# 「先端宇宙推進工学」

# 4限 電気推進の原理と機構

1. 電気推進とは
2. 電気推進vs化学推進
3. プラズマ工学の基礎
4. 各種電気推進の開発競争

### 1. 電気推進とは?

"The acceleration of gases for propulsion by electrical heating and/or by electrical and magnetic body forces." (*Physics of Electric Propulsion*, Robert G. Jahn, 1968)

- 10,000 m/s以上の排気速度を得るには
  - 壁面から離れたガス加熱による10,000 K程度の超高温 維持
  - または
  - ローレンツカによる粒子直接加速
- ●高排気速度による<u>低燃費</u>を特徴とする。

## 電気の力を使って推進剤を加速





レジストジェット アークジェット (5-10 km/秒)

参考)液酸液水エンジン 4 km/秒



ホールスラスタ (15-25 km/秒) イオンエンジン (30-50 km/秒)



MPDスラスタ (50-100km/秒)

# 静電加速を利用したイオンエンジン



#### NASA NSTAR

# 静電加速を利用したホールスラスタ





東京大学ホールスラスタ



### 電気推進の特徴

- 排気速度が10倍高い、燃費が1/10
- 静止衛星の軌道移行には10~100 kWの電力が必要
- 推進機価格は衛星本体価格の約10%と高価



ホールスラスタ (15~25 km/s)

イオンスラスタ (30~50 km/s)

# 人工衛星側が負担するアポジ・キック



 $\Delta V_{a} = 1831 [m/s]$ 

# 人工衛星で推進剤が占める割合はどのくらい?



気象衛星ひまわり5号 ©JAXA 1995年3月 ひまわり5号打ち上げ 2000年3月 寿命(5年)を迎える 2003年5月 観測を米国ゴーズ9号にバトンタッチ 2005年,2006年 ひまわり6,7号打ち上げ 2014年,2016年 ひまわり8,9号打ち上げ(寿命15年)



位置制御用ヒドラジン1液式ロケットモーター

ひまわり9号(3.5 ton) に電気推進を用いると 軌道投入推進剤質量 1342 kg→255 kg 位置制御推進剤質量 858 kg→90 kg 機器質量 1300 kg (37%)→80%

### 2. 電気推進 vs 化学推進



ΔV (km/s)

# 電源重量-The higher the V<sub>e</sub> is, The Better?

- EP thrusters must have electric power supply onboard the spacecraft.
- The weight of power supply scales monotonically with the power level, which is directly related to V<sub>e</sub>.
- There exists an optimal  $V_{\rm e}$  for a given  $\Delta V$  and thrust level.



### 軌道投入に最適な排気速度(1)

# 太陽電池パドル質量 m<sub>panel</sub>

$$m_{\rm panel} = \beta P_{\rm s}$$

Typical  $\beta$ =0.05 kg/W



$$P_{\rm s} = \frac{\dot{m}_{\rm prop} V_{\rm e}^2}{2\eta_{\rm th}}$$

噴射時間(~軌道移行時間)τ

$$au = m_{\rm prop} / \dot{m}_{\rm prop}$$

# 軌道投入に最適な排気速度(2)

ペイロード比(ロケット方程式)

$$\frac{m_{\text{pay}}}{m_{\text{i}}} = 1 - \frac{m_{\text{prop}}}{m_{\text{i}}} - \frac{\beta P_{\text{s}}}{m_{\text{i}}}$$
$$= \exp\left(\frac{-\Delta V}{V_{\text{e}}}\right) - \frac{V_{\text{e}}^2}{2V_0^2} \left\{1 - \exp\left(\frac{-\Delta V}{V_{\text{e}}}\right)\right\}$$

最適排気速度

$$V_0 = \sqrt{\eta_{\rm th} \tau / \beta}$$

#### 遷移日数<sub>て</sub>に上限を設けると 遷移日数 最適排気速度V

遷移日致	最適排気速度V <sub>0</sub>
1ヶ月	10 km/s
3ヶ月	17 km/s(ホール)
6ヶ月	24 km/s
1年	35 km/s(イオン)



### 速度増分が大きなミッションへの適用に有利

長距離ミッション (interplanetary flights) 長期間ミッション (station keeping)

Ex. Orbit to Mars  $\Delta V = 14$  km/s

Typical ion thruster  $V_{\rm e}$  = 30 km/s  $\Rightarrow$ 

$$m_{\rm i}/m_{\rm f} = \exp(\Delta V/V_{\rm e}) \approx 1.6$$

Cf. Typical chemical  $V_{\rm e}$  = 3 km/s  $\Rightarrow$ 

$$m_{\rm i}/m_{\rm f} = \exp(\Delta V/V_{\rm e}) \approx 106$$

# 衛星オペレーターは電気推進と 化学推進のどちらを選ぶ?



## 静止衛星の運用例(1)

MBSAT: DBS communications satellite for Japan and Korea built by SS/L, 2004. The first US-built satellite with SPT-100.

