

ハイブリッドロケット ～ロケットの安全化による宇宙輸送の発展～

2015年12月6日

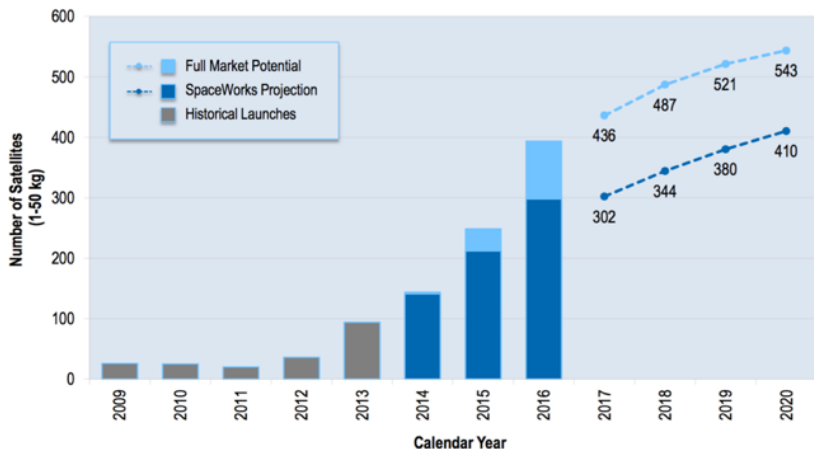
JAXA 宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系

嶋田 徹

宇宙輸送需要を取り巻く環境変化

Nano/Microsatellite Launch History and Projection (1 - 50 kg)

Projections based on announced and future plans of developers and programs indicate between 2,000 and 2,750 nano/microsatellites will require a launch from 2014 through 2020



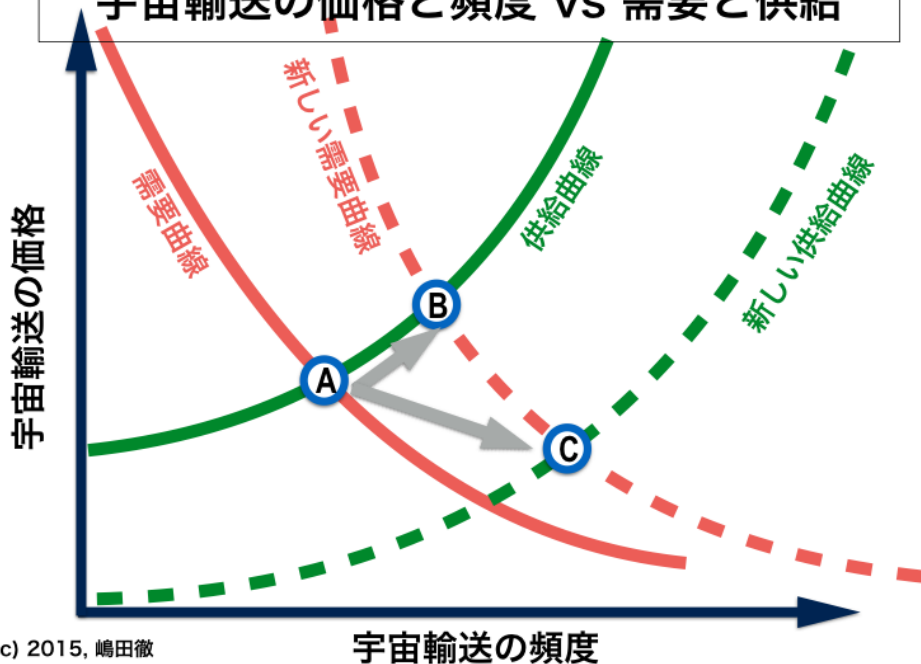
The Full Market Potential dataset is a combination of publically announced launch intentions, market research, and qualitative/quantitative assessments to account for future activities and programs. The SpaceWorks Projection dataset reflects SpaceWorks' estimate of the total number of satellites that will launch in a given year.

(c) SpaceWorks, 2014, Paper IAC-14.E6.1.3

* Please see End Notes 1, 2, 3, 4, and 5.

宇宙輸送のマクロ経済学

宇宙輸送の価格と頻度 vs 需要と供給



供給の向上が必要

- ・ もし供給曲線が同じままで、需用量だけが増加するならば、価格は上昇する（インフレ）
（点**A**から点**B**）
- ・ 新たな需要に対応して経済を成長させるためには、点**A**から点**C**、即ち、頻度を増やしつつ価格を下げるためには、新たな供給＝供給の向上が、絶対に必要！！

如何にして供給を向上させるか？

- ・ 技術革新による生産性の向上！
 - ・ 再使用ロケット (Reusable Rockets)
 - ・ 3次元プリンター (3D-Printing Manufacturing)
 - ・ 安全化 (*Delethalization*)

