

ハイブリッドロケット技術の現状と展望

JAXA宇宙科学研究本部、東京大学大学院併任
教授 嶋田 徹

UNISEC 第6回年次総会
2008年7月26日，創価大学

ご挨拶： 研究室の紹介

研究活動の自己紹介 (1/3)

✦ 研究室のプロフィール

- 固体推進系の熱・流体の科学
 - ✓ 数値シミュレーション
 - ✓ 基礎実験
 - ✓ ロケットの地上燃焼実験
 - ✓ ロケット打上げへの参画
- ハイブリッドロケット等の次世代の推進系の研究

✦ 利用できる研究設備

- スーパーコンピュータ
- 専用並列計算機
- 超音速・遷音速風洞
- 燃焼実験場(能代ほか)
- ロケット射場設備(鹿児島)
- JAXAのプロジェクトが保有する実験装置, 等



Courtesy of JAXA

研究活動の自己紹介 (2/3)

主な研究テーマ

✦ 流れ現象のメカニズムを解明しよう

➤ 固体ロケットの発生トルクの謎に迫れ！

- ✓ 渦の発生はロケットの推力振動や、横推力やロールトルクの発生につながります。これらの基となる流れ場の理解を深めるため、大規模で高精度な数値解析に取り組んでいます。

➤ 推力振動を予測しよう

- ✓ 実モータの推力振動特性を予測するための技術開発に取り組んでいます。

➤ 局所エロージョンの正体を見つけよう

- ✓ 局所エロージョンや、クロスハッチング等の発生メカニズムを、流れとアブレーションの連成解析によって探求しています。

✦ ハイブリッドロケットを研究しよう

➤ ハイブリッドロケットの燃焼室内の流れを研究しています。

➤ ハイブリッドロケット研究ワーキンググループの活動を推進しています。

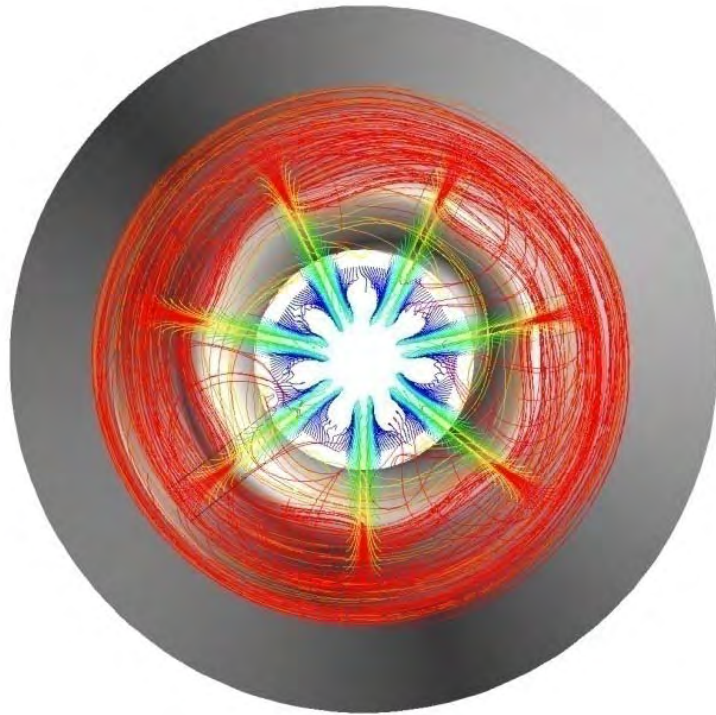
✦ Advanced Computer Science for SRM Internal Ballistics (ACSSIB)