#### **Orbit Control Maneuvering of chemical and Hybrid GEO satellites**

Propulsion	南北制御	南北制御	東西制御	東西制御
System	time/firing	Cycle	time/firing	
20-N Bi-prop (x 2 units)	A few minutes	1 per two weeks	A few seconds	2 per two weeks
SPT-100/Bi-	12 hrs.	2 per day	A few seconds	2 per day
prop	by SPT-100	by SPT-100	by a Bi-prop	by a Bi-prop

### 静止衛星の運用例 (2)

南北制御ΔV: 95%, 東西制御ΔV: 5%

【南北制御の噴射回数】

•2液式スラスターのみの場合, 2週間で3 maneuvers.

•2液式スラスターとEPのハイブリッドの場合,EPの推力が小さいため毎日噴射、2週間で56 maneuvers.

【南北制御の噴射時間】

•2液式スラスターの場合,数分の噴射

•ハイブリッドの場合、12時間の噴射 【その他】

・ハイブリッドの場合太陽電池とバッテリからの電力供給を受ける
⇒ 春と秋の 日食の際のバッテリ容量の管理が複雑

### 電気推進システム導入のコスト (1)

比較例:静止通信衛星の軌道移行回数はEPハイブリッドの場合、2液式スラスターのみの場合と比較して18倍に.

- An orbital maneuver is proceeded by a ranging, orbit determination, and control planning and followed by another ranging, orbit determination, and assessment.
- 人件費の負担増(with one operator + one orbital engineer) は15年で約8億円

# 電気推進システム導入のコスト(2)

- MBSAT carries the same number of bi-prop thrusters as the satellite that does not carry SPT-100s.
  - MBSAT: <u>12 bi-prop</u> thrusters + 4 SPT-100 thrusters
  - Chemical propulsion satellite: <u>12 bi-prop</u> thrusters
  - 20億円のコスト増 for 4 SPT-100、ジンバル、電源、ガス供給系
- Trade-off between the bi-propellant mass and the mass of SPTrelated hardware and xenon.
  - The decrease in launch cost is *minimal*.
- Having an EP system, with less propellant mass and longer mission lifetime, would NOT REALLY save the total cost when considering actual satellite procurement and operations!!

# 電気推進 vs 化学推進のまとめ

EP can appeal to missions of *extremely* high ΔV requirements.

- Interplanetary missions
- Deep-space probes
- EP can continue to evolve.
  - Automatic operation
  - Greater variety of the combinations of thrust, I<sub>sp</sub>, and power levels to achieve optimum transfer

# 3. プラズマエ学の基礎

#### 電気推進ロケット入門(東京大学出版会)挿絵

# プラズマとは

物質の第4の状態 (固体、液体、気体、プラズマ)

#### 身近なプラズマ

- ・ 蛍光灯: アルゴン+水銀のプラズマ
- ・電離層、オーロラ
- ・太陽、星間物質
- ・アーク溶接器
- ・プラズマディスプレイ (マイクロプラズマ)
- ・核融合プラズマ:水素プラズマ





電離気体



# デバイ遮蔽とデバイ長

- プラズマ中に電荷や電位が与えられると、それによって周囲に生じる電界を遮蔽する性質がある。
- 温度T = 0であれば、電荷の雲によって完全に遮蔽され、電界は周辺に生じない。

⇒電荷の雲の層のことをシースと呼び、その端をシース端と呼ぶ。

T≠0であれば、いくらかの粒子は電荷の雲の端から飛び去ってしまう。
⇒ kT/eのオーダーの電位が周辺のプラズマ中に漏れる。それをプレシースと呼ぶ。



デバイ長:シースの厚さの目安

$$\lambda_D = 7430 \left(\frac{kT}{n}\right)^{1/2}$$

where *kT* in eV, n in per m<sup>3</sup>, and  $\lambda_{D}$  in m.



## 電離平衡 (局所熱平衡、輻射平衡、 ボルツマン分布)

局所熱平衡(Local Thermodynamic Equilibrium)にあるプラズマの電子励 起状態はボルツマン分布に従う。 すなわちエネルギーレベルE<sub>i</sub>にある粒子の数の割合(存在確率)は、

$$\frac{n_j}{N} = g_j \exp\left(-\frac{E_i}{kT}\right)$$
 ボルツマン分布

 $k: ボルツマン定数 = R/N_A = 1.3806503 \times 10^{-23}$ [J/K]

光学的に厚いプラズマでは、輻射とその再吸収によって、電子励起状態(電子励起温度)が平衡に保たれる。重粒子の温度(モード)と平衡でなくてもよい。

# (局所熱平衡、輻射平衡、ボルツマン分布)

・サハの平衡式

 $\frac{n_{+}n_{\rm e}}{n_{\rm n}} \approx 4.82 \times 10^{21} T^{3/2} \exp\left(-\frac{11600V_{\rm i}}{T}\right)$ 