第3の技術革新：ロケットの安全化 (Delethalization)

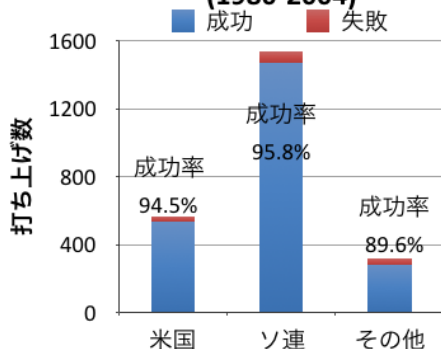
ロケットの失敗原因

- 推進系がアキレス腱
- 25年（1980-2004）で成功率は約95%
- 失敗の内、6割以上は推進系が原因

(I-Shih Chang, AIAA 2005-3793)

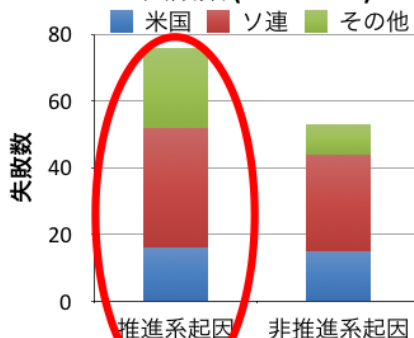
世界の打ち上げ総数

(1980-2004)



世界の打ち上げにおける 推進系と非推進系起因の

失敗数 (1980-2004)

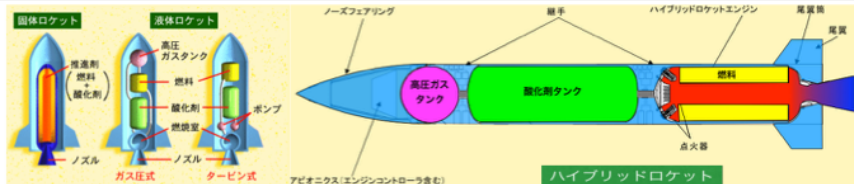


ロケット推進技術の分類

- 木村遼郎「ロケット工学」, 養賢堂, 1993, p.5
- Sutton, "Rocket Propulsion Elements, 8th ed.", 2010, Wiley.
- 渡辺勝巳「完全図解・宇宙手帳, 世界の宇宙開発活動「全記録」, JAXA協力」, ブルーバックスB-1762, 講談社, 2012

ロケット推進機関の種類	種類の細分	エネルギー源	高速噴流の作り方	作動特性
化学ロケットエンジン	液体ロケットエンジン	化学エネルギー	燃焼ガスをノズルにより膨張	低推力から大推力まで 作動時間は短い(10min以下) 排気速度 5×10^3 m/s程度まで
	固体ロケットエンジン			
	ハイブリッドエンジン*			
電気推進	イオン推進	電気エネルギー(太陽電池, 原子力発電)	イオンの静電的加速	低推力, 長年月作動 排気速度 $10^4 \sim 10^5$ m/s
	プラズマ推進*		プラズマの電磁氣的加速	
核エネルギー推進	伝熱型**	原子核反応のエネルギー	原子炉コアにおいて加熱されたガスをノズルにより膨張	大推力を出しうる 排気速度 1×10^4 m/s程度まで
	核反応生成物質を推進剤とするもの***		核反応生成物質を固体ノズル或いは磁気ノズルにより膨張	大推力を出しうる
	核融合推進*	核融合のエネルギー	D-T高温プラズマを閉じ込め核融合を起こし, 推進剤となる水素ガスを吹き込む	大推力を出しうる
レーザ推進	レーザ加熱推進***	レーザとして輸送されるエネルギー	レーザ加熱されたガスをノズルにより膨張	低推力, 長年月作動
	レーザ電気推進***	電気エネルギー(レーザとして輸送されるエネルギーによる発電)	静電あるいは電磁氣的加速	
太陽帆	ソーラセイル	太陽光輻射圧	光子を帆で反射して反作用により	極低推力, 無推進剤

* 現時点で研究・開発は行われているが, まだ実用されていない, ** 過去において開発研究が行われたことがある, *** 現時点ではまだ開発研究が行われていない.



