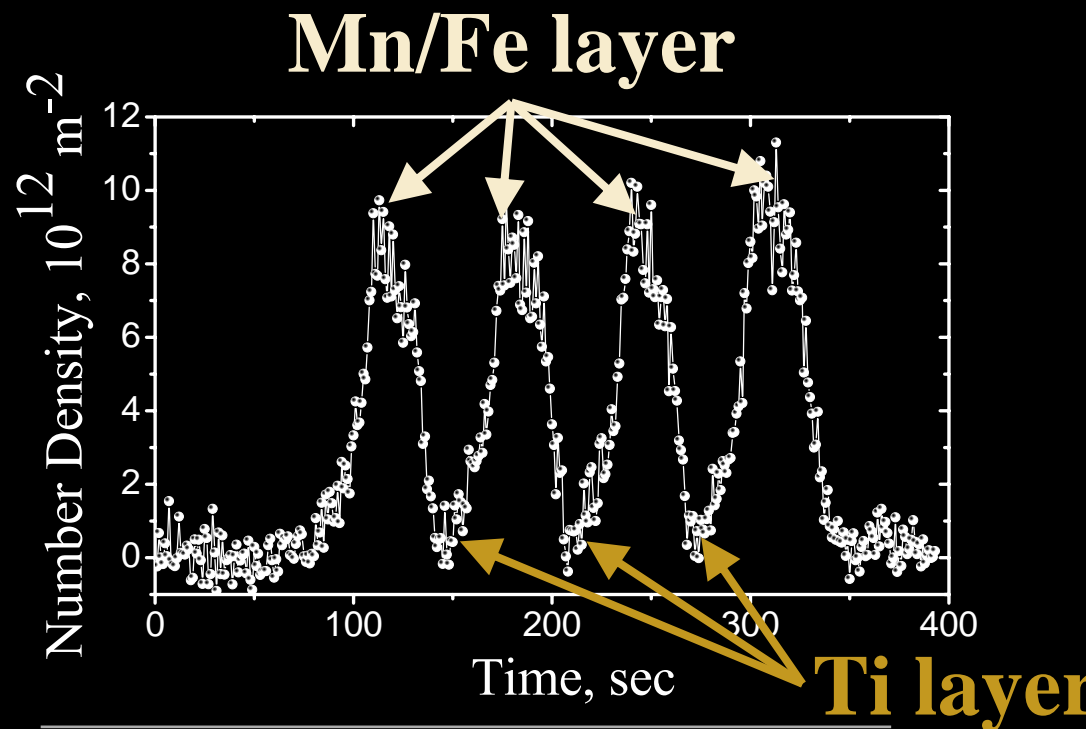
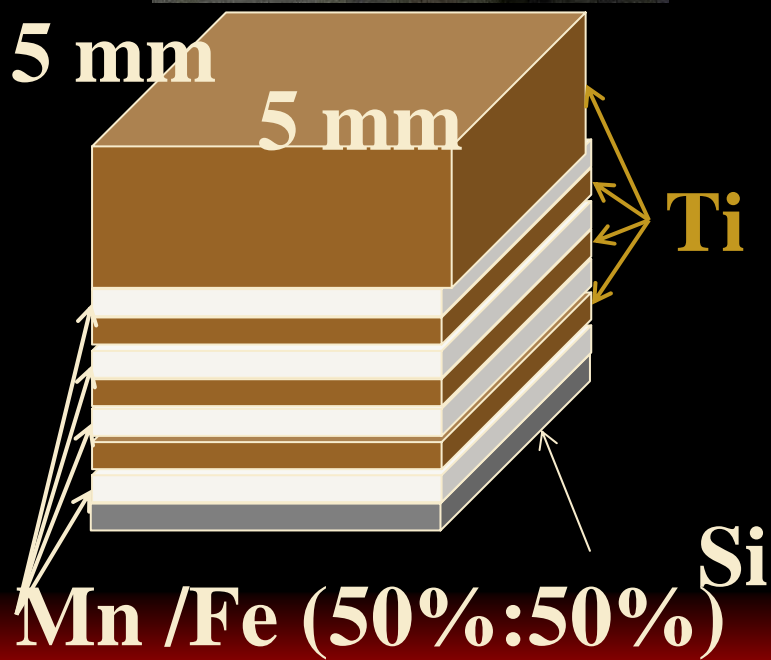
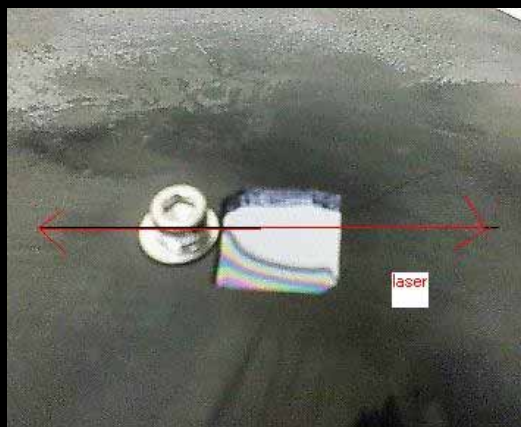
Background

CRDS

Experiment

Conclusion

# cw-CRDS Measurement System



CRDS theory

Mn/Fe  $\sim 13 \text{ \AA/s}$   $\sim 23 \text{ \AA/s}$

Ti  $\sim 5 \text{ \AA/s}$   $\sim 7 \text{ \AA/s}$

Background

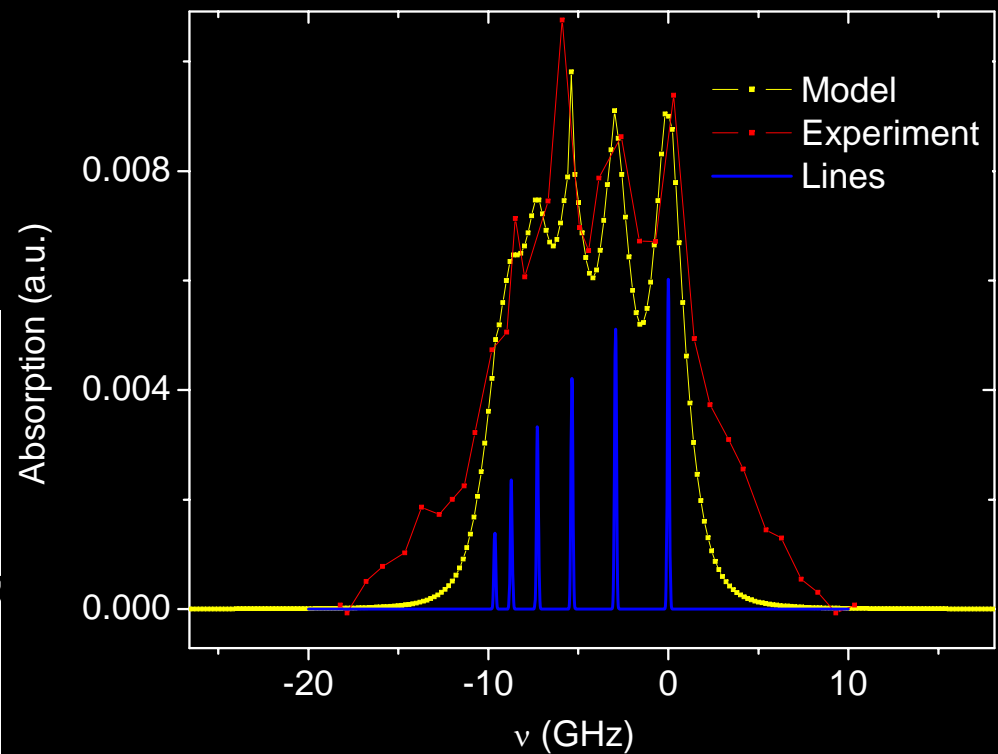
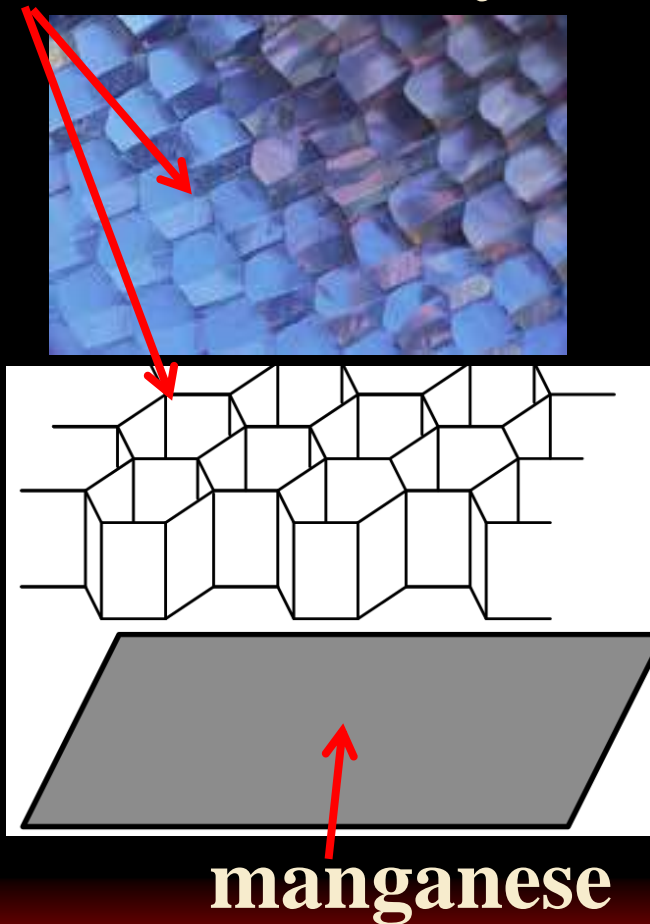
CRDS

Experiment

Conclusion

# Hyper-fine structure

## Aluminum honeycomb



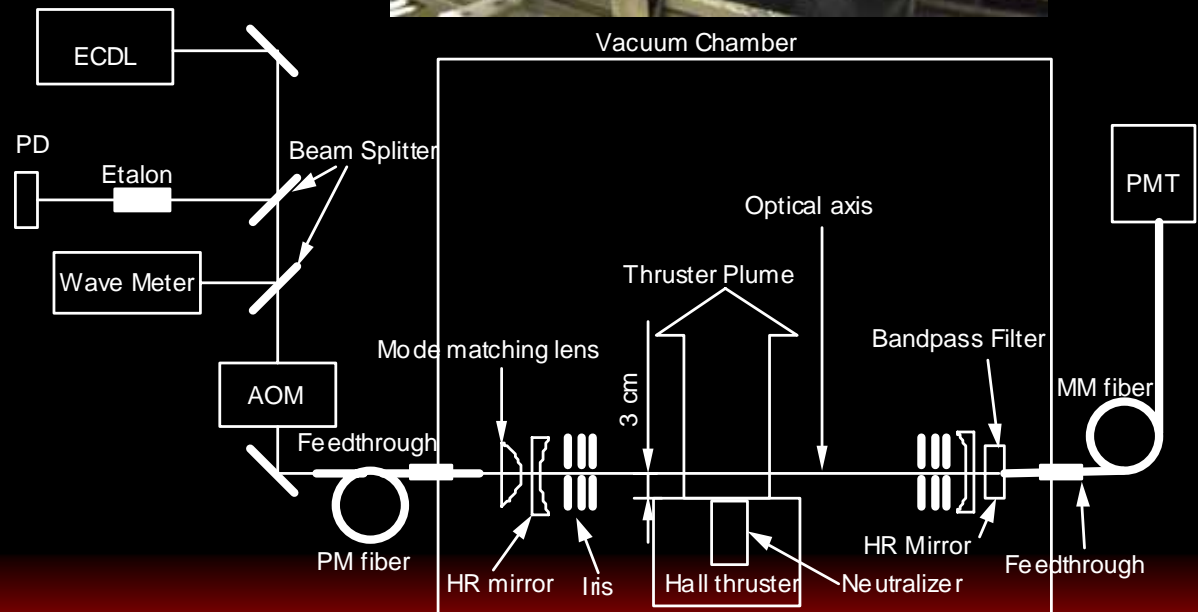
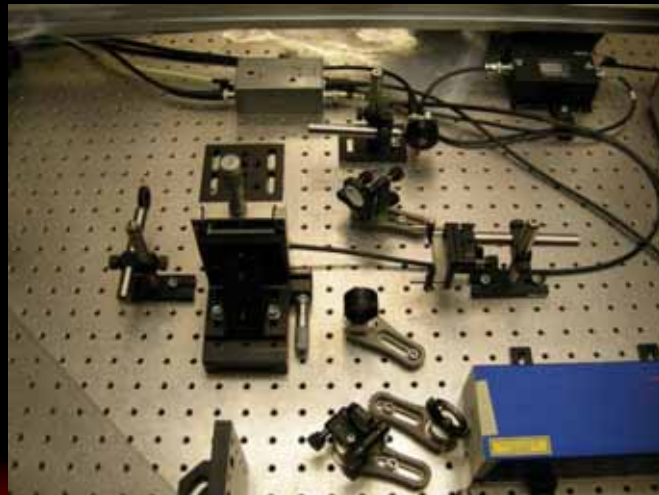
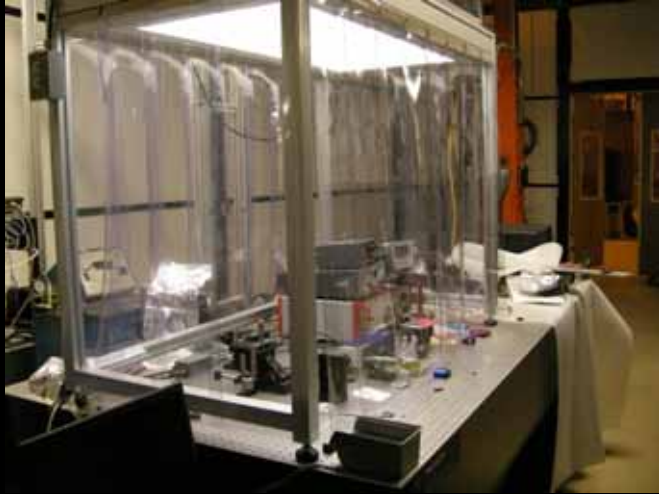
Background

CRDS

Experiment

Conclusion

# CW-CRDS Mn Measurement System



Background

CRDS

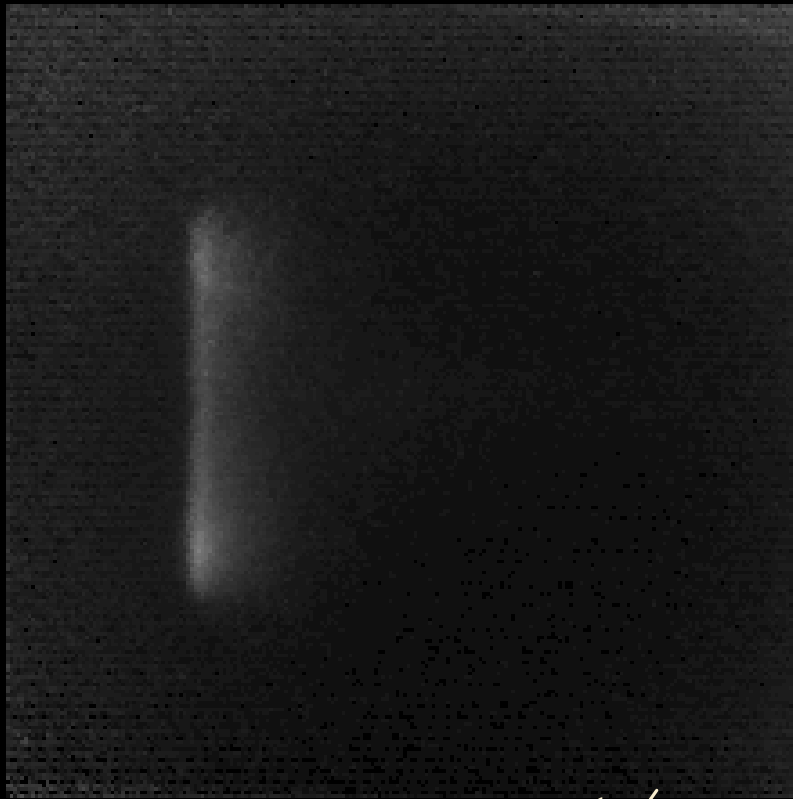
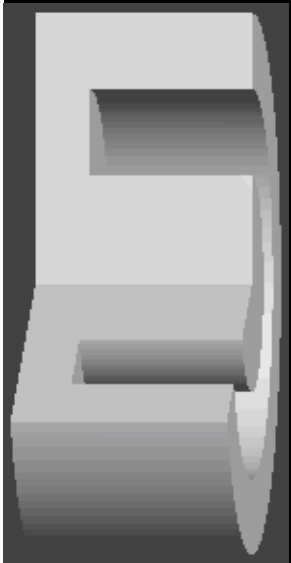
Experiment