 $A \Leftrightarrow A^+ + e$ 

電離平衡



アルゴン電離度の温度、圧力依存性

# 詳しくは電気推進ロケット入門(東京大学 出版会)を見てください。

# 4. 各種電気推進の開発競争

# 4.1 電気推進研究の黎明期

- In 1906, R. H. Goddard expressed informally many of the key physical concepts of EP.
- In 1911, Konstantin Tsiolkovskiy proposed similar concepts as Goddard.
- In 1929, Herman Oberth included a chapter on EP in his classic book "Man into Space."
- In 1950s, Ernst Stuhlinger summarized his studies in his book "Ion Propulsion for Space Flight."
- In 1960s, EP became a major component of space propulsion development.
  - 米国ではイオンスラスタ
  - ソ連ではホールスラスタ







Telstar ('93-'95) 24 Arcjets (GE Aerospace-Lockeed Martin)



PanAmSat ('90-'00) 60 Ion thrusters (Hughes-Boeing)











# ロシアおよびヨーロッパ

Russia



More than 100 Hall thrusters on Cosmos & Meteor series from '70s.

Europe

<u>РР\$1350</u>



D-55

Astrium and Alcatel are competing and cooperating for Hall thrusters in 2000s.

日本	
<image/> <text></text>	Image: Additional and the second s

Ion thrusters		Туре	No.	Operation	Satellite
NASA	NSTAR	Ring Cusp	1	16kh	DS1
Design	XIPS13	Ding Cuan	52	55kh	BS601HP
Boeing	XIPS25	King Cusp	24	14kh	BS702
A	UK10	Kaufman	2	0.7kh	Artemis
Astrium	RIT10	RF	3	7.7kh	Artemis, EURECA
MELCO	IES	Kaufman	8	0.2kh	ETS6, COMETS
ISAS/NEC	μ10	Microwave	4	40 kh	HAYABUSA



# NSTAR 直流放電式

(NASA Solar electric propulsion Technology Application Readiness)

- Beam diameter: 40 cm
- Power : 2.3 kW
- V<sub>e</sub> : 31 km/s
- Thrust : 92 mN
- Efficiency : 60 %
- Propellant : Xe





# RIT-10(高周波放電式) and UK-10(直流放電式)



RIT-10 (Germany) and UK-10 (UK) on the Artemis satellite,  $\sim$  500 W,  $\sim$  20 mN,  $\sim$  30 km/s

# はやぶさμ10 マイクロ波放電式

はやぶさ小惑星探査機 総重量約500kg 2003年5月打ち上げ 2010年6月地球帰還 イオンエンジン(µ10) ビーム直径 10 cm 定格推力 8 mN 消費電力 350 W 搭載大数 4台(最大3台同時運転) 搭載推進剤質量 66 kg 積算運転時間 4万時間・台

Overview of Electric Propulsion Activities in Japan, komurasaki *et al*. Joint Propulsion Conference, 2007, 他



# 4.3 ホールスラスタ開発

# NASA ホールスラスタ





photograph

NASA-457M Hall thruster





#### UM-NASA 173M Hall Thruster



世界最大 NASA-X3 Hall thruster

Busek (米国) クラスター



BHT-350 ホールスラスタ

For each thruster; Power : 150 W (200 V/0.75 A) Thrust : 12 mN Isp : 1300 sec Eff.: 42 %



欧州 ホールスラスタ



SMART-1 ホールスラスタ

<image>



Safran社製で2021年に完成. Power:5 kW, Thrust:300 mN, I<sub>sp</sub>:2000 s , Eff:50% 全電化衛星用に開発

PPS-5000 ホールスラスタ

2006年の11月15日に月の周回軌 道に到着.その後二年間ほど月の 観察をした後に月に衝突.

### • IHI/JAXA スラスター



parameter	value
Power	6 kW
Propellant	Xe, 20 mg/s
Efficiency	60%
Exhaust velocity	19 km/s
Thrust	390 mN

• 韓国スラスター for STSAT-3 by KAIST/SaTReC



parameter	value
Power	300 W
Propellant	Xe, 1mg/s
Anode efficiency	37%
Exhaust velocity	13 km/s
Thrust	>10 mN

# 東大ホールスラスタ(1)



1987年



1990年



2001年



2003年



2000年



2003年 金属チャンネル系

セラミックチャンネル系



2006年



2009年

# 東大ホールスラスタ(2)





2013年 UT-58

2014年RAIJIN 94 共同開発 5 kW級 2019年RAIJIN 66

## ETS-6搭載予定の日本製ホールスラスタ



ホールスラスタが切り拓く宇宙探査の新時代 (JAXA)





技術試験衛星9号機(三菱電機)



### 「電気推進の原理と機構」まとめ

1. プラズマ(電離気体)を一粒子ずつ静電気力で加速することに よって、高排気速度・低燃費のエンジン(電気推進ロケット)を実 現することができる。

2. イオンエンジンは、その高排気速度の特徴を生かして、宇宙探 査ミッションに利用されるようになってきている。(はやぶさイオ ンエンジンなど)

3. ホールスラスタは、そのイオンエンジンよりも高い推力密度を 生かして、地球周回・静止軌道の大型人工衛星への搭載が進んでい る。