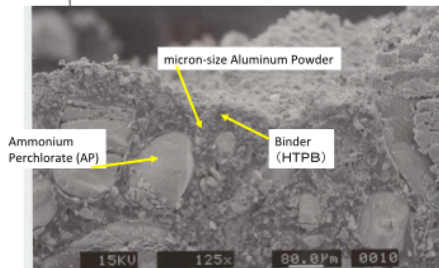
固体ロケット: 燃料・酸化剤とも固体の状態で推進剤に含まれる。各成分の熱分解ガスが推進剤表面で混合し燃焼する。推進剤のポートが燃焼室となっている。

液体ロケット: 燃料・酸化剤とも液体の状態でタンクに充填されている。燃焼室内に噴射されることによって混合し燃焼する。
※エアブリージングは酸化剤を大気より取り込む方式。

ハイブリッドロケット: 酸化剤は液体の状態でタンクに充填されている。燃料は固体の状態で燃焼室に充填されている。燃料に噴射される酸化剤と燃料の蒸気又は熱分解ガスが燃料表面で混合し燃焼する。

固体ロケット：EEPS(Essentially-Explosive Propulsion System)

本質的に爆発性のある推進系

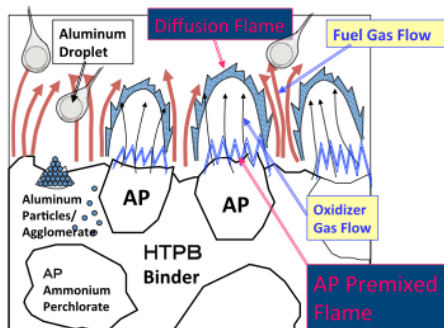


過塩素酸アンモニウム(AP)は15ミクロン以上のサイズでもクラス4酸化剤(爆発的反応を起し得る)であり、15ミクロン以下の大きさの粒子は爆発物とされる。

NFPA 400: Hazardous Materials Code, 2010

NFPA 495: Explosive Materials Code, 2010

NFPA: National Fire Protection Association



AP はそれ自体が推進剤

$$T_{ad}=1230K$$

AP Sizes are blended to meet burning rate
1-10-100 Micron Sizes Mixing

液体ロケット：EEPS(Essentially-Explosive Propulsion System)

本質的に爆発性のある推進系

酸化剤と燃料の2液体ジェットを衝突させ、微粒子化と混合を促進する（爆発性の混合気を生成するため）



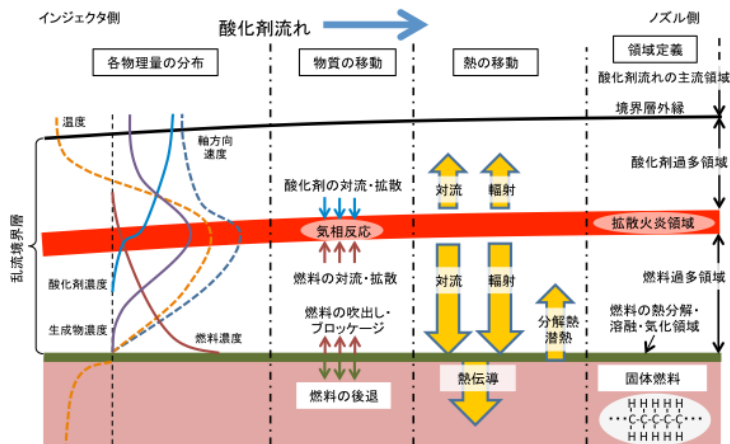
(c) Dr. Chihiro INOUE

液体推進剤は漏れる。特に液体水素は漏れやすく、容易に爆発性混合気を作る

低温推進剤、特に液体酸素は空気中の水分を氷にする。これによってシール材が傷んだり、バルブが壊れたりして、リークにつながりやすい。

ハイブリッドロケット：ENEPS(Essentially-Non-Explosive Propulsion System) 本質的に爆発性の無い推進系

- ・ **境界層燃焼** — 爆発性混合気を作り難い
 - ・ 燃料を固体で、酸化剤を液体で搭載しているため。燃焼は燃料表面を流れる酸化剤が作る境界層内で起き、乱流拡散がこれを支配している。(乱流拡散火炎)



境界層燃焼は、安全性の根拠

- ・ 安定・継続的な境界層燃焼を維持するためには、境界層中の火炎から安定・継続的に熱が供給されて燃料の気化が起き、酸化剤蒸気と拡散混合して火炎が維持されなければならない。（設計によって恣意的にこれを実現しなければならない。）
- ・ 逆に言うと、不測の事態によって激しい境界層燃焼が継続する可能性は極めて少ない。→
（爆発しない理由）

安全管理に関するコスト

製品レベル	固体ロケット安全管理要求			
	資格保有者	施設	手続き	作業
原材料	危険物取扱者, 危険物保安監督者	危険物貯蔵庫	譲渡・引渡届等の申請, 危険物貯蔵庫許可申請, 危険物貯蔵庫定期点検	-
推進薬	火薬類製造保安責任者, 火薬類取扱保安責任者	火薬類製造施設, 火薬庫の設置 (保安距離確保)	火薬類製造営業許可申請, 火薬類製造施設完成検査, 製造施設 (火薬庫) 定期自主検査, 火薬庫等完成検査, 火薬類消費許可申請, 火薬類廃棄許可申請, 火薬類譲渡許可申請, 運搬証明の申請	製造時落雷情報取得, 火気厳禁、静電除去、防爆等, 結線～燃焼終了総員退避
ロケット	火薬類保安責任者, 火薬類取扱保安責任者	火薬庫の設置 (保安距離確保)	火薬庫設置等許可申請, 火薬庫等完成検査, 製造施設 (火薬庫) 定期自主検査, 退避による並行作業禁止, 火薬類消費許可申請	火気厳禁、静電除去、防爆等, 組立時落雷情報取得, 結線～燃焼終了総員退避