Conclusion

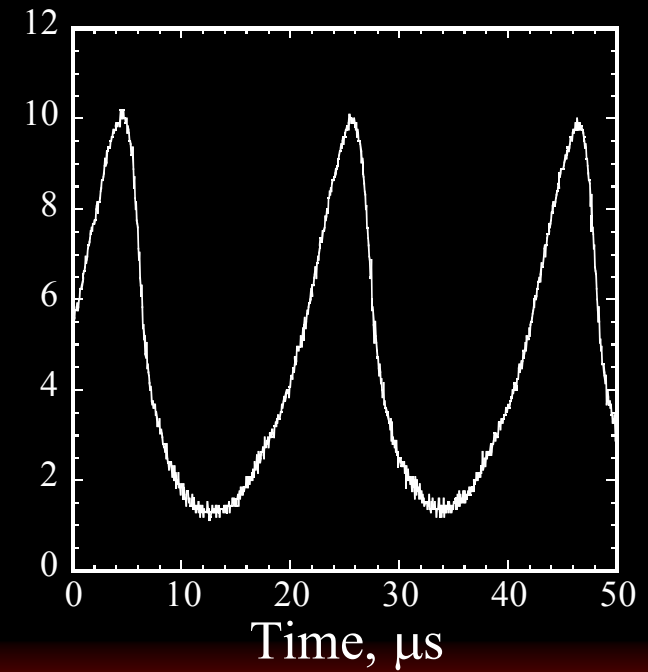


# Discharge oscillation

Thruster



Discharge current, A

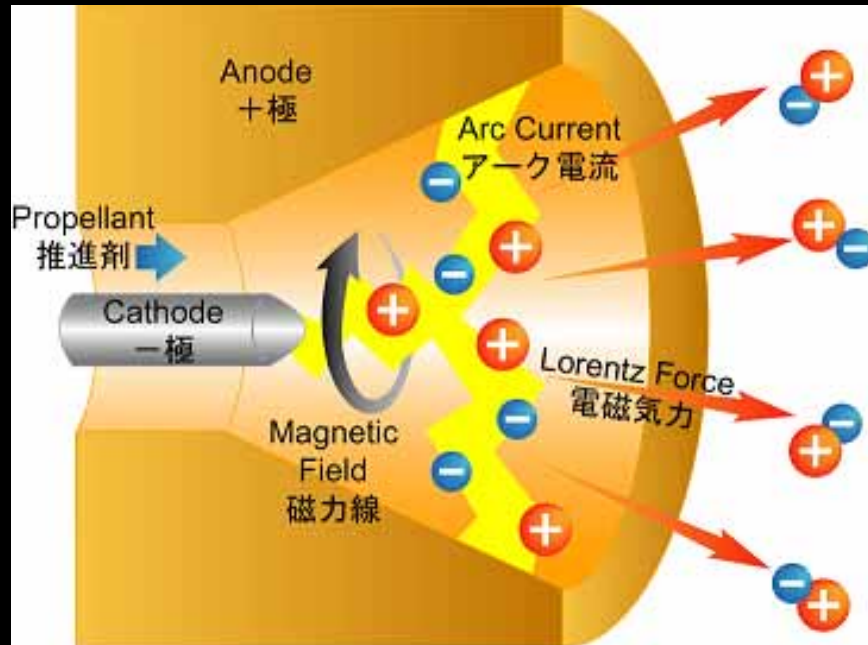


300,000 fps  
exposure time

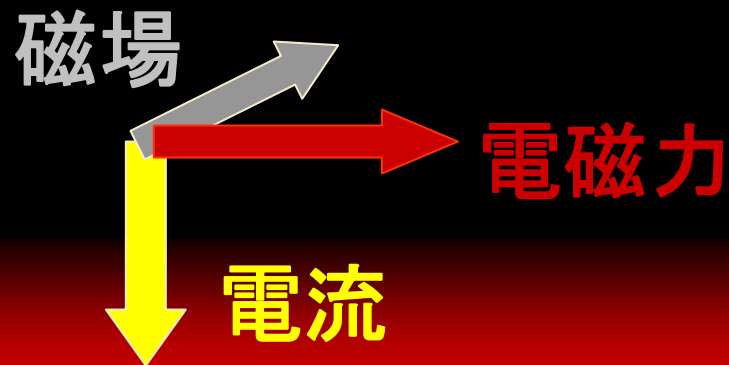
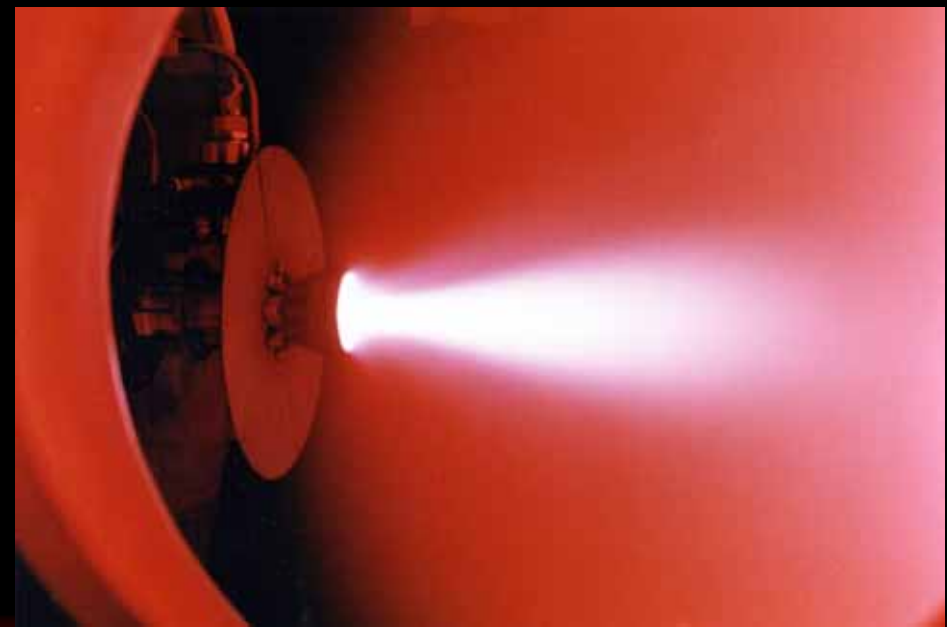
$1 \mu S$   
 $\frac{1}{37,500}$

# 電磁加速型

# MPDスラスタ



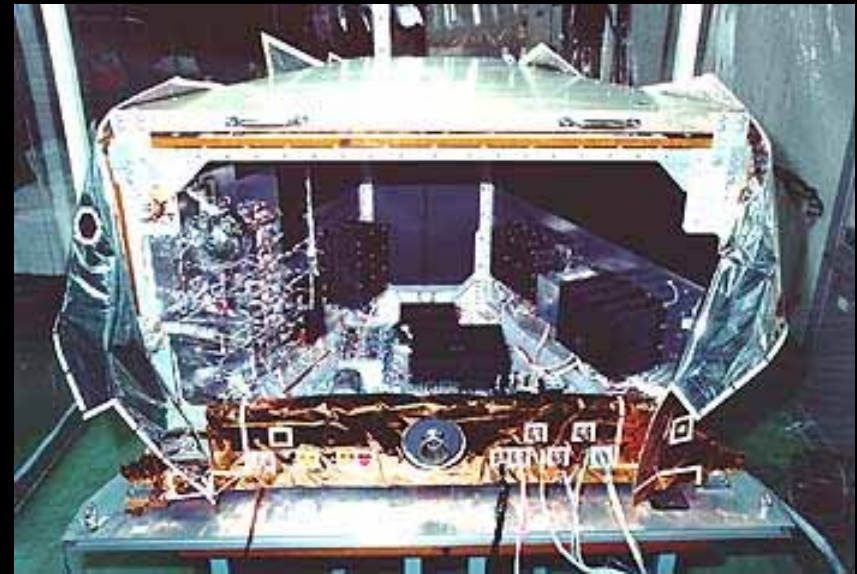
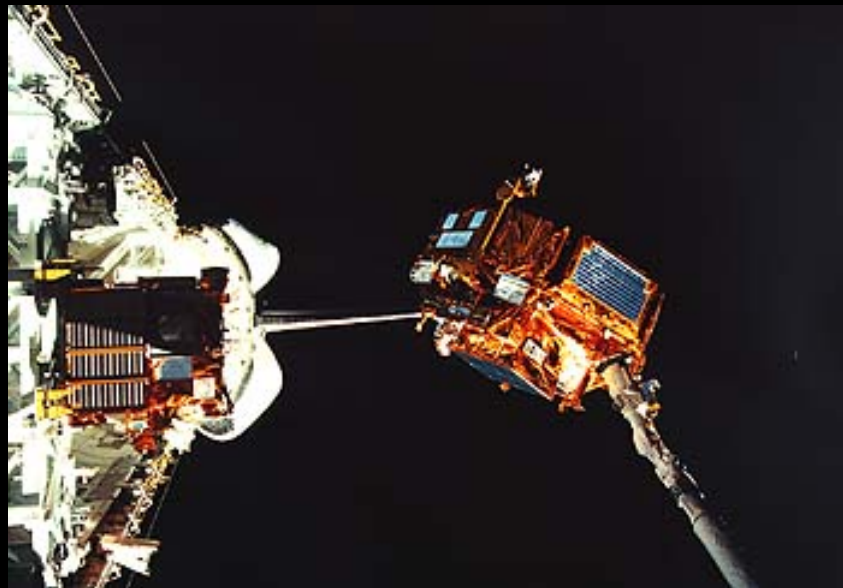
比推力: 1,000-6,000 sec  
エネルギー変換効率: 0.1-0.5  
推力: 数mN~数百N



数kAの放電電流が必要

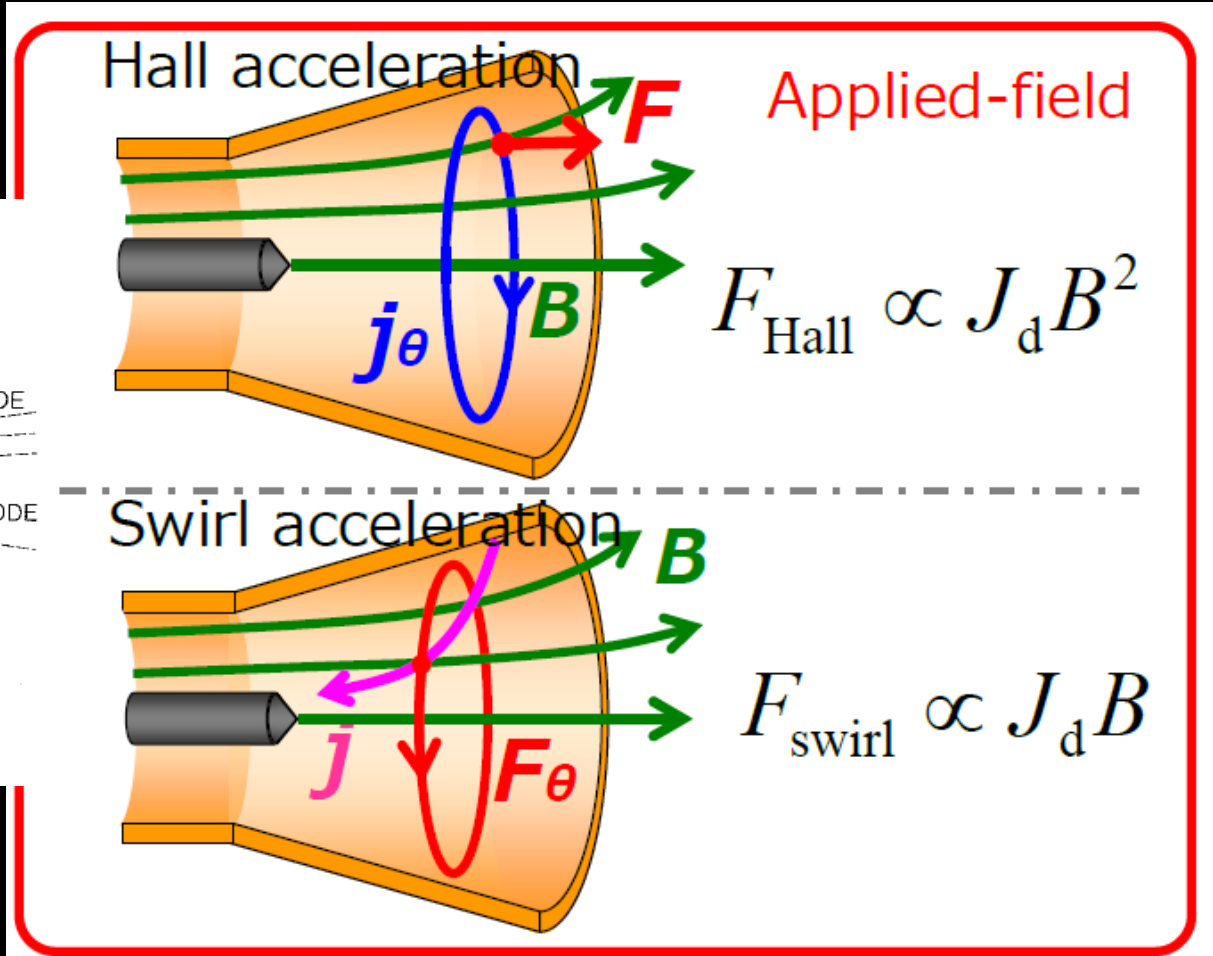
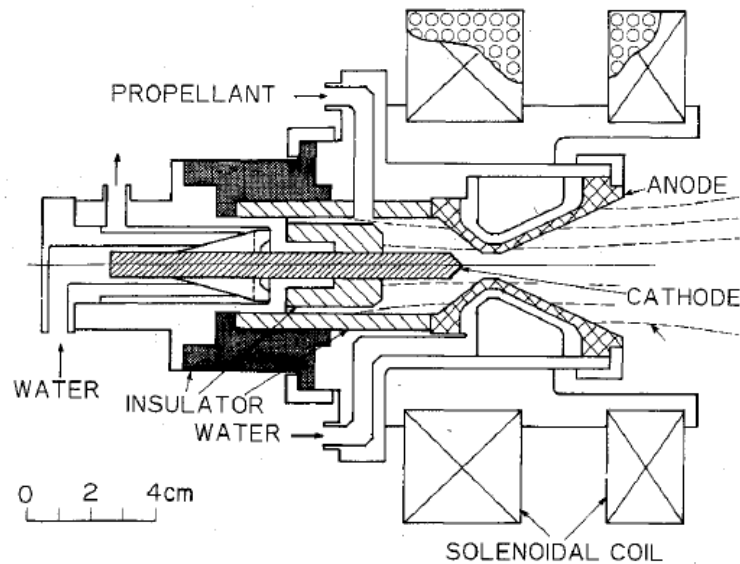
# MPDスラスタ