➤ 非均質燃焼を計算科学によって予測しよう

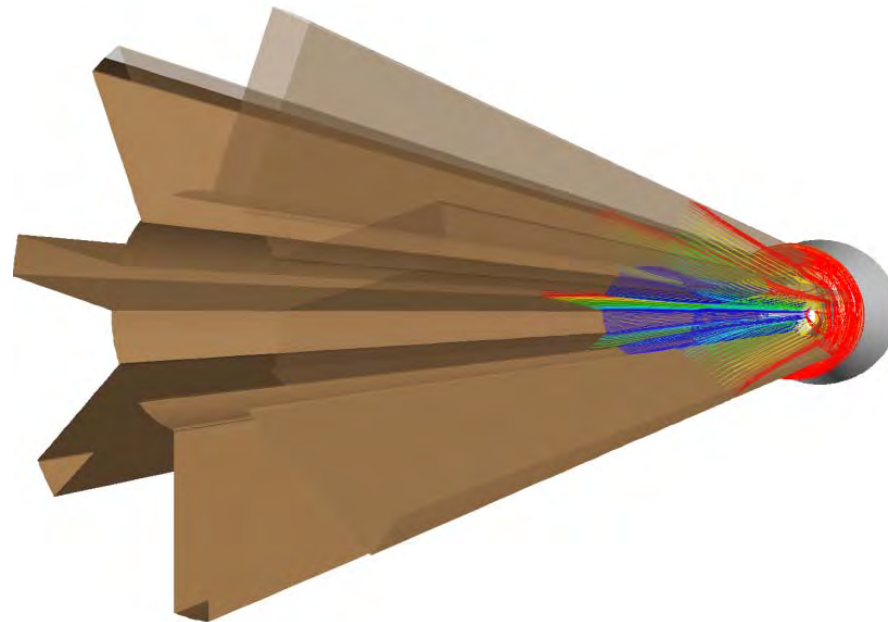
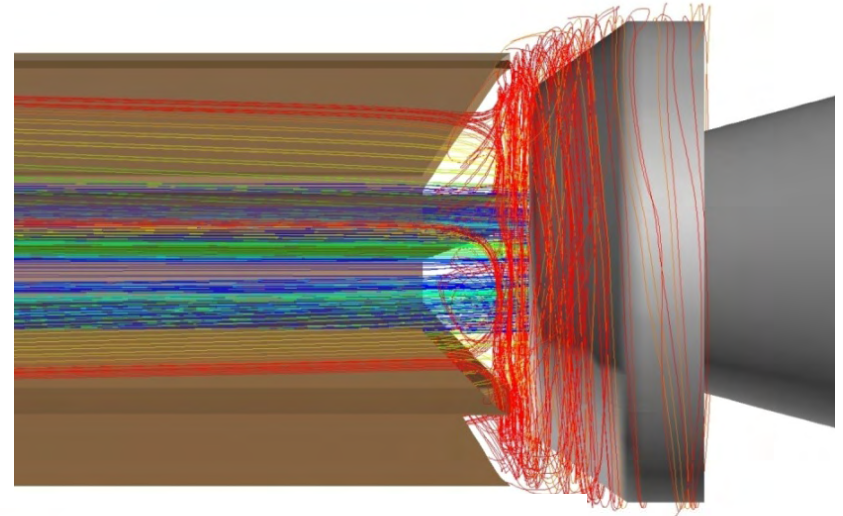
- ✓ ロケット製造業者と共に、計算科学を用いてこれに挑戦しています。

研究活動の自己紹介 (3/3)

ロールトルク発生メカニズムの研究 (AIAA 2008-4891)



J=40

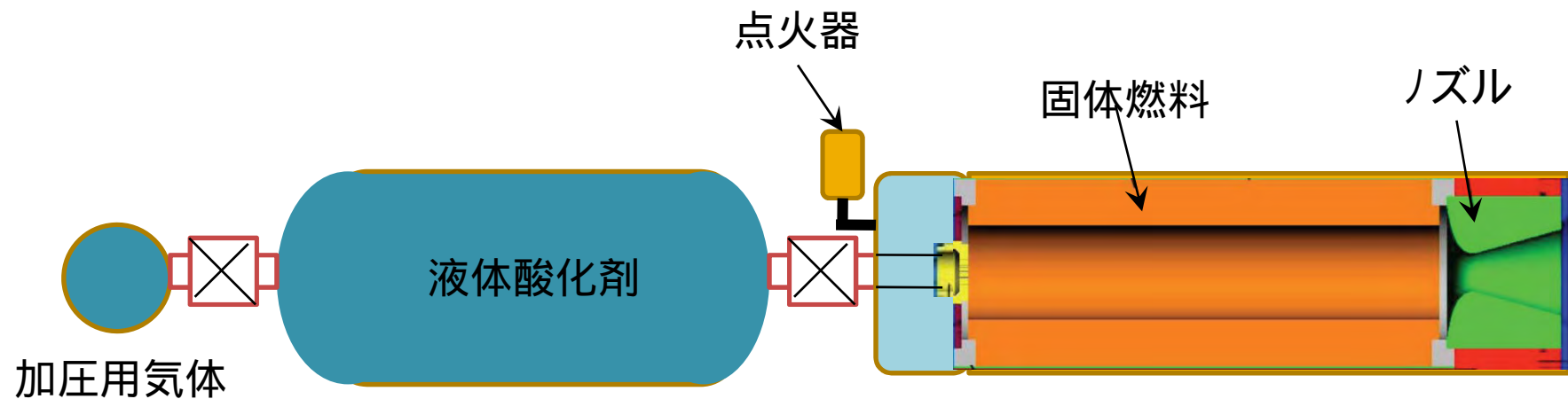


**本編：
ハイブリッドロケット技術の現状と展望**

ハイブリッドロケット技術の特徴 (1/4)

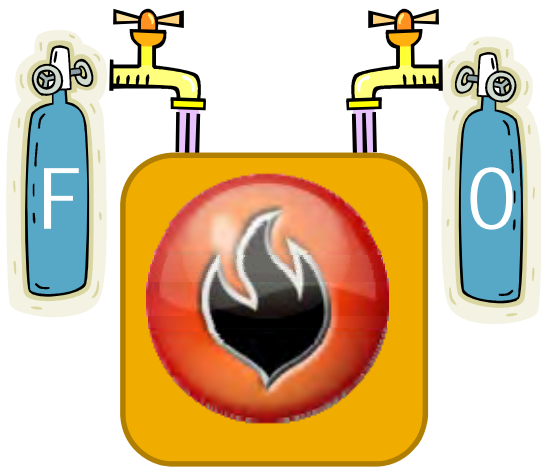
✚ 推進剤を固体と液体に分離

- 酸化剤: 酸素, 液体酸素, 過酸化水素, 亜酸化窒素, 四酸化二窒素, ...
- 燃料: HTPB, ポリエチレン, パラフィン, GAP, ワックス, PMMA, ...