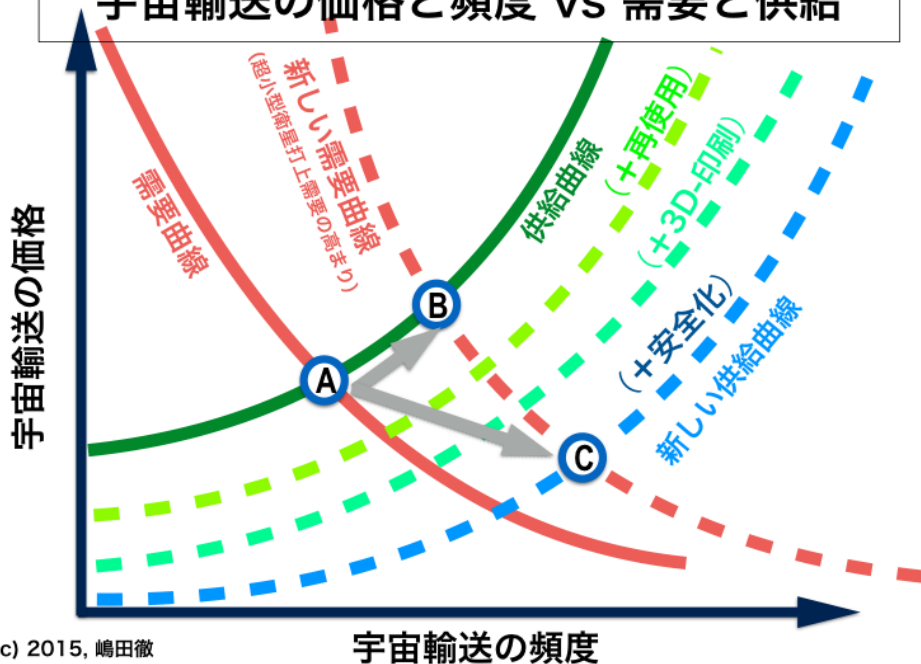
ロケット推進を安全化することによって、安全管理要求が削減され、宇宙輸送の価格低減に寄与する。

ENEPSの需給平衡輸送費

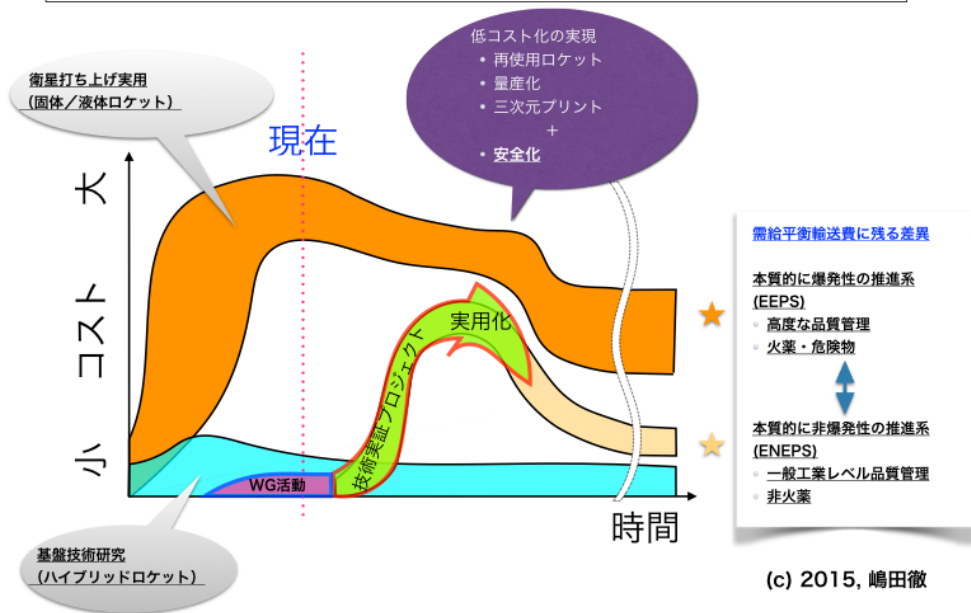


EEPSの需給平衡輸送費

宇宙輸送の価格と頻度 vs 需要と供給



安全化による宇宙輸送の低コスト化



(c) 2015, 嶋田徹

ENEPSの実用化までの課題 境界層燃焼型ロケットエンジンの開発

実用化に向けた技術課題とソリューション

- ハイブリッドロケットの課題を解決して実用化を実現する
 - 燃料後退速度の向上: HRrWGによって基盤技術を確立
 - 酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット (Swirling-Oxidizer-Flow-Type: SOFT)
 - 推力とO/Fの同時制御を可能とする技術の研究開発: 今後の小規模プロジェクトにて実証する
 - 強度可変酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット (Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type: A-SOFT)