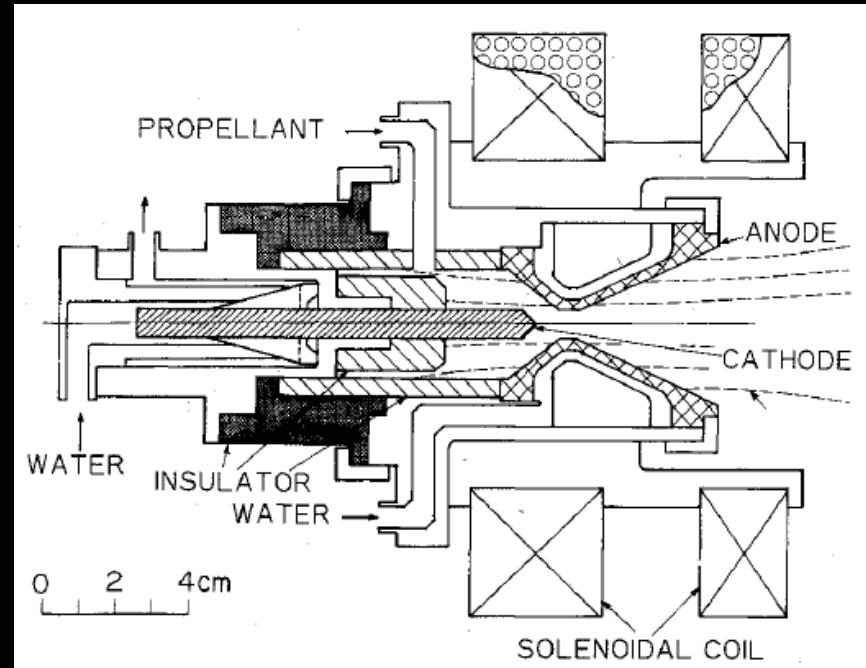
## Space Flyer Unit (SFU)



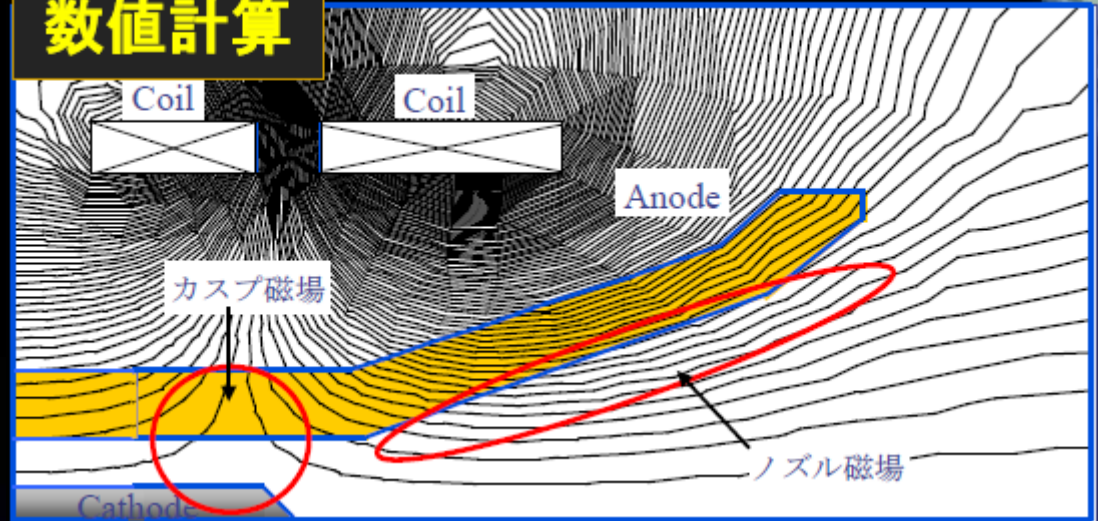
約150マイクロ秒のパルス状放電を0.5~1.8 Hzで43,395回繰り返す。  
比推力は1100秒, 推進剤はヒドラジン

# 外部磁場印加型MPD

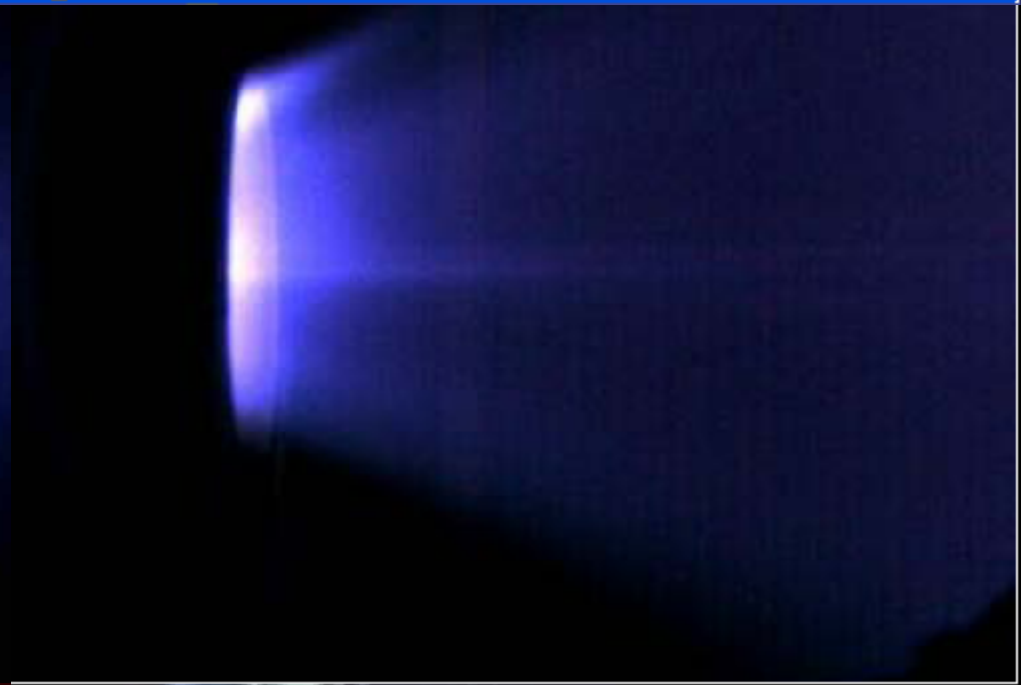




# 数値計算

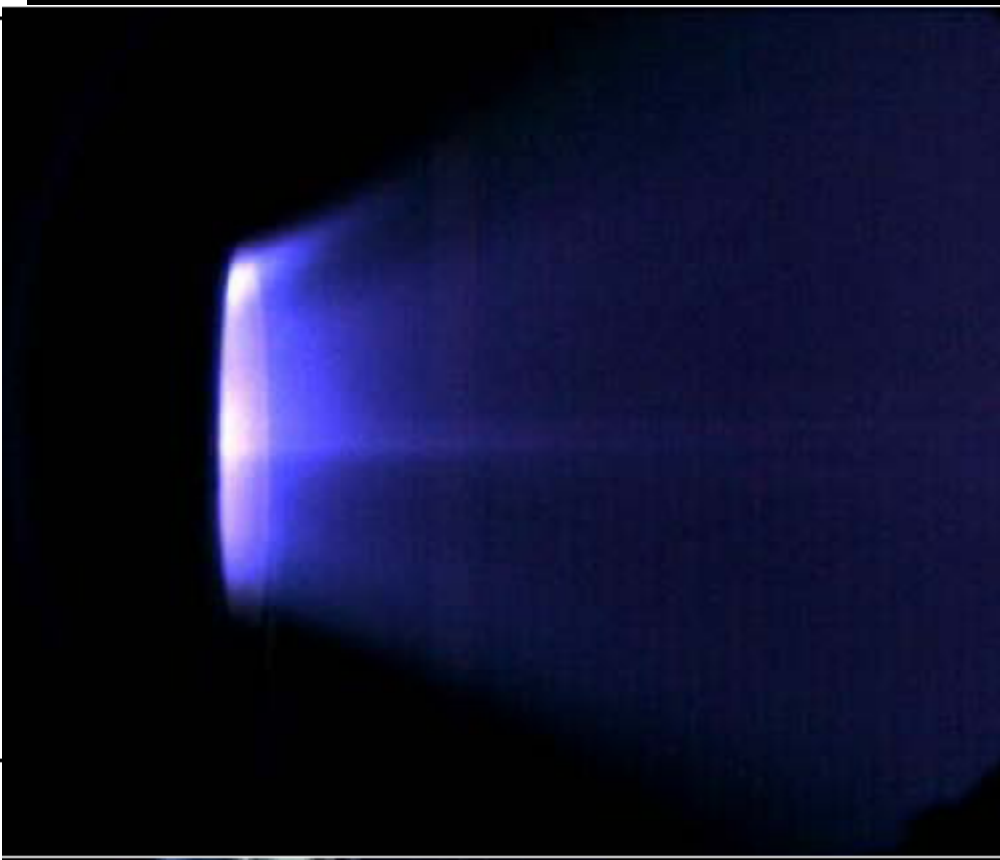
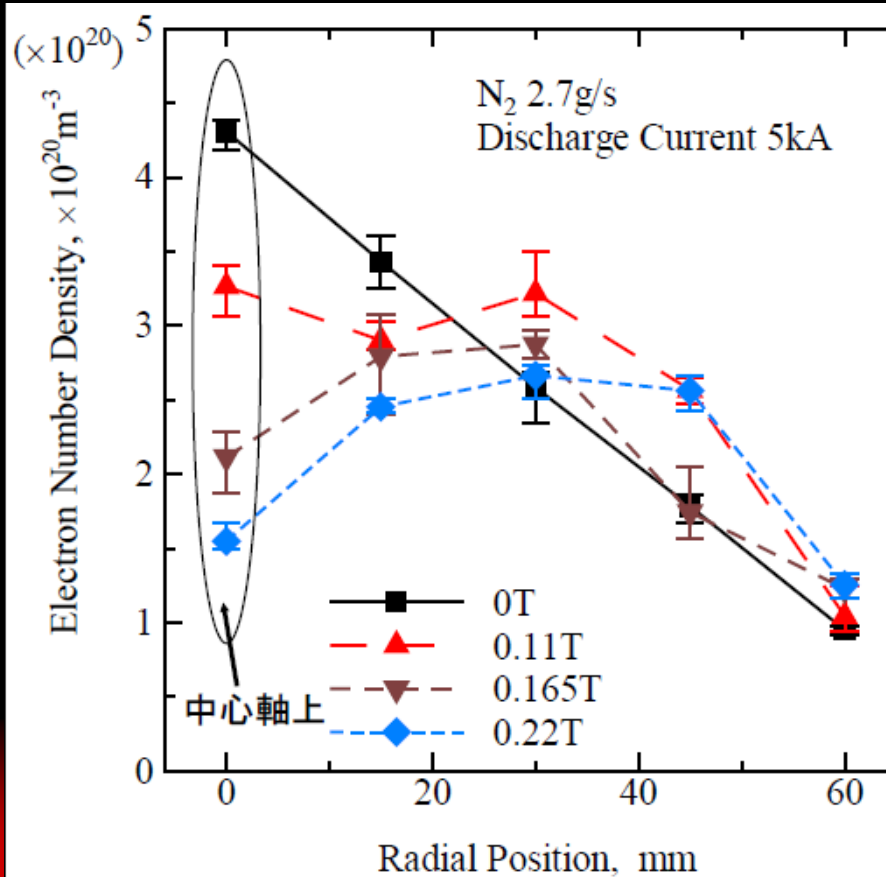