ハイブリッドロケット技術の特徴 (2/4)

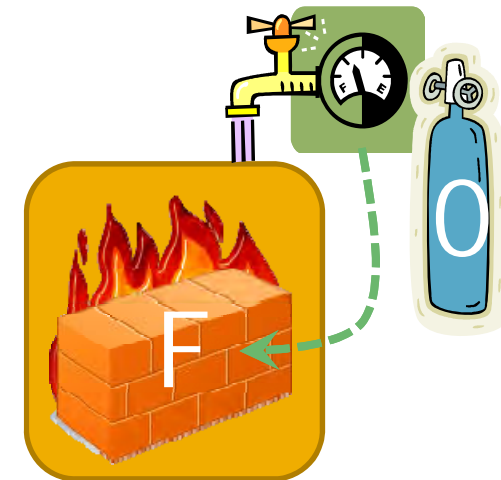
✦ 燃料流量が酸化剤流量の関数



液体ロケットO/F
使用時に設定
独立に調整可



固体ロケットO/F
製造時に設定
使用時の調整不可

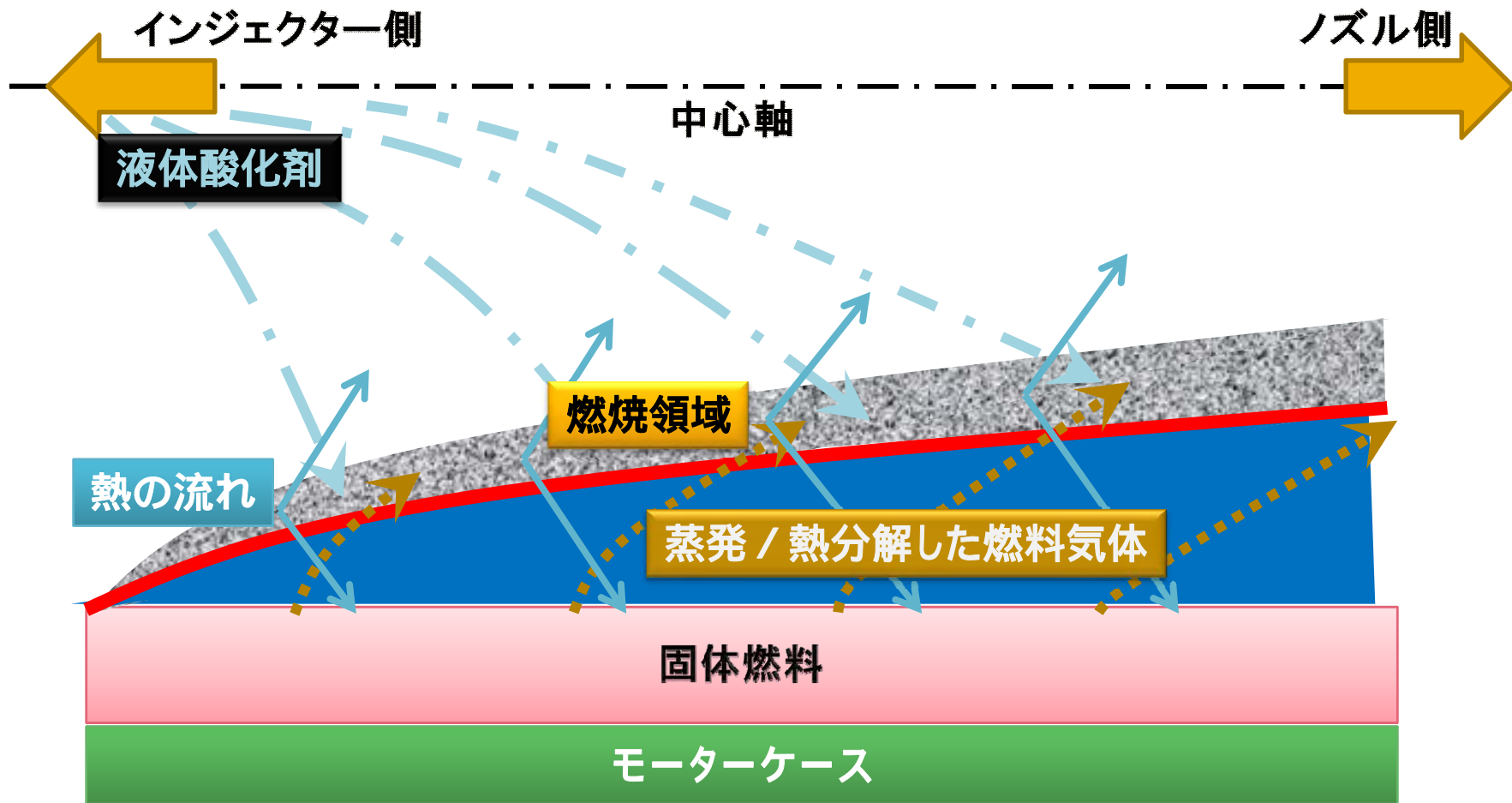


ハイブリッドロケットO/F
使用時に設定
独立に調整不可

ハイブリッドロケット技術の特徴 (3/4)

境界層燃焼モデル

燃料と酸化剤の巨視的な混合と境界層燃焼



ハイブリッドロケット技術の特徴 (4/4)