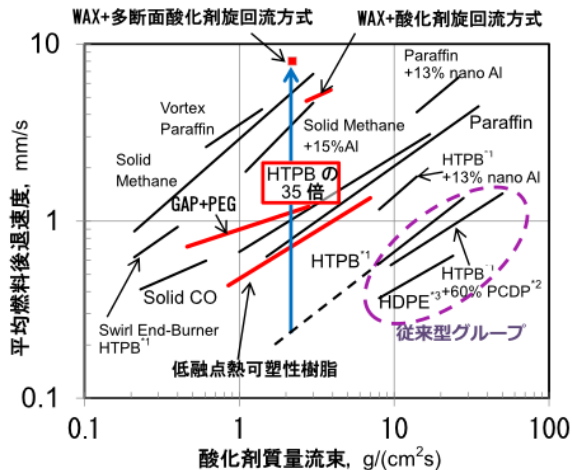


SOFTハイブリッドロケット
のBBMレベル地上燃焼
試験の実施 (HRrWG)



A-SOFT の概念

燃料後退速度の向上



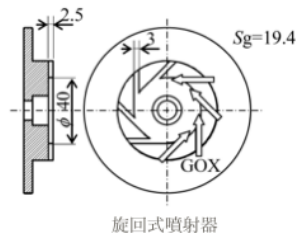
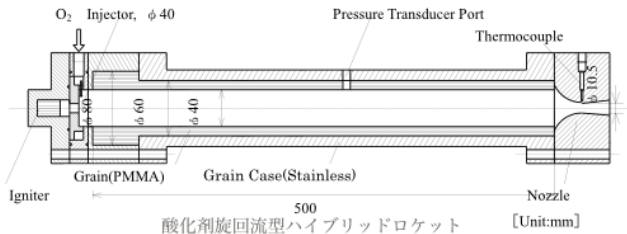
注釈 *1: Hydroxyl-terminated Polybutadiene

*2: Polycyclopentadiene

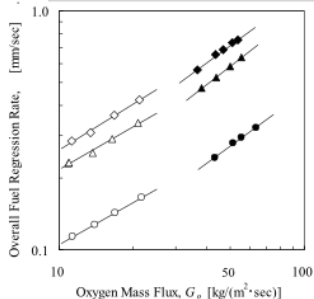
*3: High Density Polyethylene

酸化剤旋回流型(SOFT)ハイブリッドロケット

S. Yuasa, K. Yamamoto, H. Hachiya, K. Kitagawa, Y. Oowada, "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine," 37th AIAA/ ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2001-3537, 2001.



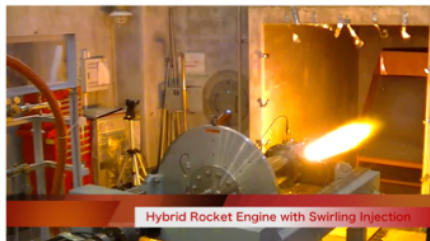
◆	$L = 500[\text{mm}]$	$S_g = 19.4$	$\bar{F} = 0.0345G_o^{0.778}$
▲		$= 9.7$	$= 0.0266G_o^{0.790}$
●		$= 0$	$= 0.0145G_o^{0.749}$
◇	$= 150$	$= 19.4$	$= 0.0596G_o^{0.641}$
△		$= 9.7$	$= 0.0562G_o^{0.587}$
○		$= 0$	$= 0.0276G_o^{0.581}$



燃料後退速度の向上

SOFT ハイブリッドロケット

HTE-5-1 地上燃焼試験



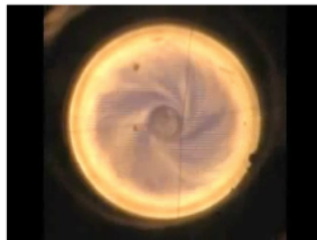
- ・ ここまでの成果
 - ・ 気体酸素 / ポリプロピレン
 - ・ Swirling-oxidizer-flow (Sg ~ 19)
 - ・ 4.5kN で10 秒, 1.5kNで20秒
- ・ HTE-5-1の目標
 - ・ 5kN で 30 秒
 - ・ 液体酸素
 - ・ C^* 効率 > 0.95