磁場無し



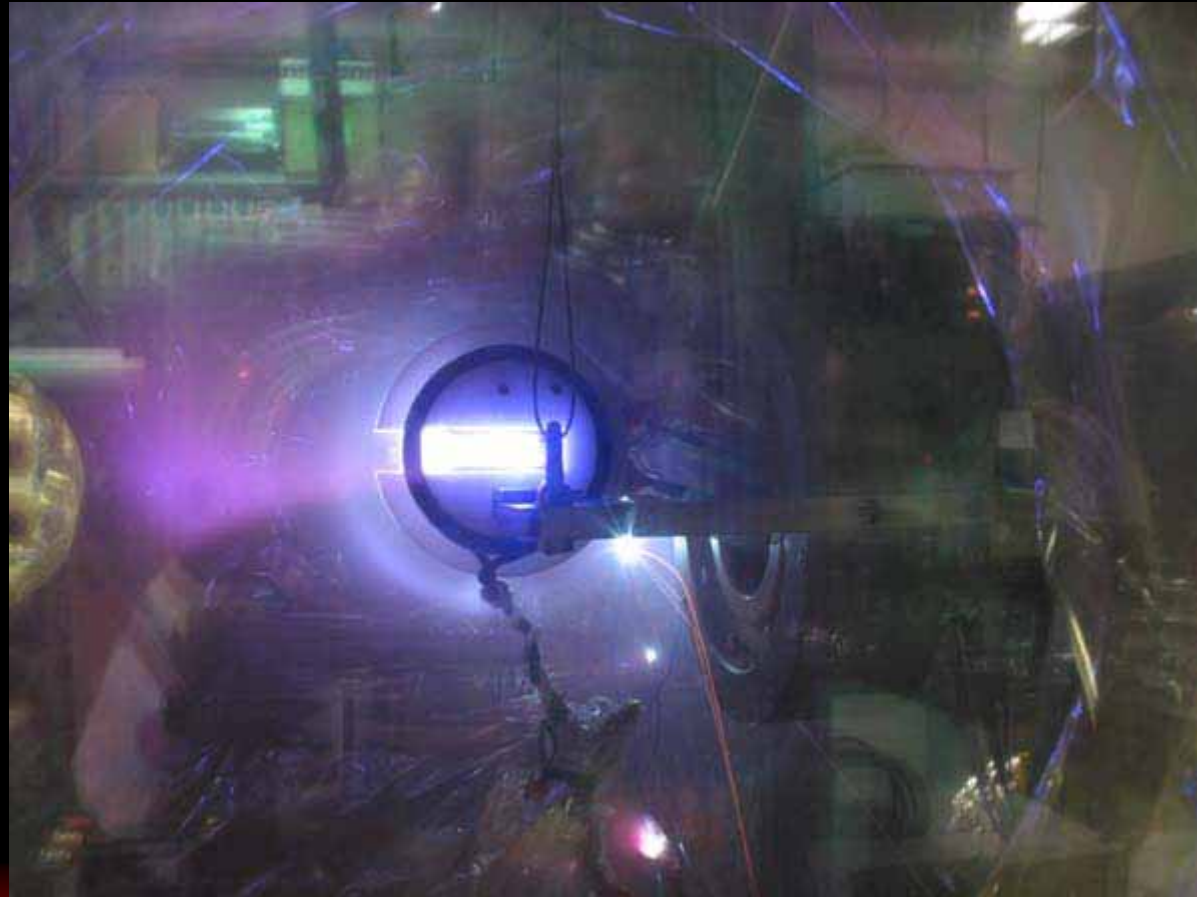
ノズル磁場

# プラズマは周方向のローレンツ力を受けて、 径方向外側に拡散

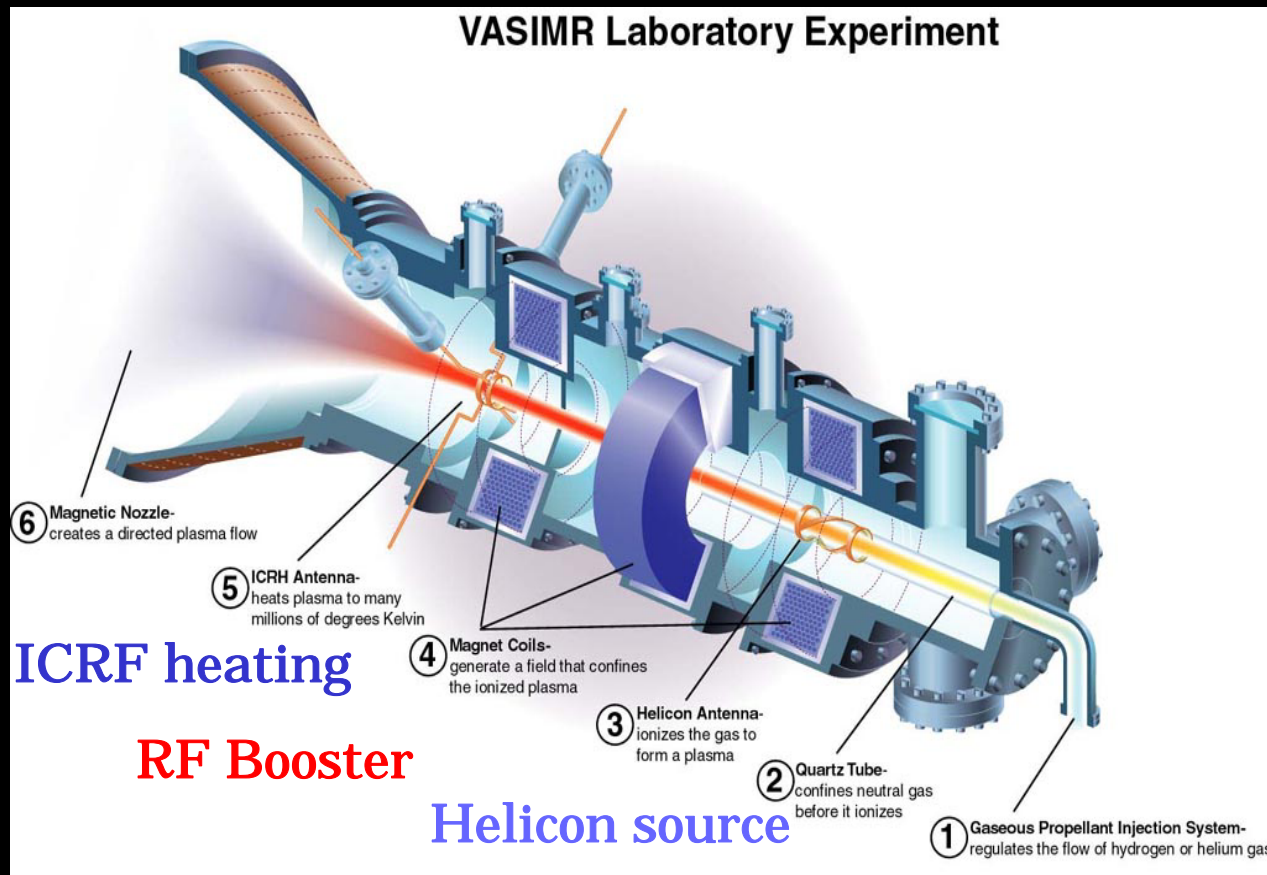




# AFMPD



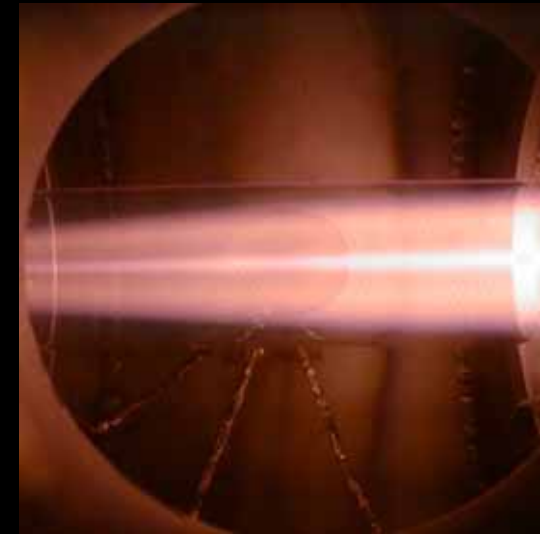
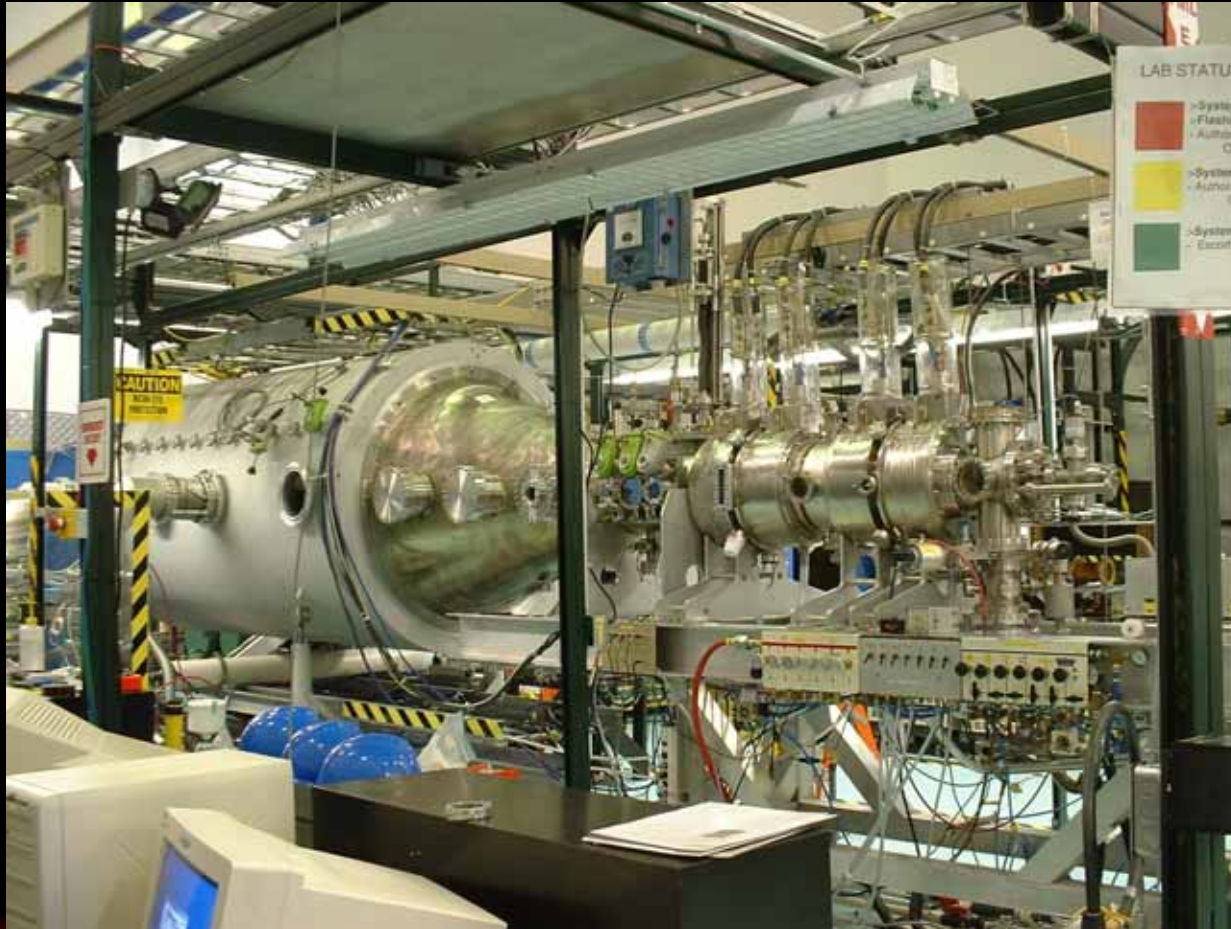
# VASIMR



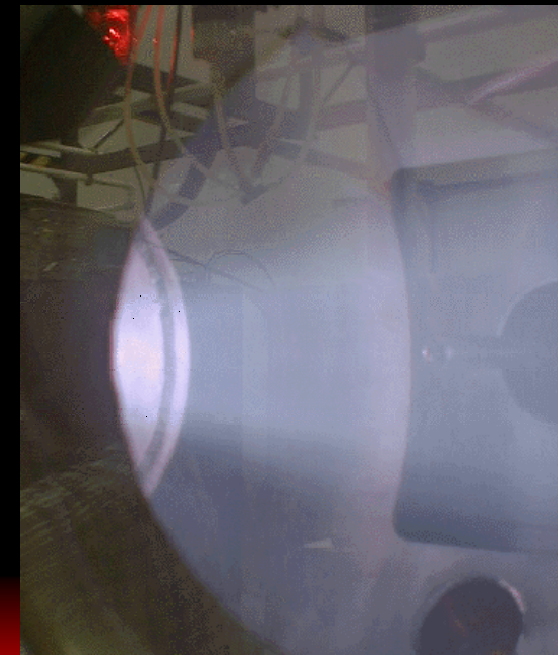
比推力：10,000-30,000 s

F. R. Chang Díaz Sci. Am. 283, 72 (2000)

# VASIMR



*Helium*



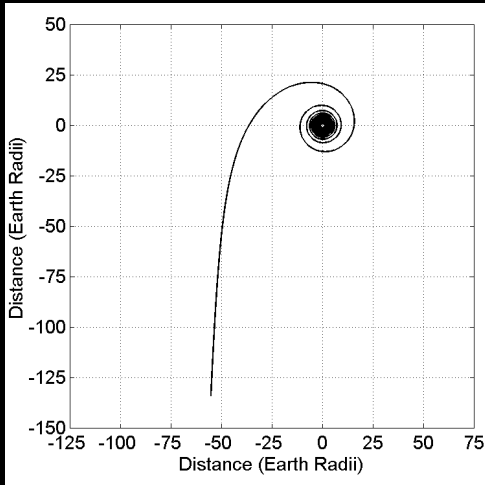
*Hydrogen*

# VASIMR

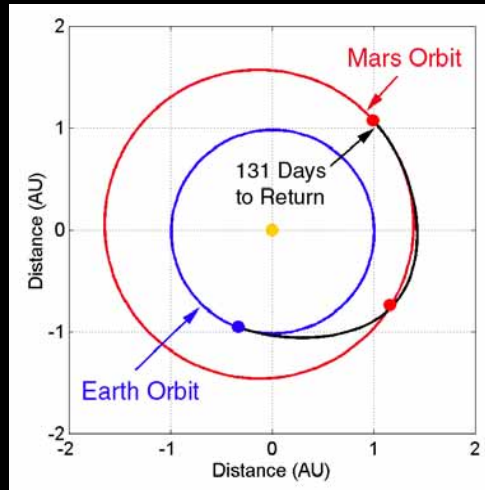


提供 NASA(F. R. Chang Díaz)

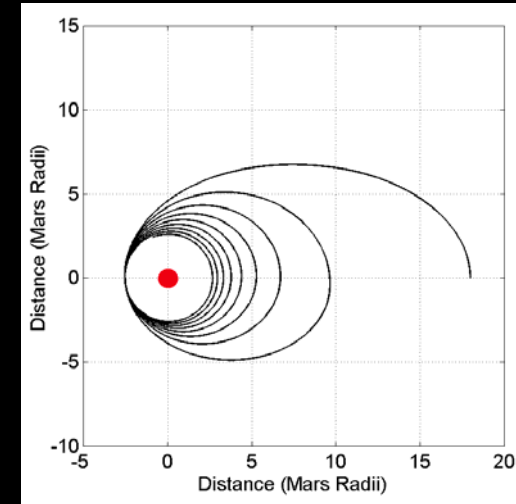
# Fast (115day) Mission Architecture



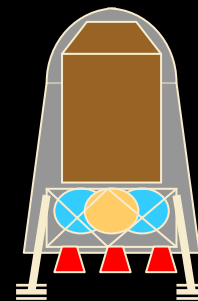
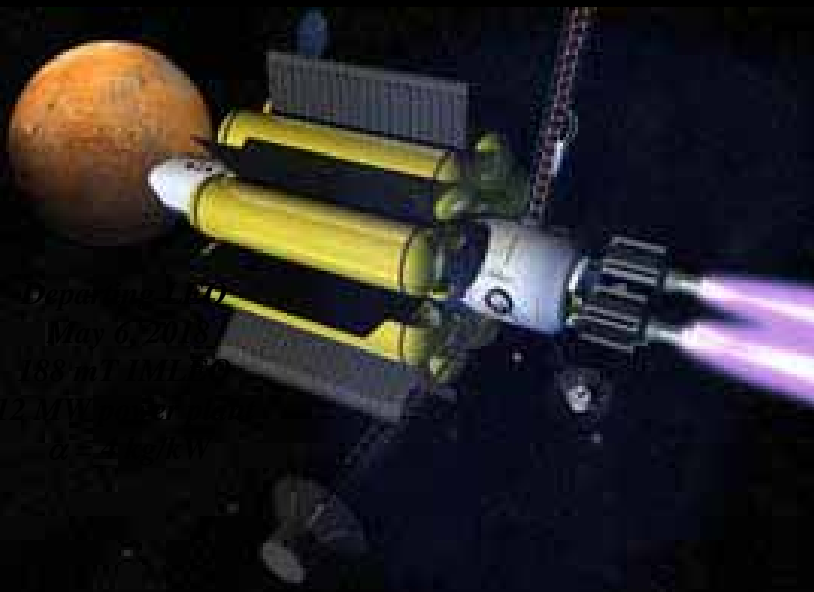
*High thrust  
Earth spiral (30days)*



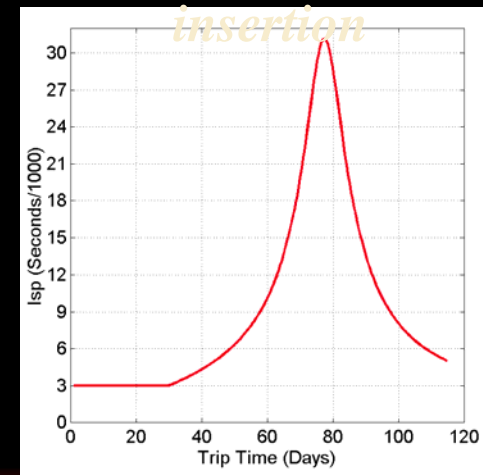
*Heliocentric  
Trajectory (85days)*



*Robotic Mars orbit  
insertion*

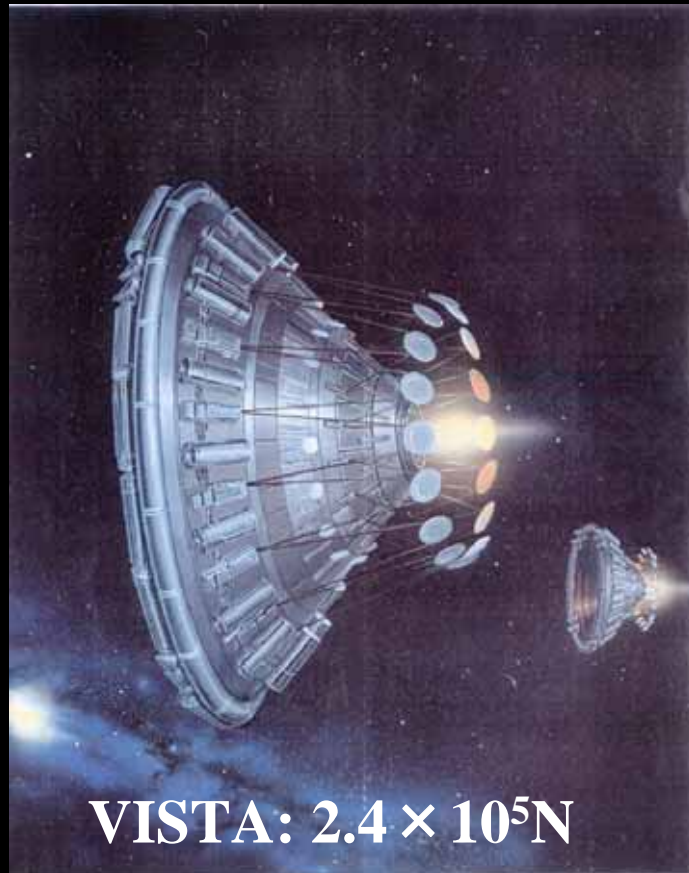


*Crew Lander  
(60.8 mT Payload)  
31.0 mT Habitat  
13.5 mT Aeroshell  
16.3 mT Descent System*



*Isp profile for  
piloted segment*

# 核融合ロケット



核融合反応で発生する膨大なエネルギーを利用

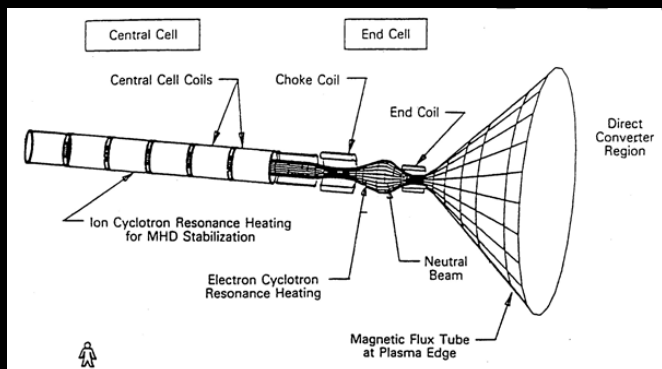


有人火星探査が可能な燃費と推力を併せ持ったロケットエンジンとなりうる。

Orth et. al.