長所と課題

長所

- ✦ **高い安全性**
 - 火薬を使わない
 - 燃料の割れによる燃料発生増加がない
- ✦ **高い性能**
 - 固体より高い比推力
- ✦ **高いミッション適合性**
 - スロットリングや消炎・再着火
- ✦ **低コスト**
 - 火薬を使わないので扱いが容易
 - フィード系は液ロケの半分
- ✦ **良好な対環境性**

課題

- ✦ **高性能・高推力化**
 - **高い質量比, 低い縦横比**
 - ✓ 燃え残りの除去
 - **燃料後退速度の増進**
 - ✓ 燃料剤の新規開発
 - ✓ 熱伝達促進
- ✦ **複雑な燃焼過程の理解**
 - 燃料流量が酸化剤流量に依存する
 - 巨視的な混合
 - 流れの局所効果

ハイブリッドロケットの歴史

黎明期

1930代 IG. Farben(独)及びCalifornia Rocket Society, CRS(米), Soviet GIRDにて研究開始, GIRD-09打ち上げ, IG-Farben打ち上げ

1940代 CRS液体酸素と木材、蝋、ゴムによる研究

1951 CRS初号機、高度9km、液体酸素とゴムの推進剤

1950代中期 GE(米)、90%過酸化水素とポリエチレン Applied Physics Laboratory(米)、逆ハイブリッド

1960代(研究の時代)

ONERA(+ SNECMA, SEP)(フランス)にて、自燃性推進剤(硝酸とアミン)を用いたハイブリッドロケットを開発

United Technologies Center (Chemical System Division, CSD) とBeech Aircraftで、高高度、超音速標的機を開発

Volvo-Flygmotor(スウェーデン)にて、自燃性推進剤(硝酸とTagaform(ポリブタジエンと芳香族アミン))を用いたハイブリッドロケットを開発

CSDで高エネルギーのハイブリッド推進剤を研究。燃料にリチウムを使用し、酸化剤としてFLOX(液体酸素とフッ素の混合物)を使用して、自燃性(自然着火性)の推進剤を構成。スロットリングが可能で、真空比推力で380秒、燃焼効率93%

を達成した。直径107cm。

1964~1967 ONERA全8機が成功し、高度100kmに到達

1968 United Tech.-Beech Aircraft初号機打ち上げ。300秒燃焼、高度160km達成。(合計6機)。

以降、1980年代中盤まで実施。第2期は、HASTロケット。第3期はFireboltロケット

1969 Volvo-Flygmotor打ち上げに成功。20kgのペイロードを高度80kmに。

開発ブーム(小型衛星市場期待, チャレンジャー事故を機に)

1980代~1990代初め

AMROC、宇宙用ブースター用に史上最大のハイブリッドロケットの設計開発。H-500エンジン: 推力312kNで70秒燃焼。液体酸素とHTPB(末端水酸基ポリブタジエン)を使用。H-250Fエンジンは、推力1000kN以上のレベルで試験を実施。

1994 米Air Force Academy、全長6.4mの観測ロケット打ち上げ。HTPBと液体酸素。最大推力は約4.4kNで、17秒燃焼した。高度約5km到達。