LOX再生冷却ノズルによる酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの 気化燃焼実験

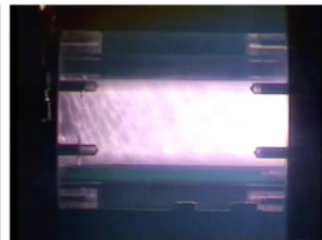
- 酸化剤を冷却剤とする再生冷却ノズルを用いたハイブリッドロケットエンジンの燃焼実験に世界で初めて成功。LOXをインジェクタ上流で気化することで、旋回流の効果を向上させている。推力600N、燃焼室圧2MPa。（首都大学東京・湯浅研究室/JAXA-ハイブリッドロケット研究WGにおいて実施）



気化燃焼試験



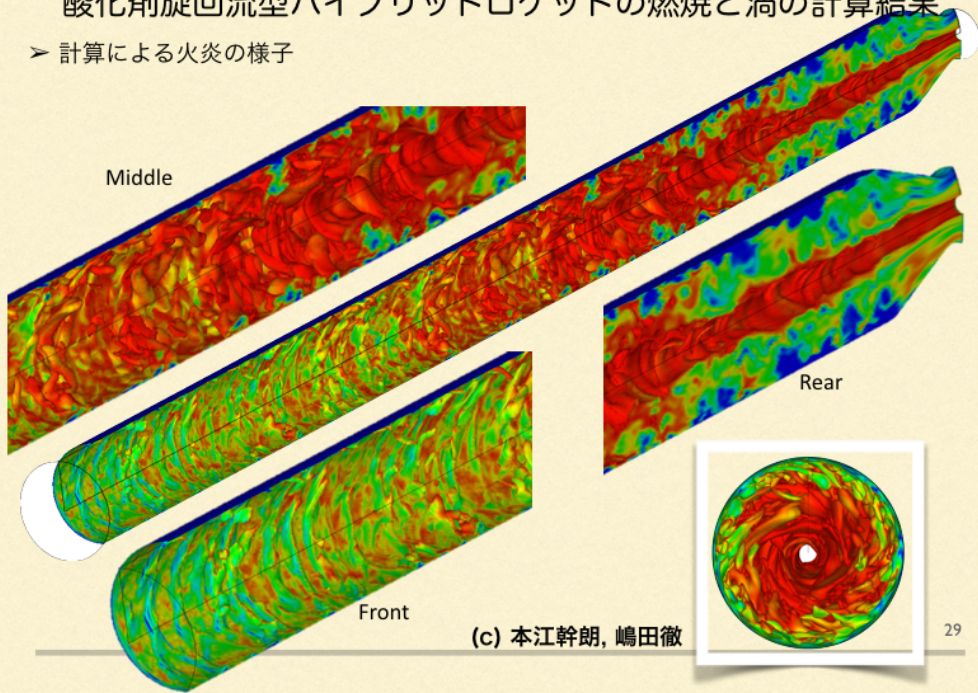
前方からの可視化



側方からの可視化

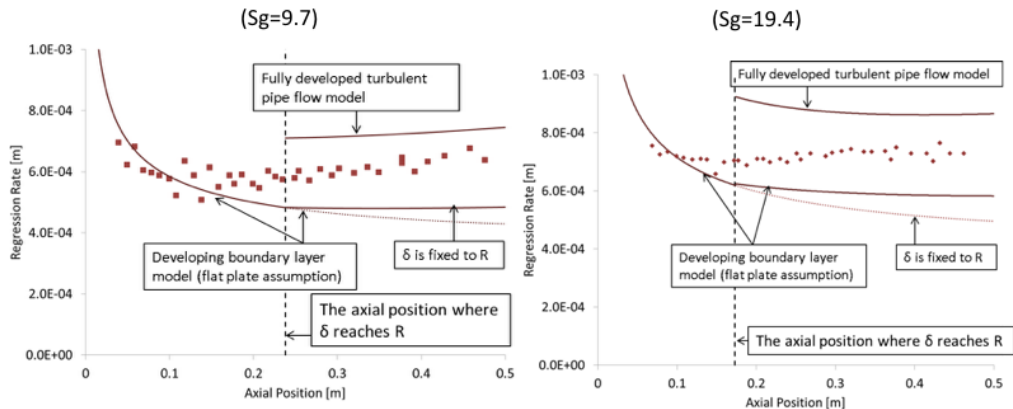
酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの燃焼と渦の計算結果