# 核融合ロケット

## タンデムミラー型核融合 ロケット概念図



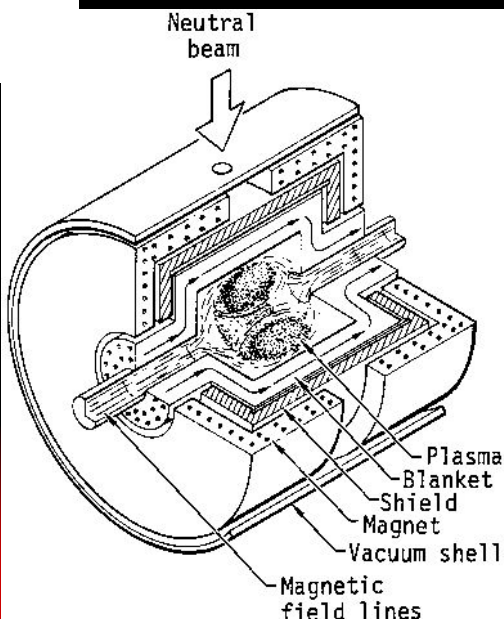
R.F.Post, et al., Fusion  
Tech., 22 (1992) 13.

# ダイタロス計画

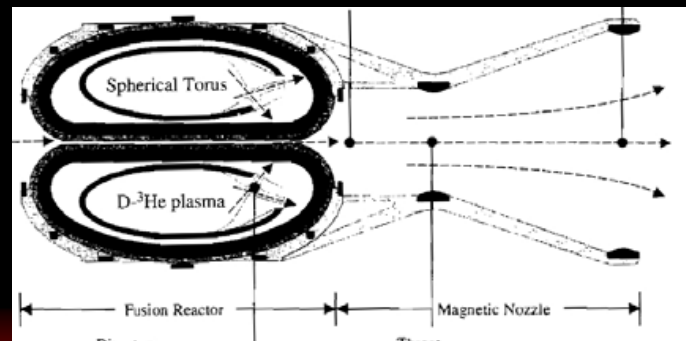
D-3Heの燃料ペレットを電子ビームで加熱



## FRC配位



## 球状トーラス



C.H.Williams, et al., Fusion Sci.

Tech., 43 (2003) 91.

# 核融合ロケット

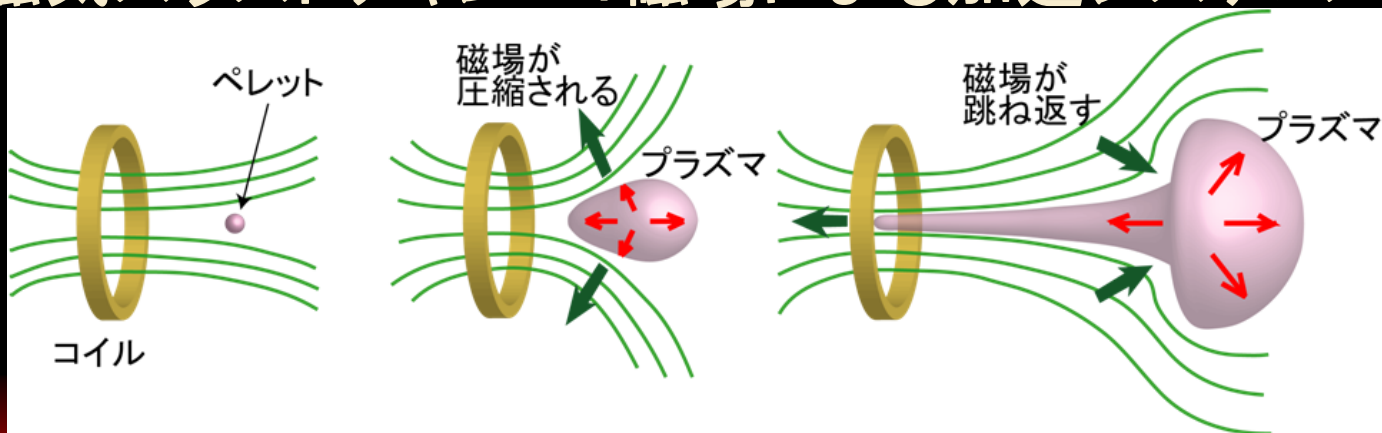
核融合反応で生成される膨大なエネルギー



従来のラバールノズル等での推力変換システムでは困難

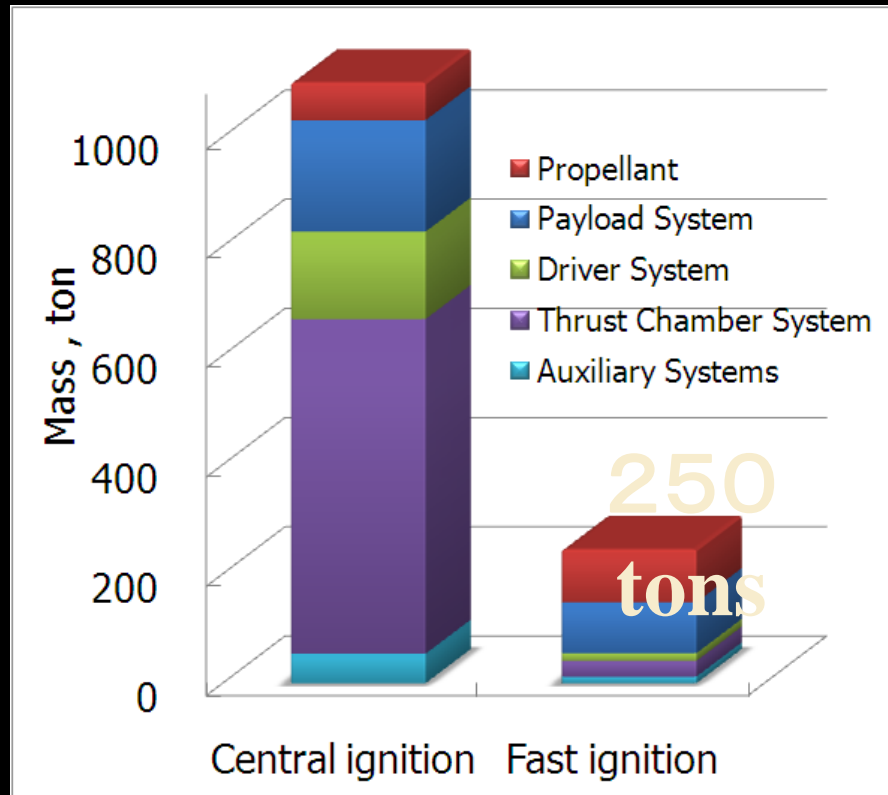


磁気スラストチャンバ: 磁場による加速システム





# ミッション成立の妥当性



2005年川渕亮、九州大学学士論文

250トンの構造物を宇宙  
に持って行くことはもは  
や夢物語ではない



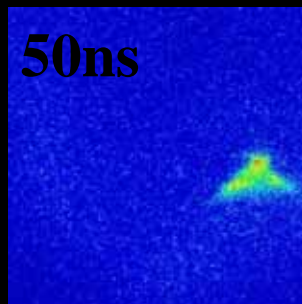
# GXIIでの実証実験



大阪大学レーザー研究所

# プラズマの振る舞い

磁場なし



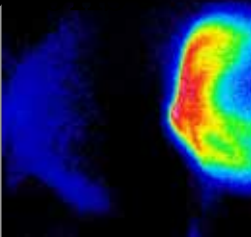
ターゲット  
直径 100  $\mu\text{m}$   
質量  $5.0 \times 10^{-10} \text{ kg}$

磁場あり

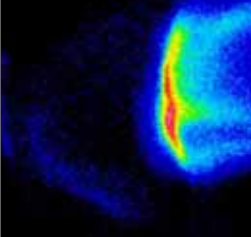
Magnet



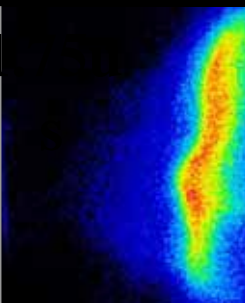
Magnet



Magnet



Magnet



レーザー  
エネルギー 1.1J  
パルス幅 2.3ns

磁場により磁石と反対方向にプラズマが移動

相互作用の確認

Motivation

Numerical

EUV

GXII

# GXIIでの実験

## Laser

- ✓エネルギー up to 12 kJ
- ✓波長 0.35/0.53/1.05  $\mu\text{m}$

	EUUV	GXII
レーザー出力	2 J	1 kJ
磁石の直径	16 mm	50 mm
磁石の長さ	60 mm	40 mm
ターゲットのサイズ	100 $\mu\text{m}$ , 500 $\mu\text{m}$	1500 $\mu\text{m}$

Motivation

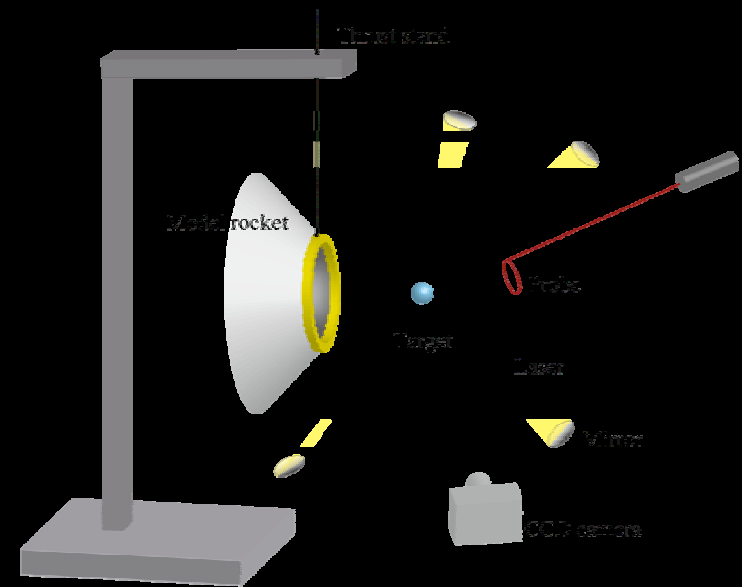
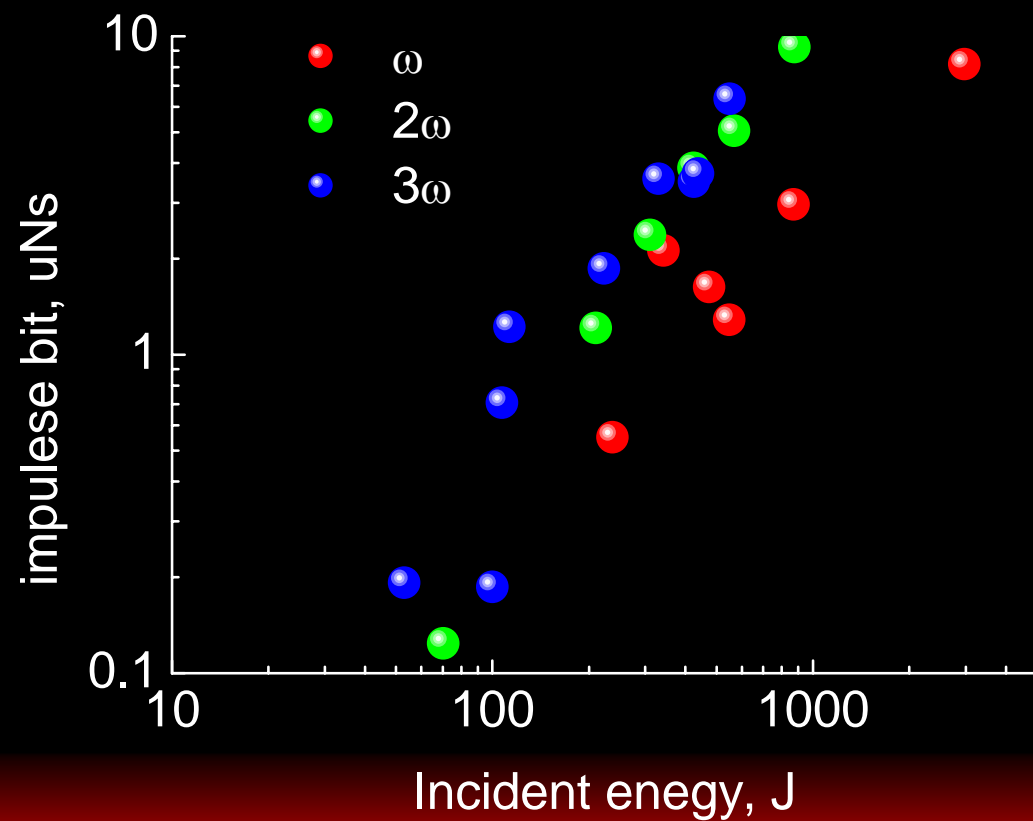
Numerical

EUUV

GXII

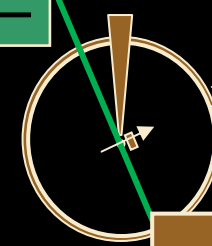
# 力積測定

レーザー生成プラズマが磁石に及ぼす力積を測定



# 画像解析

プローブレザー



Laser injection

ICCD

Before

1.5 mm

Laser injection

Laser injection  
425 J in  $3\omega$

Magnet

Delay 200ns Gate 50ns  
 $3\omega/438\text{J}$

Instability?

0.4 mm

Delay 50ns Gate 5ns

$0.4 \text{ mm}/50 \text{ ns} = 8 \text{ km/s}$

Motivation

Numerical

EUV

GXII

# 小型衛星

# 小型衛星

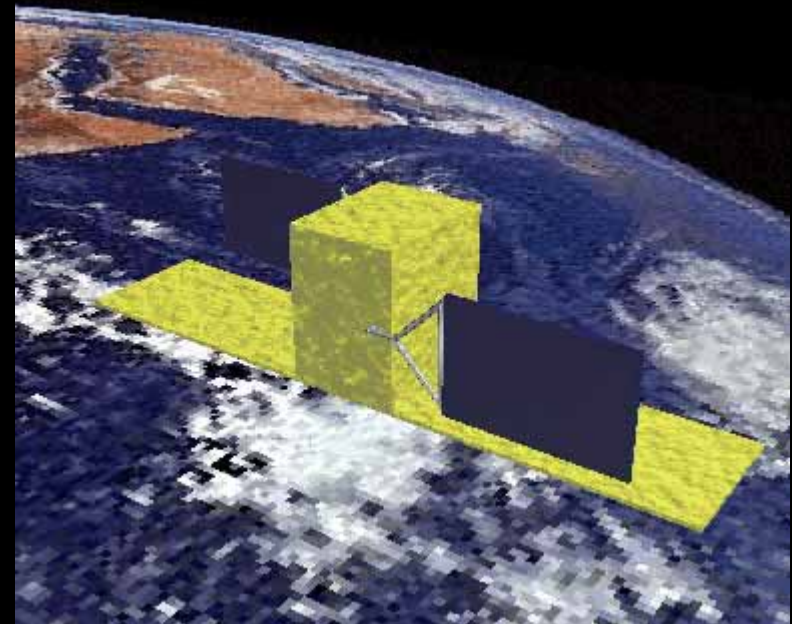
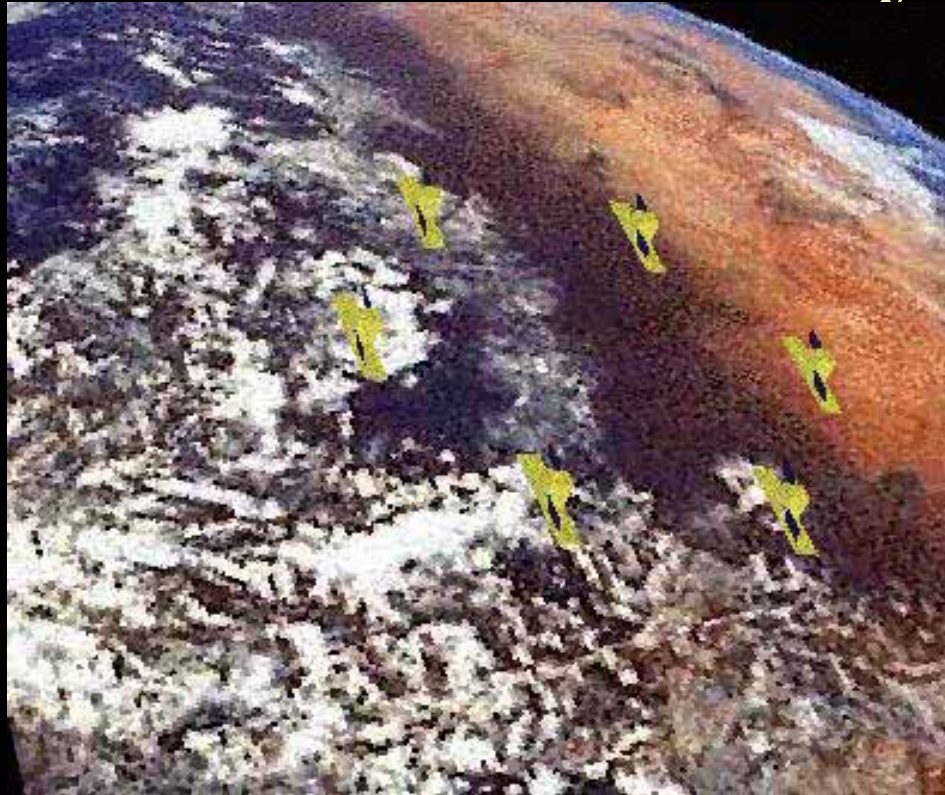