2004 SpaceDevとScaled Compositesが、SpaceShipOne ピークルで有人搭載で高度100kmを初成功 (HTPB/N2O)

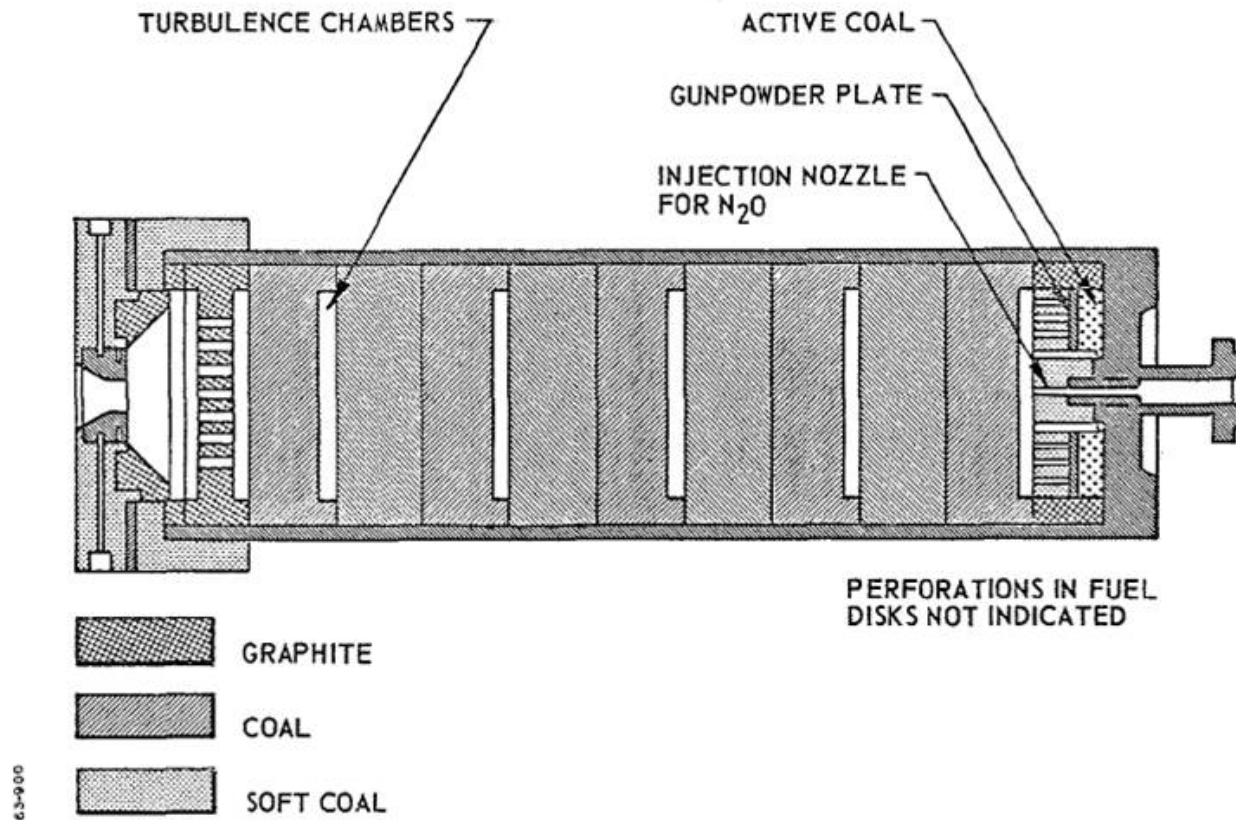


Figure 1 Early German hybrid rocket motor (after Lutz)

(Lutz, O., "Vergleichsbetrachtungen und Treibstofffragen bei R-Antrieben," Akademie für Luftfahrtforschungen, Vol.37, pp.13-41, 1943).

黎明期 ドイツのハイブリッドロケットモータ

燃料は石炭

酸化剤は亜酸化窒素

多孔性(セルロイド内装)の燃料ディスクを重ね、その間に乱流燃焼室が設けられていた

推力0.5 ~ 1トン, 燃焼時間40 ~ 120秒を達成

SpaceShip One

SpaceDev & Scaled Composites

初号機 2004年

有人機

HTPB-N₂O

推力: 15000ポンド(約6.8トン)

到達高度: 100 km



(from Thicksten, et al, AIAA 2008-4830)

ハイブリッドロケットの展望 (1/6)

✚ ハイブリッドロケットのブーム

➤ 1. 1980年代

- ✓ 商用衛星市場の期待が高まり、低コスト打ち上げ手段として

➤ 2. 1986年

- ✓ スペースシャトル, チャレンジャー号の事故を契機に固体ブースターをハイブリッドロケットに置き換えることが盛んに検討された

✚ 何故, 未だに市場が確立されていないのか?

- ハイブリッドの利点は明白であるため, 実用に向けて多くの研究がなされた.

- しかし, 未だに液体ロケット, 固体ロケットに肩を並べるまでの市場形成には至っていない.

- 何故か?

✚ 燃料後退速度が小さいことが最大要因

➤ 3. 1990年代 ~ 現代が, 第3のブーム

- ✓ 新たな技術の開発を伴う

ハイブリッドロケットの展望 (2/6)

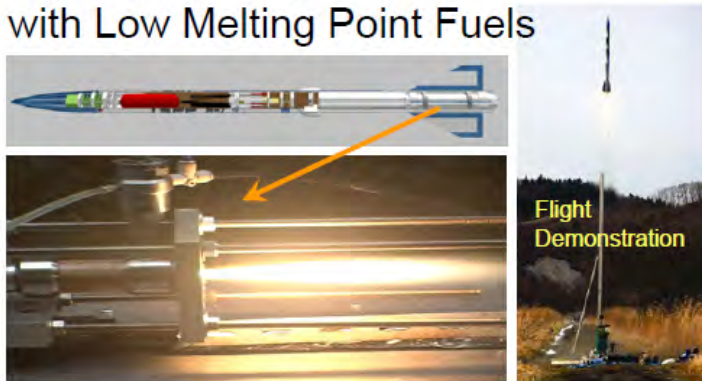
✦ 大推力化のためには...

$$\begin{aligned} F &= I_{sp} (o/f) \dot{m} g \\ &= I_{sp} (o/f) \dot{m}_f (o/f + 1) g \\ &= I_{sp} (o/f) \cdot \left[r (\dot{m}_o) A_{fs} \right] \cdot (o/f + 1) g \end{aligned}$$

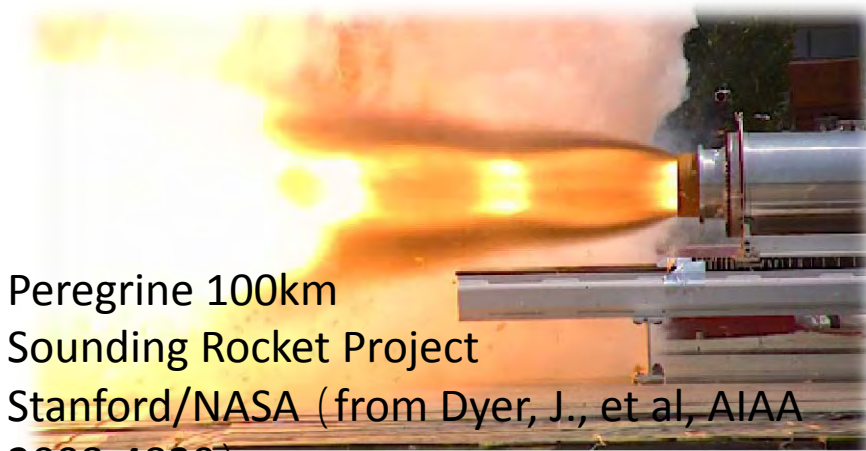
- 後退速度 r を大きくする
- 表面積 A_{fs} を大きくする
- 比推力* $(o/f + 1)$ を大きくする