➤ 計算による火炎の様子



(c) 本江幹朗, 嶋田徹

酸化剤旋回流の燃料後退速度向上メカニズム



- 前方領域：乱流境界層が発達する
- 後方領域：発達した管内乱流への遷移
- 旋回強度を変えることで、遷移位置が前後に変化すると共に、燃料後退速度が変化する

(c) 小澤晃平, 嶋田研D2

A-SOFTハイブリッドロケットの概念

酸化剤流を軸方向噴射と接線方向噴射の2系統化し独立に流量を制御

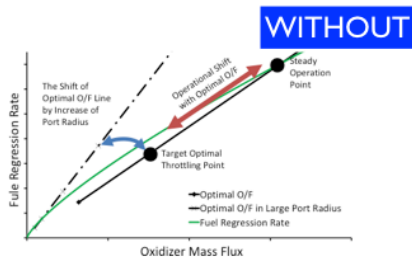


Fig.7 Shifts of operational points in hybrids

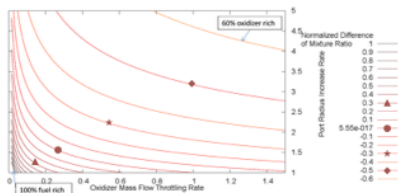


Fig.8 Normalized shifts of mixture ratio in hybrid rockets

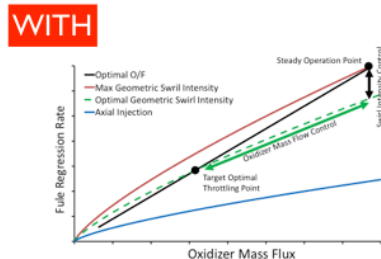


Fig. 9 The concept of dual injection system

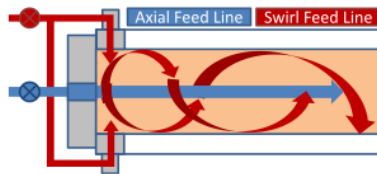
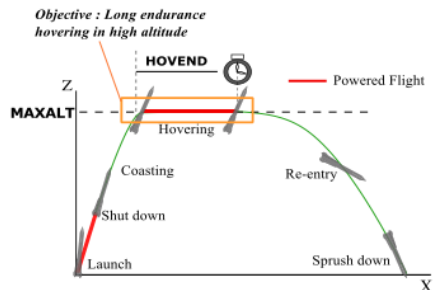
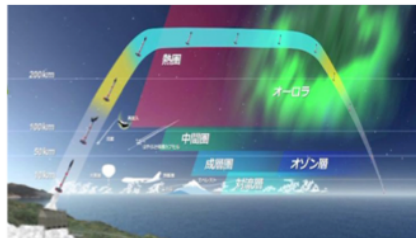


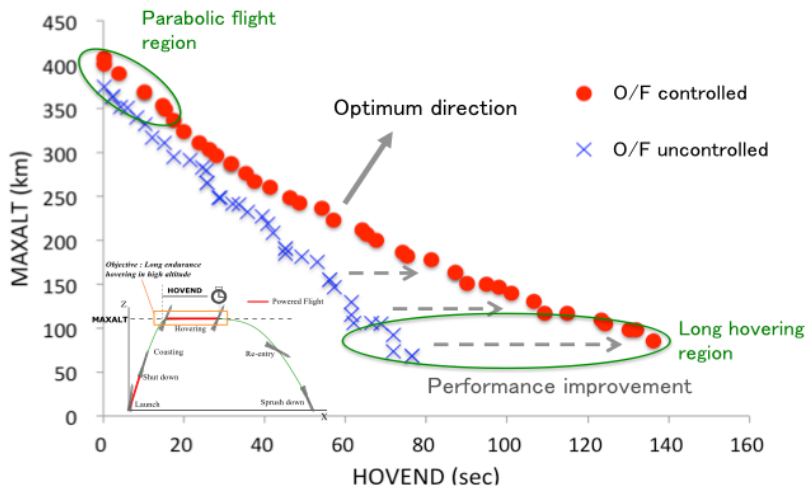
Fig. 10 The concept of dual injector

次世代観測ロケットにハイブリッド応用 スロットリング能力を活用したフライト



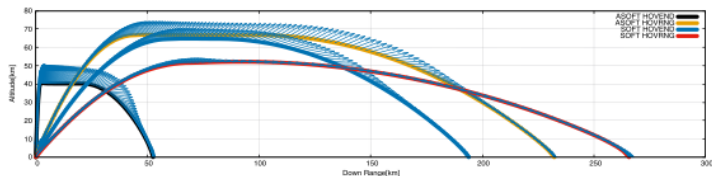
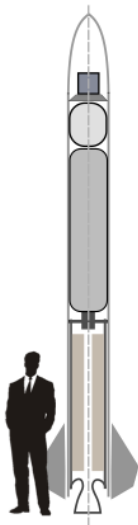
- オーロラ観測等の高高度大気観測ミッションの需要は大きい
- ある高度に長時間滞在できれば効率的にデータを集められる
- 飛行シミュレーションと多目的最適化アルゴリズムの併用によって実現可能な飛翔性能を調査。
 - 到達高度 (MAXALT) と滞在時間 (HOVEND) を評価指標に設定。
 - 機体各部の形状, 推力履歴等を設計変数とする。