<http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/nlab/index-e.html>



# Electric propulsion

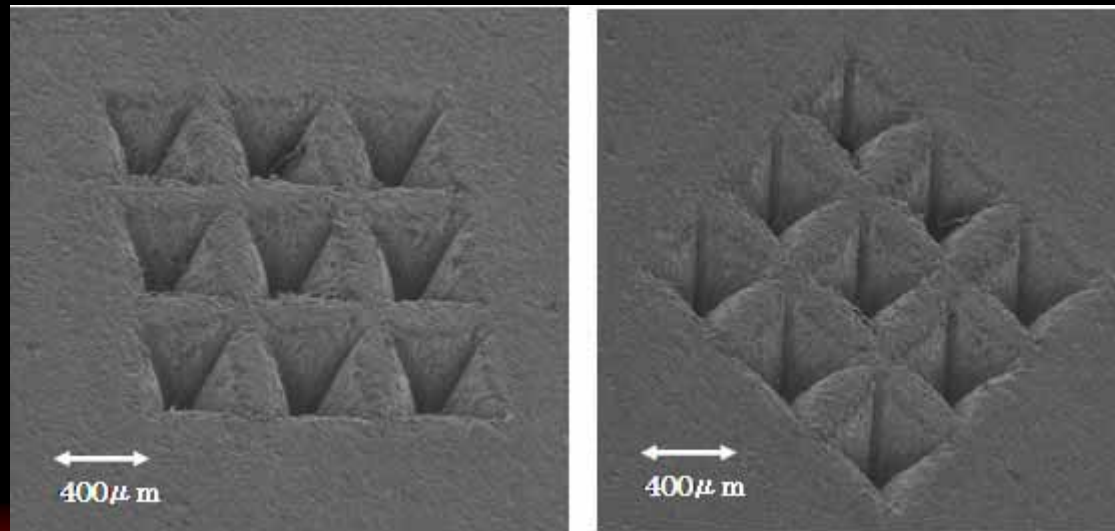
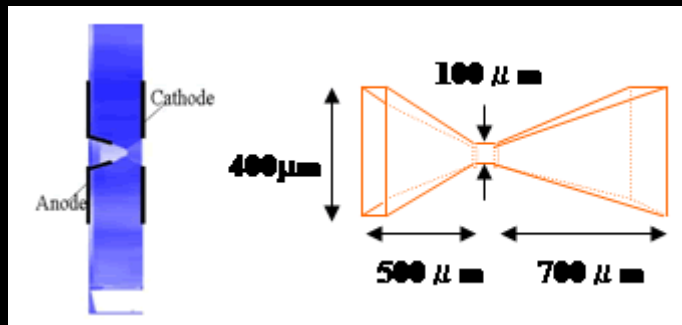
## Formation flying 制御



Teledesic/Celestri衛星群計画

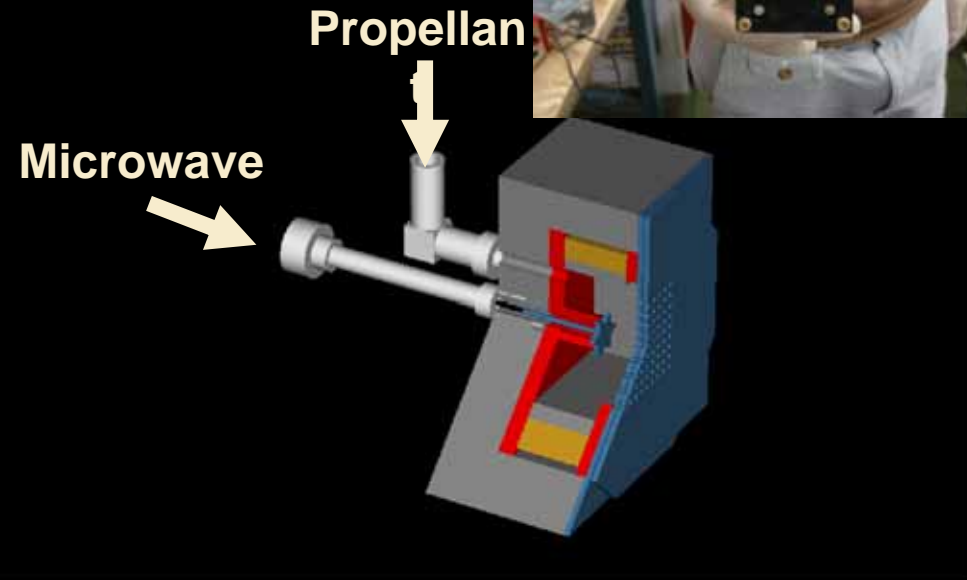
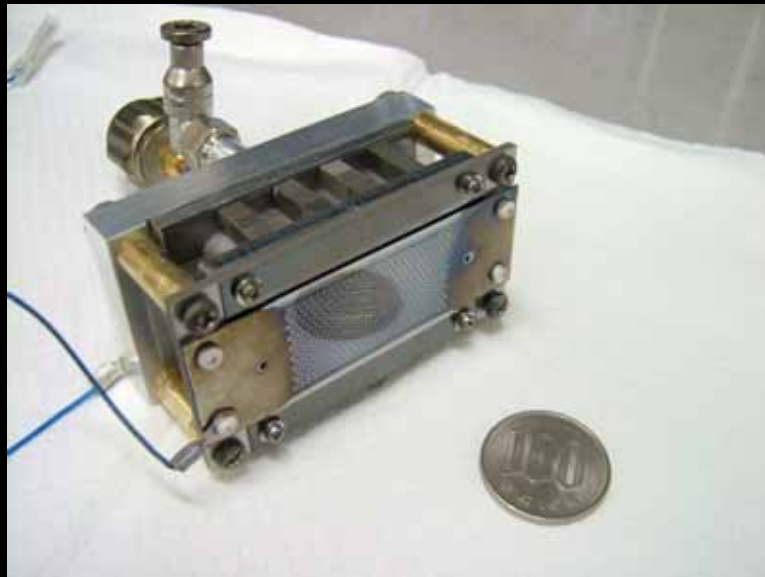
軌道上昇、軌道維持・コントロール、軌道離脱

# 小型アークジェット



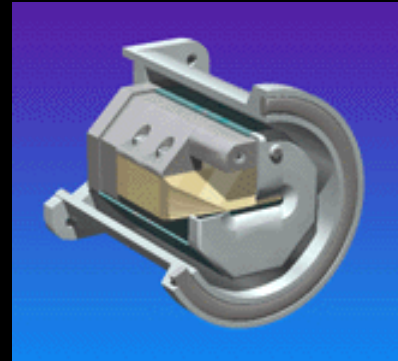
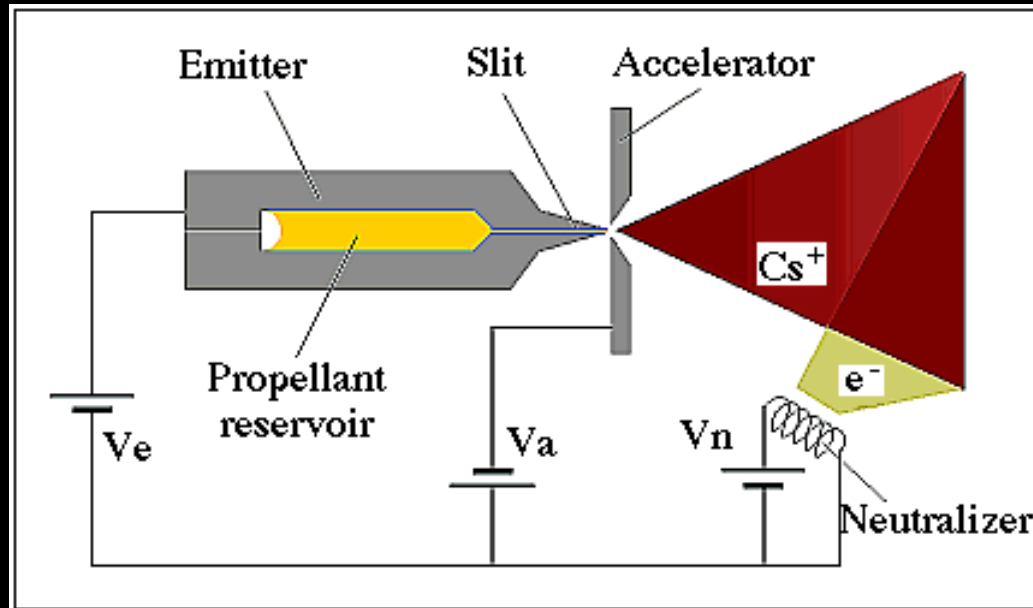
© Horisawa lab. Tokai Univ.

# 小型イオンエンジン



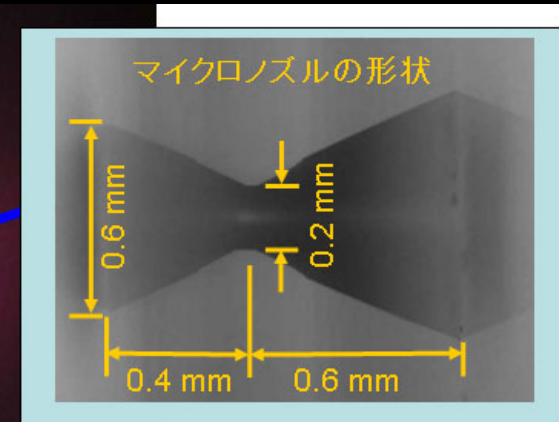
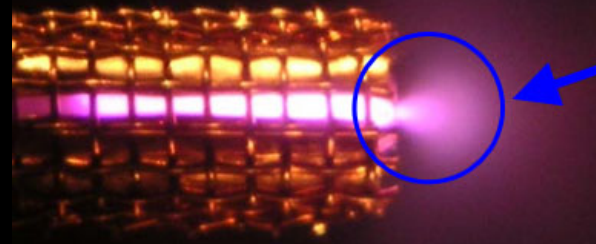
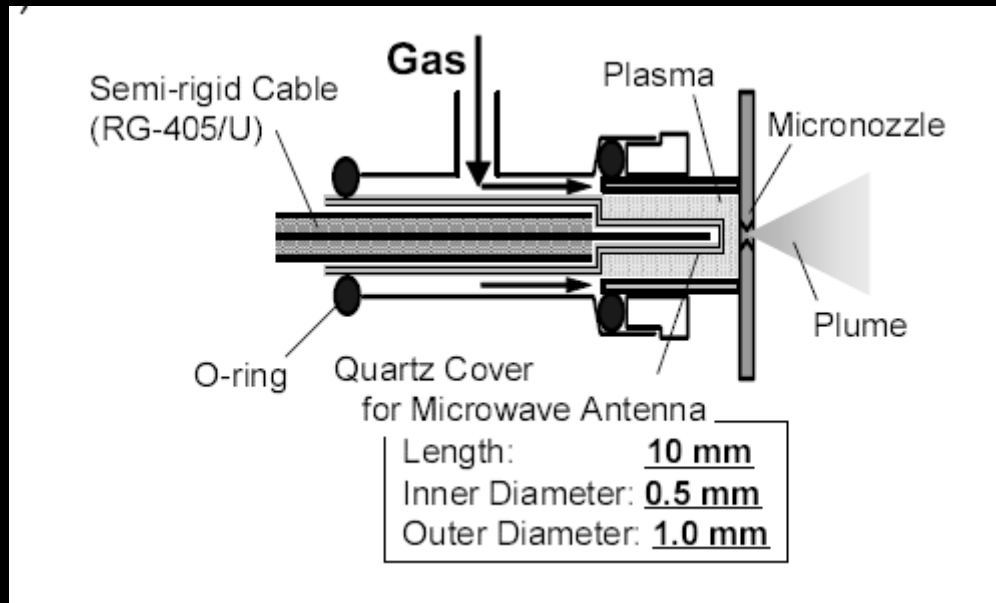
推力 : 1.0mN  
比推力 : 3500s  
消費電力 : 20W

# フィールドエミッション推進



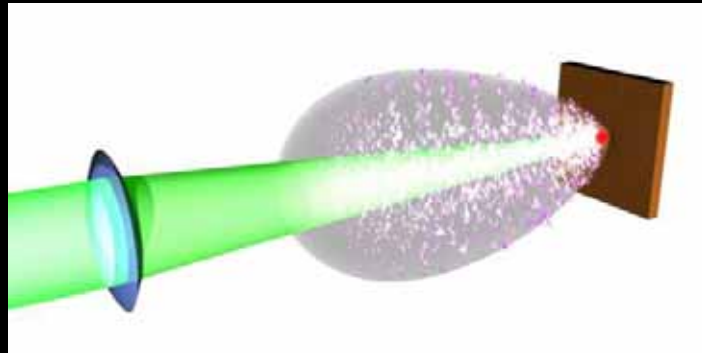
比推力: 6,000-10,000 s  
エネルギー効率: 0.98  
インパルス: 数  $\mu$  ~ 数 mNs