ハイブリッドロケットの展望 (3/6)

Tokai University
Conventional System
with Low Melting Point Fuels



Burning Rate Enhancement Using Wax Fuel



Peregrine 100km
Sounding Rocket Project
Stanford/NASA (from Dyer, J., et al, AIAA
2008-4829)

Figure 9. Test AT - Second hot fire test at 100% throat and 2x throat area

後退速度の向上

燃料の探究

- ✓ WAX燃料: 東海大
- ✓ パラフィン燃料:
Stanford/NASA
 - 表面で液化し微細粒子化
- ✓ (ナノ)金属粒子含有

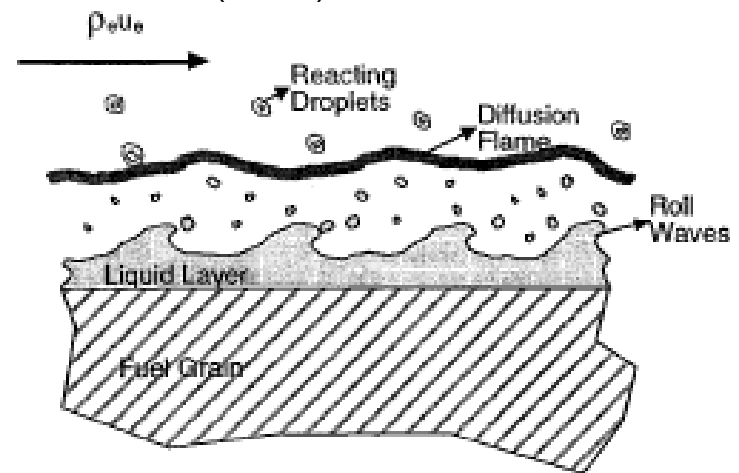


Figure 2: Schematic of the entrainment mechanism.

(from Karabeyoglu, et al., AIAA Paper 2001-4503)

ハイブリッドロケットの展望 (4/6)

✚ 燃焼面積の向上

➤ Multi-Port, Muti-Row

- ✓ AMROC, SpaceDev
- ✓ Lockheed Martin, Falcon Program

➤ 燃料HTPB, 酸化剤LOX, N2O

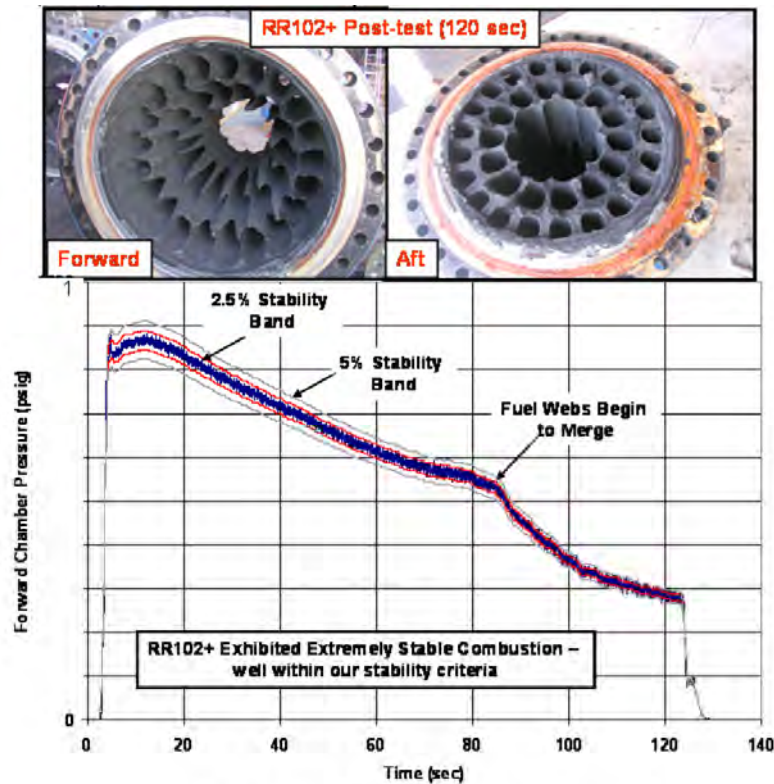


Figure 6. RR102+ Post Test Photos and Chamber Pressure

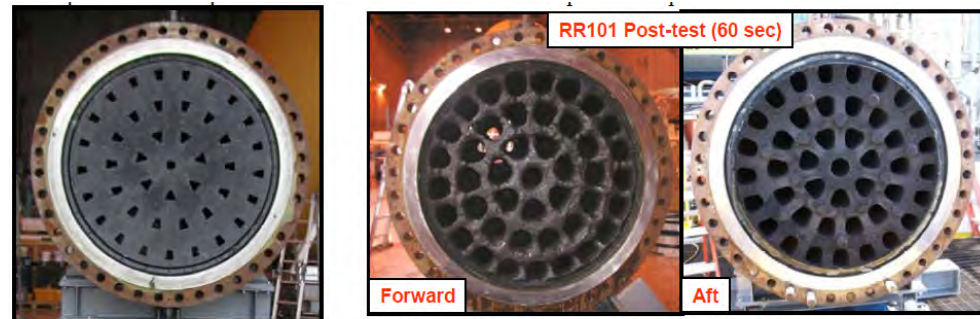


Figure 2. RR101 Pre and Post Test Photos - 3 Row - 43 Port Fuel Grain

from D. Kearney, et al., (Lockheed Martin Space Systems Company,) AIAA Paper 2007-6144

ハイブリッドロケットの展望 (5 / 6)

熱伝達の向上

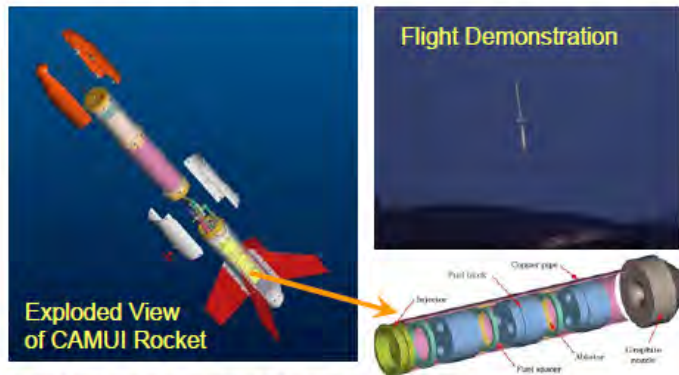
➤ CAMUI方式

- ✓ 衝突ジェットによる熱伝達促進 (北大・HASTIC)

➤ 旋回流型HR

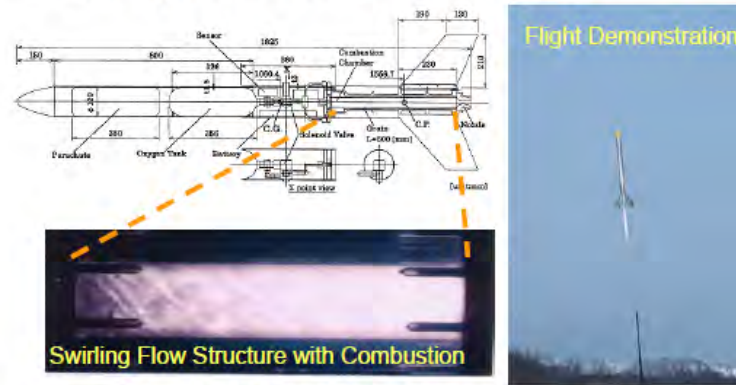
- ✓ 旋回インジェクター
- ✓ ヘリカル・グレイン
- ✓ VORTEXチャンバー

Hokkaido University & HASTIC
Cascaded Multistage Impinge-jet System



CAMUI: Cascaded Multistage Impinge-jet

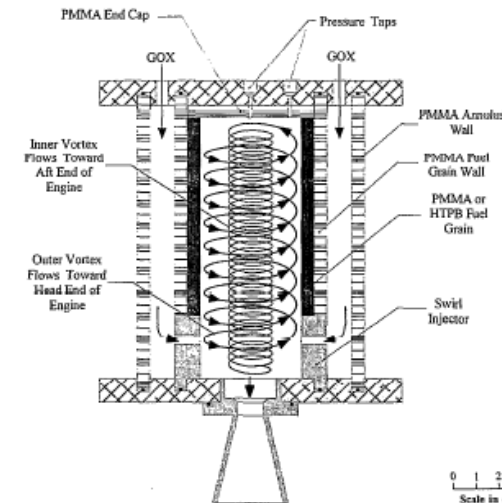
Tokyo Metropolitan University
Swirling Oxidizer Flow System



Convection Heat Transfer Enhancement by Swirling Flow

Orbital Technologies Corporation

From Knuth, et al., JOURNAL OF PROPULSION AND POWER
Vol. 18, No. 3, May-June 2002



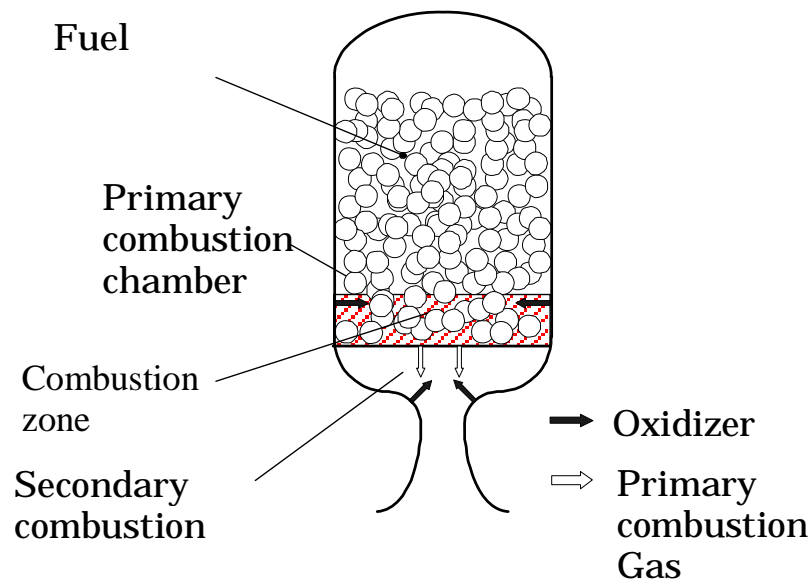
(a) Schematic Diagram of VH-20 Engine

ハイブリッドロケットの展望 (6/6)