# 表面波プラズマスラスタ

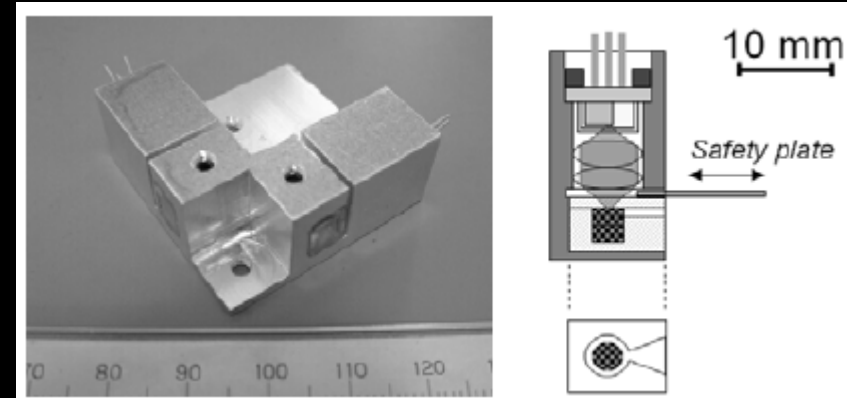


超小型プラズマ推進器

# レーザーアブレーションスラスタ



©名古屋大学 佐宗研究室



t=0 ms



t=33 ms



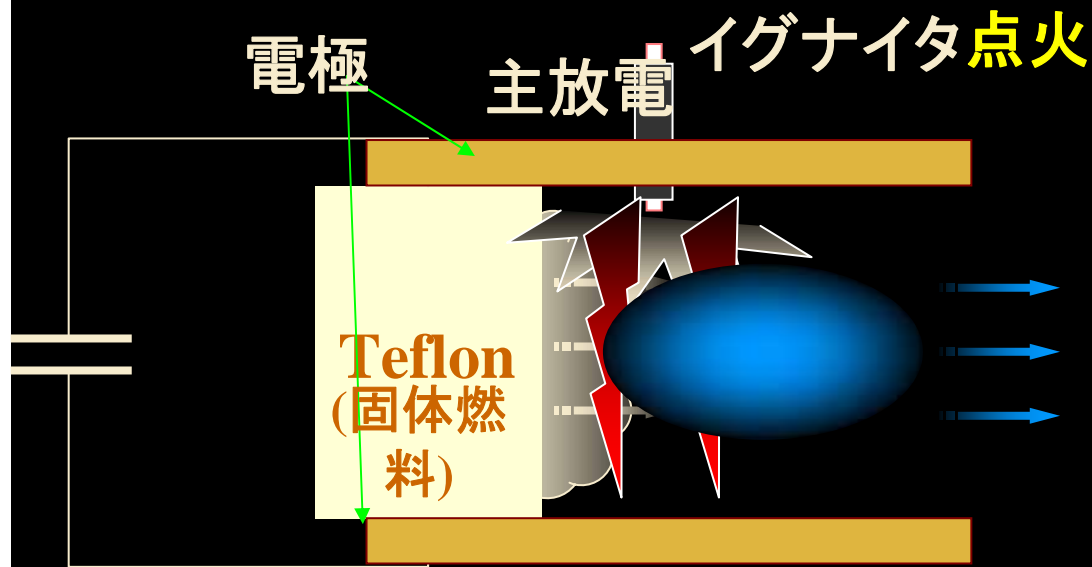
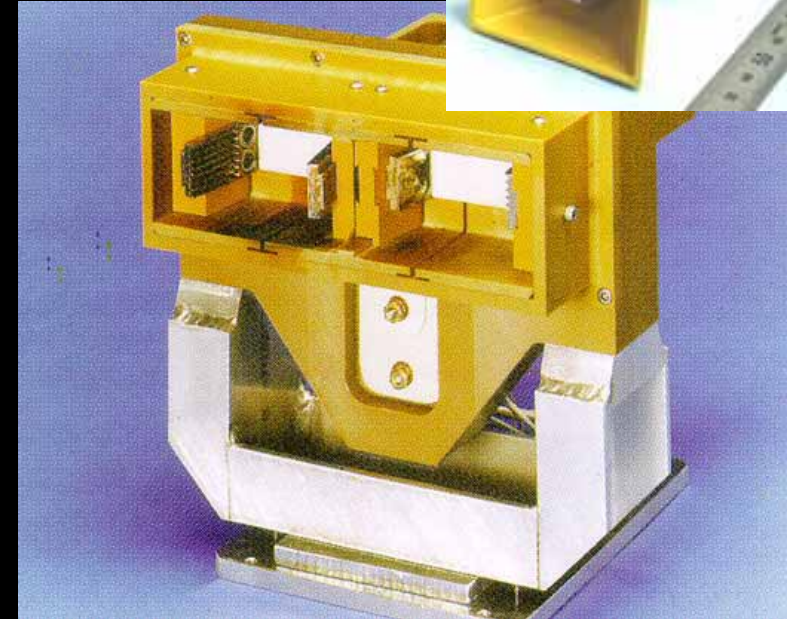
t=66 ms



t=99 ms

©首都大学東京 中野研究室

# パルス型プラズマスラスタ



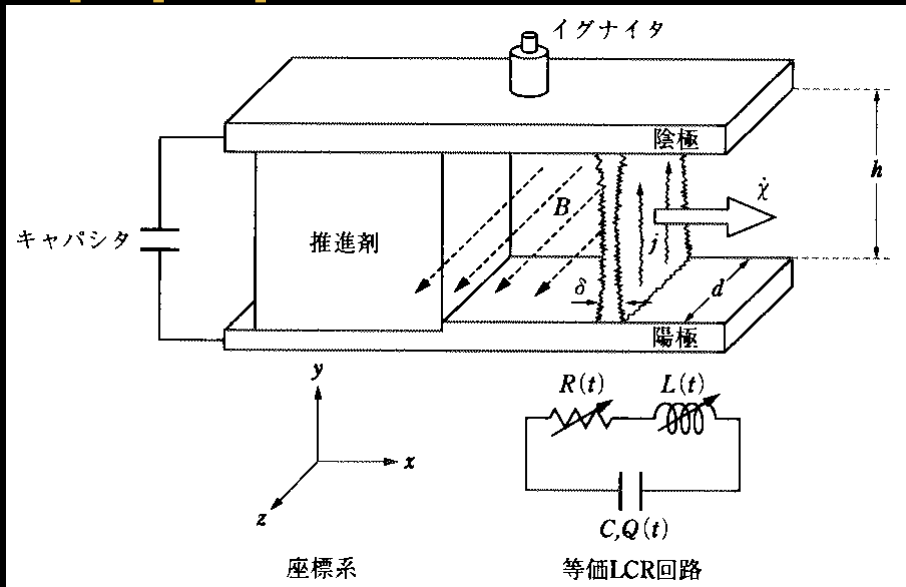
比推力: 1,000-6,000 s  
エネルギー効率: 0.1-0.5  
インパルス: 数 $\mu$  ~ 数mNs  
重量 数kg程度

推進剤昇華

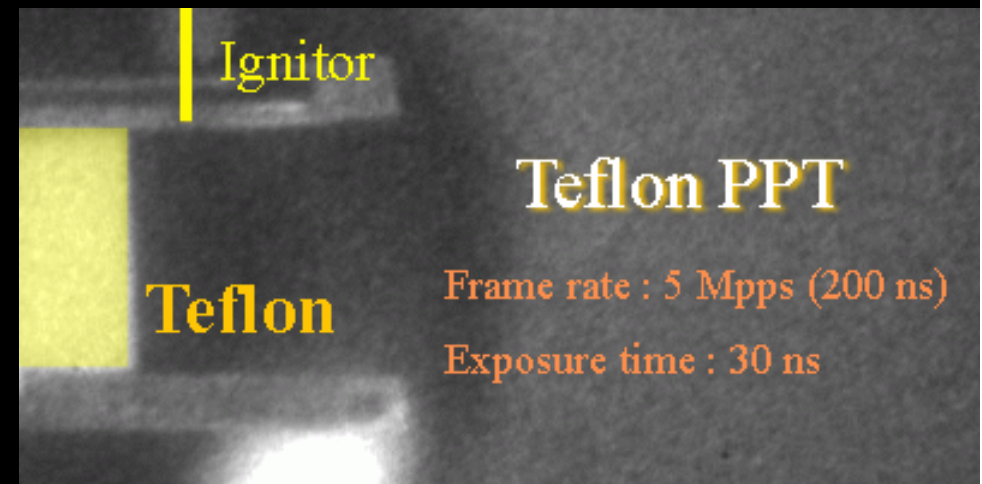
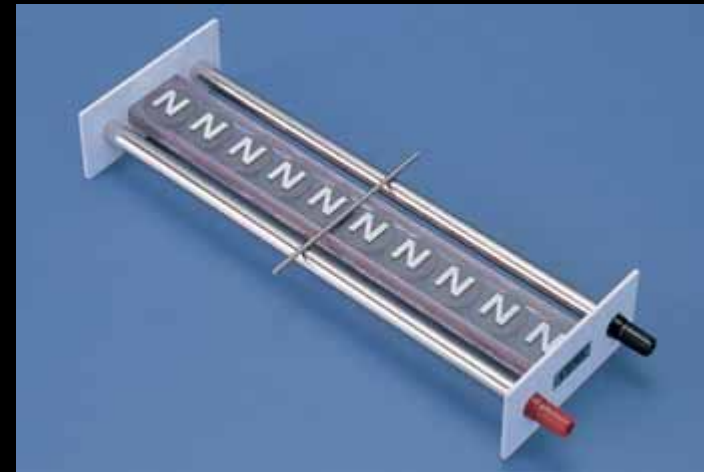
プラズマ

空力加速 & 電磁加速に  
より排出される。

# PPT



- ・構造が簡単
- ・貯蔵タンク、燃料供給系が不要
- ・待機電力不要





# PPT

## きく3号

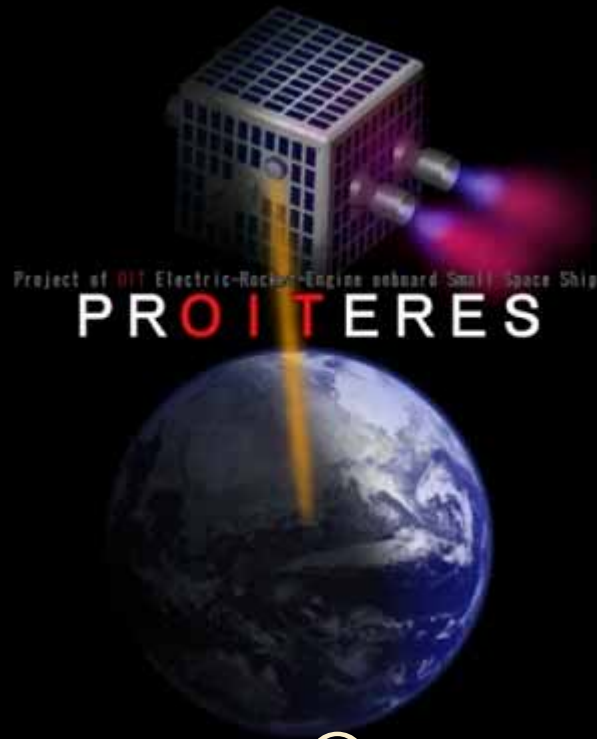


## $\mu$ LabSat-II



# PROITERES

## Project of OIT Electric-Rocket-Engine Onboard Small Space Ship



質量: 10kg

大きさ: 一辺30cm程度の立方体

電力: 10W

高度: 400~800km

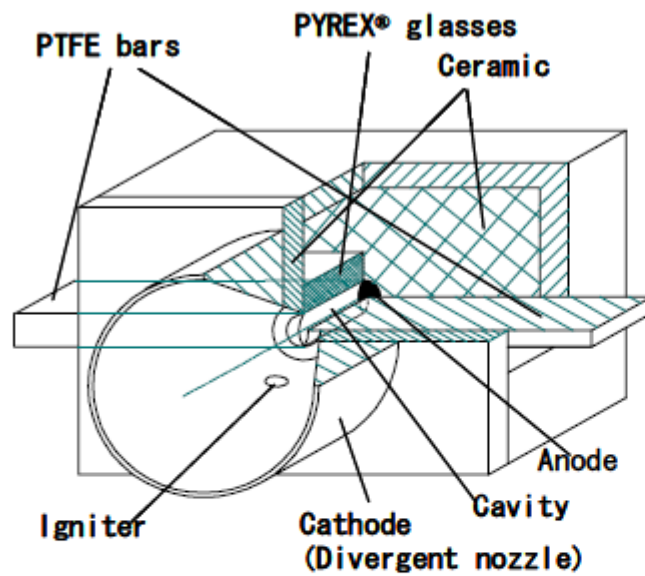
(太陽同期軌道、極軌道)

開発期間: 3年

衛星寿命: 1年以上

©大阪工業大学

# スラスト

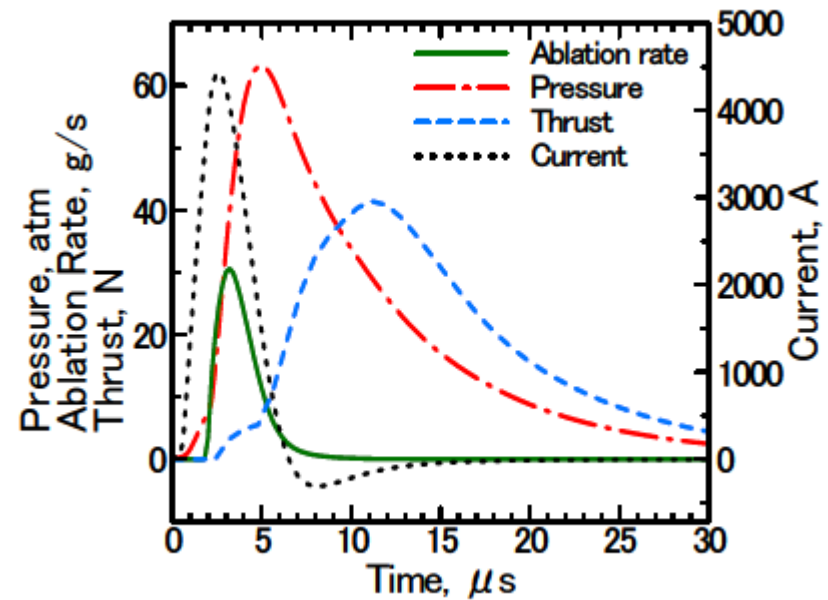
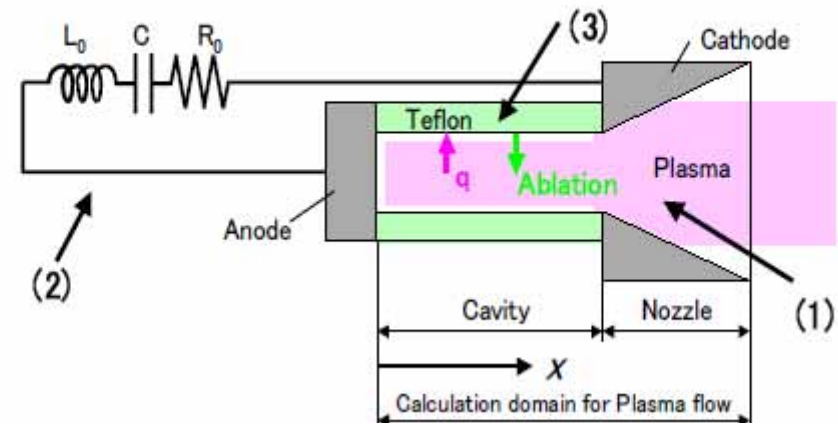
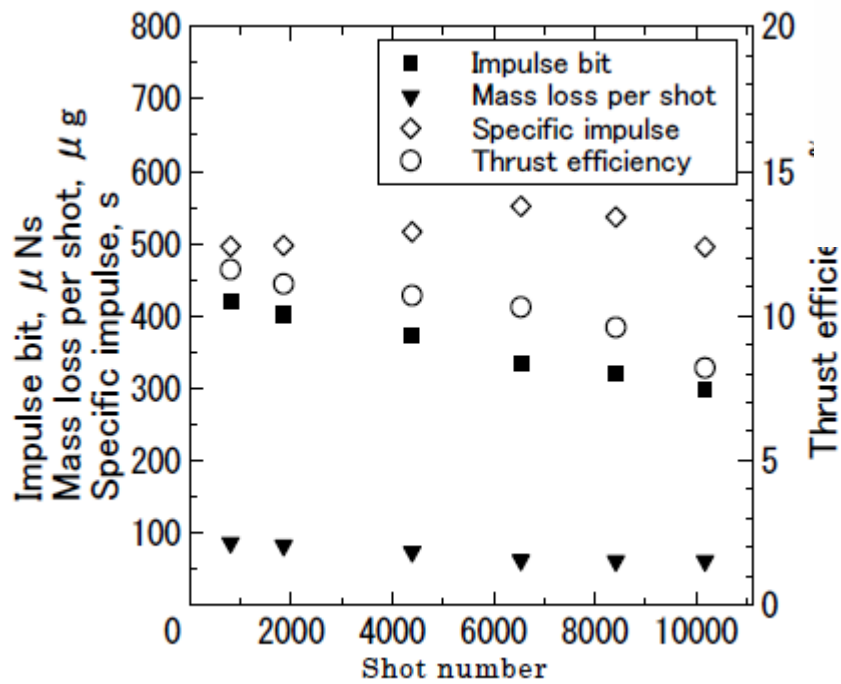


Capacitance	$C$	$9.0 \mu\text{F}$
Charging Voltage	$V_0$	$1400 \text{ V}$
Stored Energy	$E_0$	$8.8 \text{ J}$