✦ 新たな燃焼器の創製

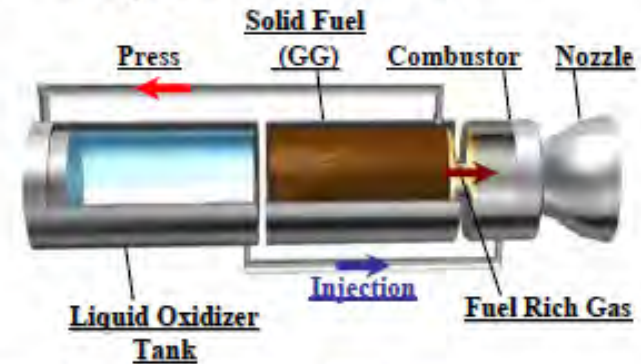
➤ ガス・ハイブリッド方式

- ✓ GAP(高エネルギーゴム) + GOX
- ✓ 二段燃焼式



二段燃焼式ガスハイブリッド
(北大・JAXA)

ISAS/JAXA Gas Hybrid System with Energetic Propellants



Fuel: GAP (Hypergolic Fuel)
Oxidizer: LOX, HAN based solution

ハイブリッドロケット研究ワーキンググループ活動の紹介 (1/2)

✦ 発足: 2008年3月, JAXA宇宙研の大学共同利用システムの一環

✦ 発起人

- 代表 嶋田 徹 (JAXA宇宙研)
- 判澤正久, 森田貴和(東海大), 湯浅三郎(首都大), 永田晴紀(北大), 堀 恵一(JAXA宇宙研)

✦ 目的

- 固体・液体ロケットに比肩できるハイブリッドロケットの開発に欠かせない, 燃料/燃焼器の新技术を創製する.
- ハイブリッドロケットの長所(スロットリングや再着火)を活かすための新技术を創製する.
- ハイブリッドロケットの燃焼・流動現象を科学的に研究し, より良い理解によって, 現象の定量的予測を可能とする.
- 軌道 / 亜軌道ハイブリッドロケットのシステム最適設計 ~ 開発 ~ 打上げ

✦ 構成員 : 33名 (2008.7月現在)

- JAXA 18名 (ISAS: 15, JEDI: 2, 宇宙輸送ミッション 1)
- 大学 15名 (北大3, 東北大3, 東海大3, 九大2, 首都大2, 東大1, 筑波大1)

ハイブリッドロケット研究ワーキンググループ活動の紹介 (2/2)

✦ 先進的燃焼器技術創製への取り組み

➤ 新燃料の研究

- ✓ ワックス燃料の研究 (東海大・JAXA)
- ✓ GAP(高エネルギーバインダー)入り燃料の研究 (JAXA)

➤ 新燃焼器方式の研究

- ✓ 二段燃焼方式の研究, 亜酸化窒素触媒分解式再使用点火器の研究 (北大・JAXA)
- ✓ GAPガスハイブリッド方式の研究 (JAXA・筑波大)
- ✓ 旋回型インジェクター方式とLOX気化技術 (首都大・JAXA)
- ✓ 多孔・多重式グレイン等の研究 (九州大)

✦ 燃焼室流動現象の理解向上への取り組み

- 多分野統合・高精度CFD解析の研究 (東北大, 東京大, 北大, JAXA)
- 燃料表面への熱フィードバック計測技術の研究 (東北大・JAXA)
- CAMUI型燃料グレインの後退速度予測の研究 (北大・JAXA)
- 燃焼振動の研究 (東海大・JAXA)

✦ システム設計への取り組み

- ハイブリッドロケット最適設計の研究 (JAXA)
- 管路システム解析 (JAXA)
- 軌道 / 亜軌道ハイブリッドロケットの最適設計の実施 (JAXA)

まとめ(1/2)

- ✦ ハイブリッドロケットの歴史は古く、1930年代に始まる
- ✦ その特徴は、酸化剤と燃料を分離保持することによる、燃料流量の酸化剤流量依存と、巨視的な流れの混合と境界層燃焼
- ✦ そのおかげで、高い安全性、低コスト性、高性能性、広いミッション適合性、低公害性などの利点を有する。
- ✦ このような利点が明らかにも関わらず、未だに液体・固体ロケットに比肩しうる市場を形成できていない。
- ✦ その最大の理由は、燃料後退速度が低いことにある。
- ✦ 現在第3のハイブリッドロケットブームの最中である。
- ✦ 米国SpaceDev社や、Lockheed-Martin社における開発により、マルチポート形式のHTPB燃料が用いられ、実用性の高まりを見せている。

まとめ(2/2)

- ✦ Stanford/ NASAのパラフィン燃料の動きも活発化している。
- ✦ 日本国内では、CAMUI方式、酸化剤旋回方式、ワックス燃料方式、GAPガスハイブリッド方式の研究が進められている。
- ✦ 2008年3月より、JAXA宇宙研の大学共同利用システムとして、ハイブリッドロケット研究WGが発足した。
- ✦ 液体・固体ロケットに比肩しうるまでハイブリッドロケットの技術を向上させることが目的である。
- ✦ 今後皆さんと共に一層活動を促進したいので、何とぞよろしくお願ひします。