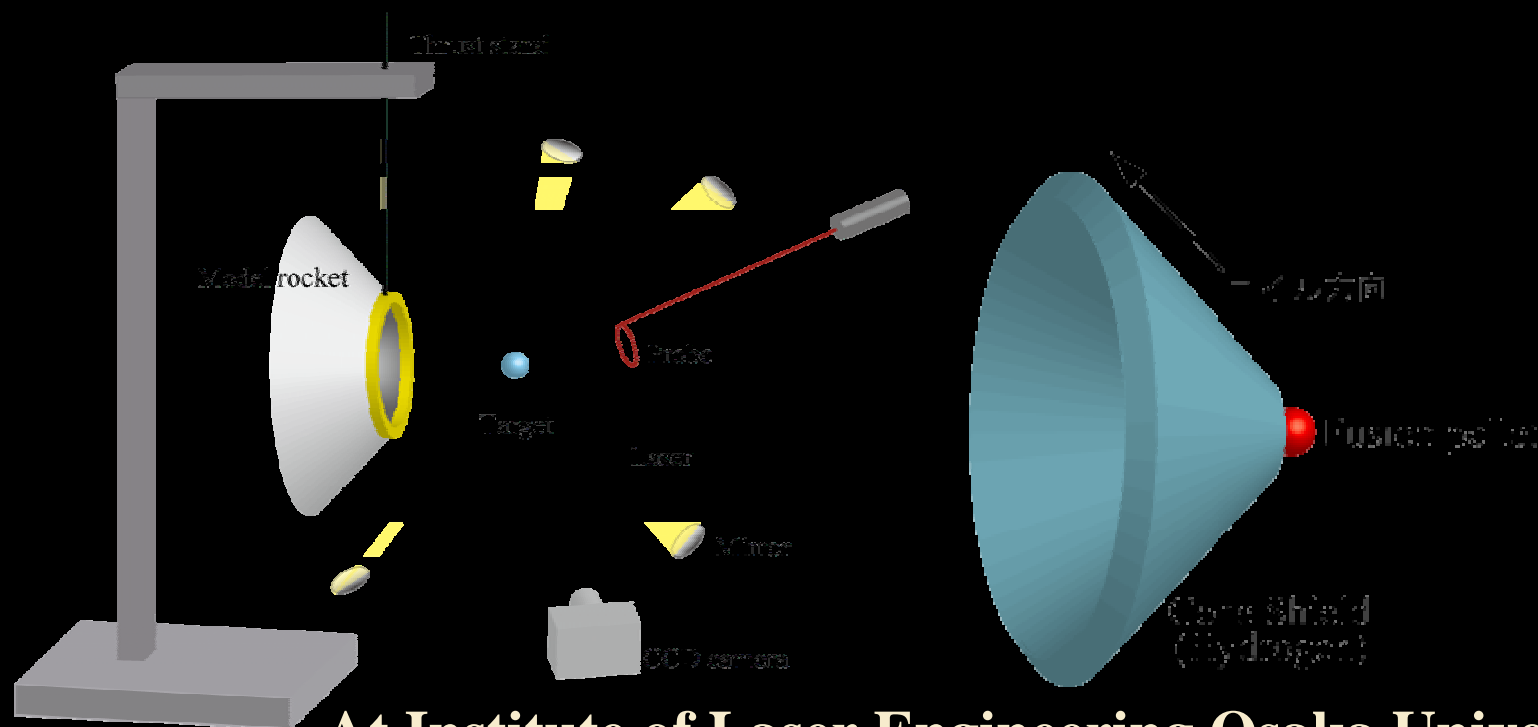
図2 放電写真

# PPT





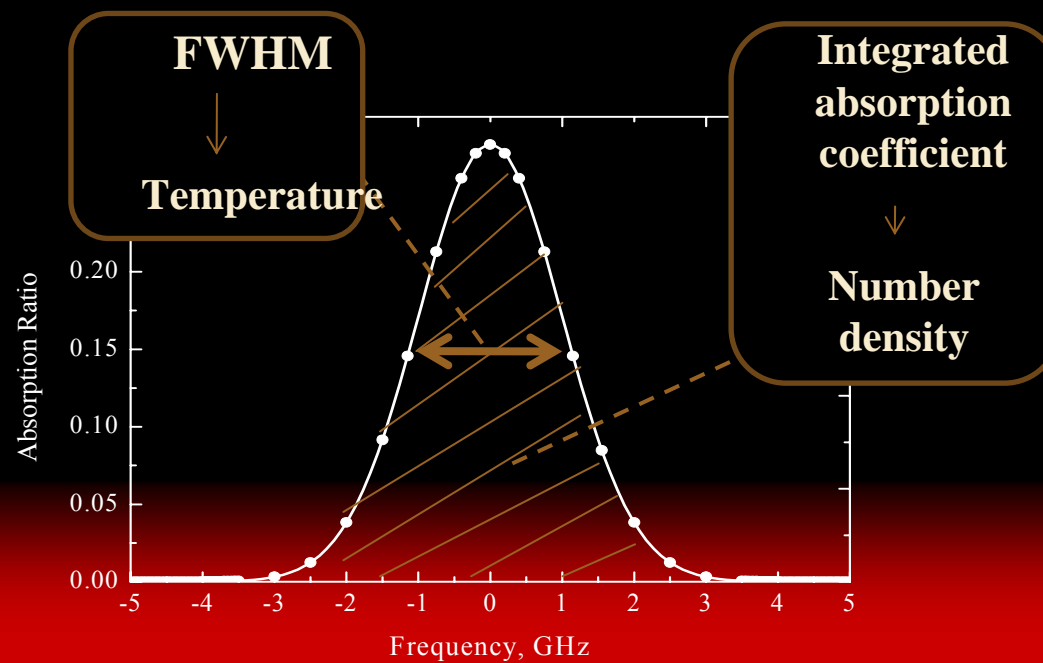
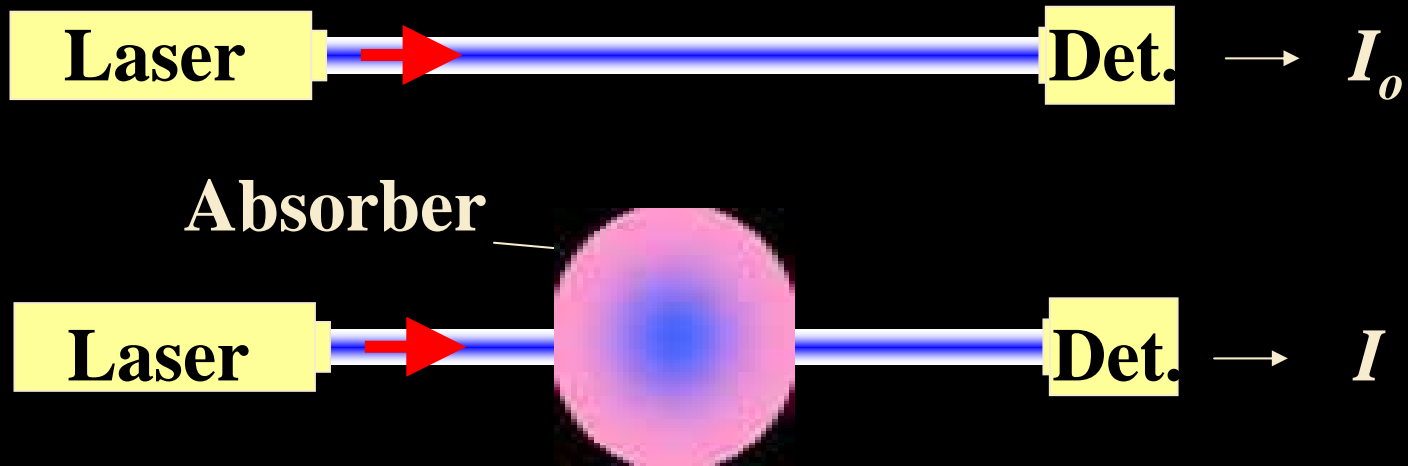
# DT核融合プラズマでの実証実験



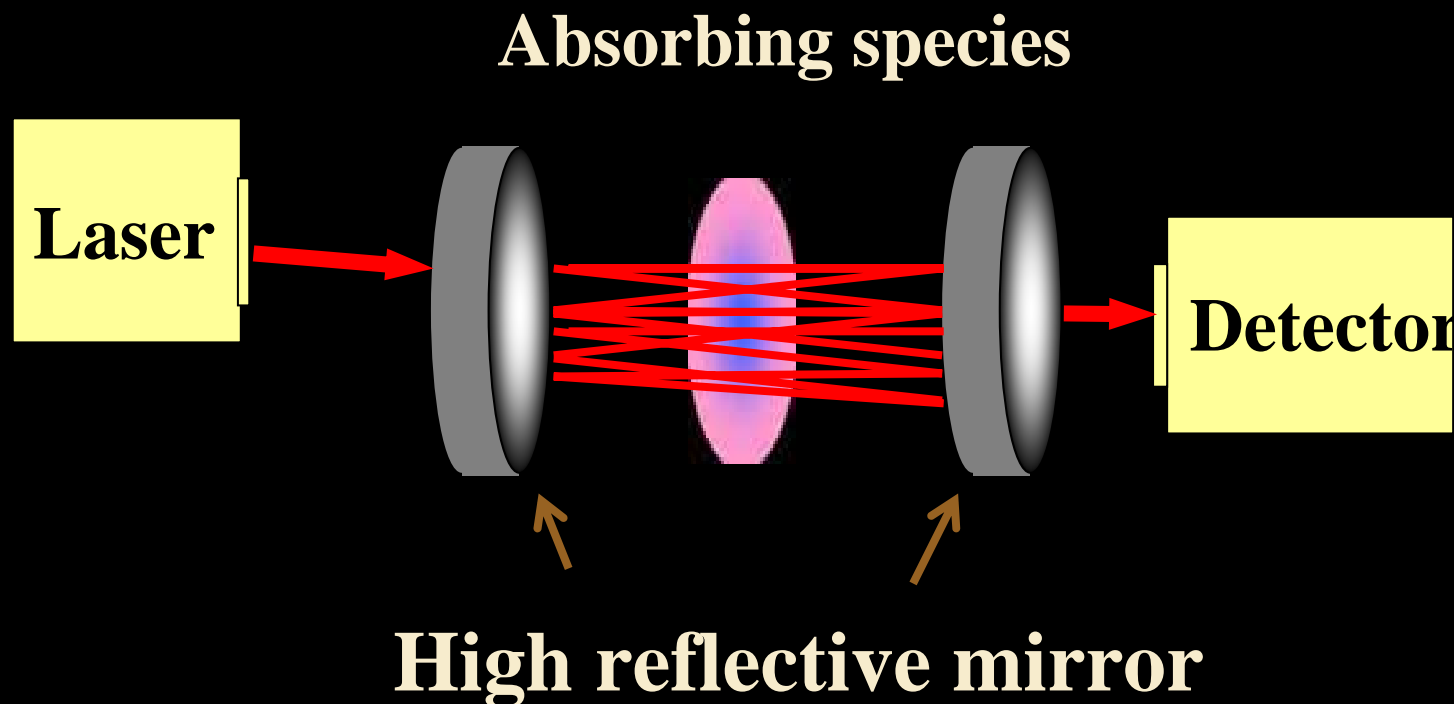
At Institute of Laser Engineering Osaka University  
Or National ignition Facility

数十年後に有人火星探査が可能になる夢を追いかけて

# レーザー吸収分光法



# Integrated cavity output spectroscopy (ICOS)



$$\frac{d_{ICOS}}{d_{LAS}} = \frac{R}{1 - R}$$

$d$  : 有効光路長  
 $R$  : ミラー反射率

高感度マルチパス吸収分光法

100~1000倍の感度向上



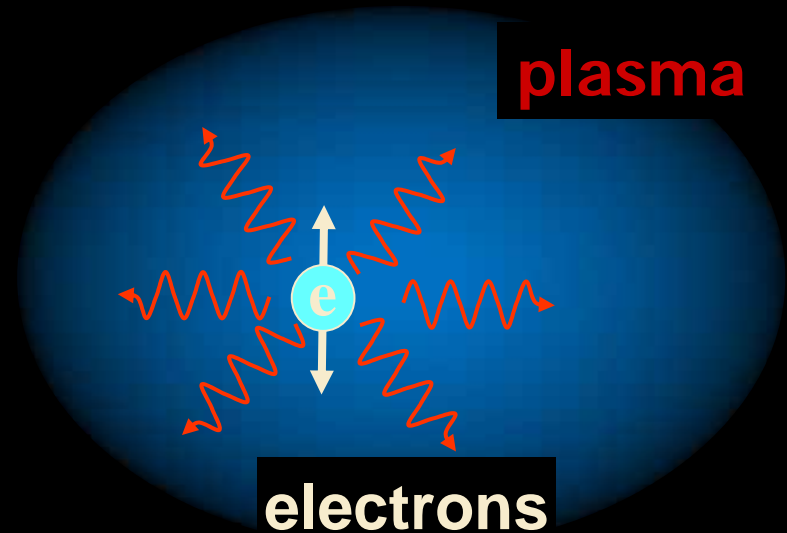
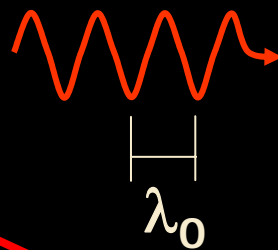
# Laser Thomson Scattering (LTS)

**spectral spread** → **electron temperature** → **scattered light intensity** → **electron density**

Rayleigh scattering  
and stray light

Thomson scattering

Laser



Background

LTS

Experiment

Conclusion

# Laser Thomson Scattering (LTS)

**scattered light intensity    spectral spread**

➔ **electron density**

➔ **electron temperature**

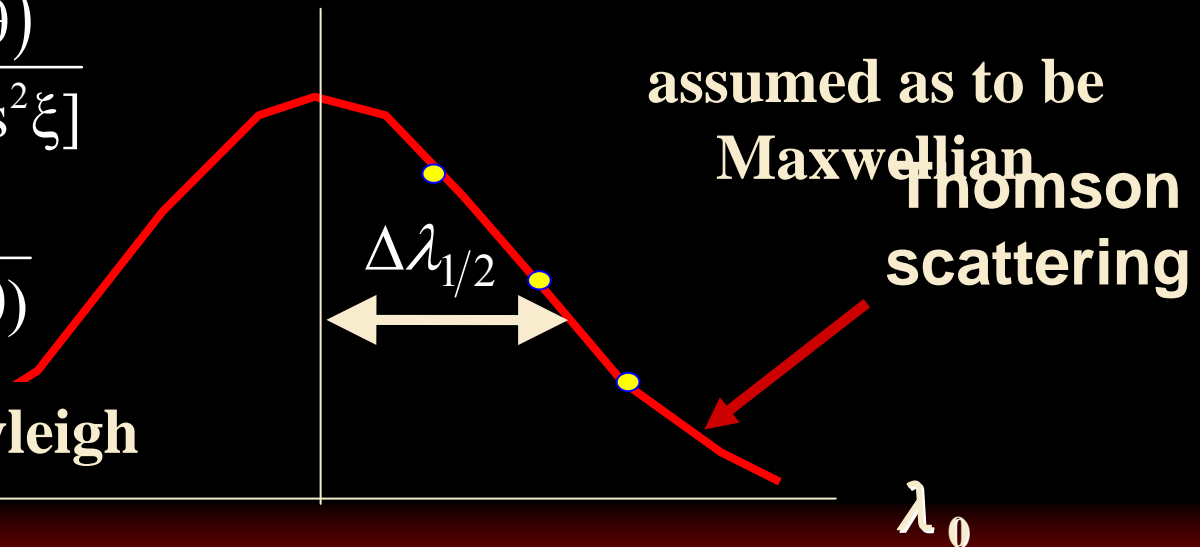
$$n_e = n_0 \frac{d\sigma_R(\Delta\lambda, \theta)}{d\sigma_T(\Delta\lambda, \theta)} \frac{I_T(\Delta\lambda, \theta)}{I_R \Delta\lambda, \theta}$$

$$= n_0 \frac{d\sigma_R(\Delta\lambda = 0, \theta)}{r_0^2 [1 - \sin^2\theta \cos^2\xi]}$$

$$\times \frac{I_T(\Delta\lambda, \theta)}{I_R} \frac{1}{G(\Delta\lambda, \theta)}$$

**Calibrated by Rayleigh scattering**

$$T_e = (\Delta\lambda_{T,1/2})^2 \left( \frac{c}{2\lambda_i \sin(\theta/2)} \right)^2 \frac{m_e}{2e \ln 2}$$



Background

**LTS**

Experiment

Conclusion

# コーティング