性能指標空間におけるFeasible Domainの拡大 MOGAによるパレート最適フロントの取得結果



(c) 臼杵智章, 嶋田研M2, 2015

飛翔プロファイルの柔軟性の向上量調査



実際にエンジンを開発したとして、どの程度柔軟にミッションを実施できるだろうか？

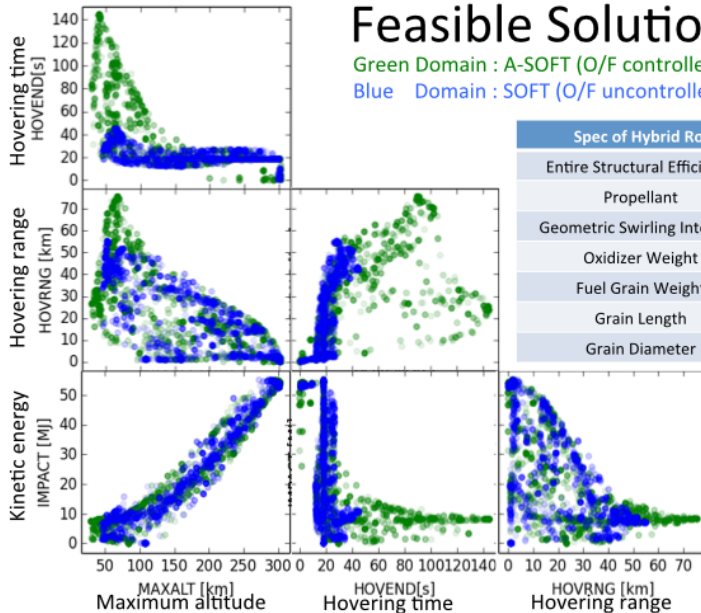
- 機体設計を固定して、推力履歴だけを設計変数にする
- マニューバ・シーケンスの中に逆噴射着陸も追加
- 多目的性の検証(4つの性能指標)
 - 到達高度
 - ホバリング時間
 - ホバリング距離
 - 着水時衝撃

最大到達高度を高めるように最適設計されたハイブリッドロケットに対して、A-SOFT技術を適用し、飛翔プロファイルの自在性を調査する。

Feasible Solution Set

Green Domain : A-SOFT (O/F controlled)

Blue Domain : SOFT (O/F uncontrolled)

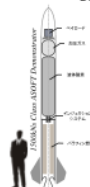


Spec of Hybrid Rocket Hardware

Entire Structural Efficiency	0.70
Propellant	LOX+PP
Geometric Swirling Intensity	38
Oxidizer Weight	300 [kg]
Fuel Grain Weight	150 [kg]
Grain Length	1.6 [m]
Grain Diameter	0.4 [m]

1. Ground Firing Test

- ## 2. Demonstrator Construction



衛星打上げ用ロケットへの発展

HR研究ワーキング・グループでの研究

- A-SOFTユニットエンジンのBBM開発と、将来必要な各技術の基礎研究と要素技術実証

小規模プロジェクト提案

技術の重要性とミッジョン規模に則した段階的技術獲得

①高機能HRの開発・飛翔実証



- A-SOFT HR ユニットエンジン開発
- 宇宙工学史上初の推力・酸燃比同時制御能力を持つA-SOFT HRの飛翔実証
- A-SOFTのどのような応用にも必要なキー技術の獲得

②高機能HRのクラスタ技術実証



- クラスタリングA-SOFT HRの宇宙工学史上初の飛翔実証
- 衛星打ち上げ3段ロケットのための各技術の獲得

③高機能・クラスタ3段式HRによる衛星打上げ



- 宇宙工学史上初の高機能クラスタHRによる衛星打ち上げ
- 製造・管理・運用費の低コスト化に必要な推進剤安全性評価技術の獲得

高機能ハイブリッドロケットによる衛星打上げの実現

まとめ 1

【今、宇宙輸送の発展のために何が必要なのか？】

- ・ 宇宙輸送需要の変化：超小型衛星打上需要の高揚
- ・ 宇宙輸送経済を発展させる為には需要曲線のシフトに対し、供給曲線をシフトさせる必要がある。
- ・ 技術革新の必要性：再使用ロケット、三次元プリント加工、**ロケットの安全化**
- ・ 従来型ロケットは**本質的に爆発性を持つ推進系(Essentially-Explosive Propulsion System = EEPS)**
- ・ 境界層燃焼型ロケットは**本質的に非爆発性の推進系(Essentially-Non-Explosive Propulsion System = ENEPS)**
- ・ **ロケットの安全化**とは、EEPSをENEPSにすること＝**境界層燃焼型ロケットへの移行**
- ・ 境界層燃焼型のハイブリッドロケットの実用化が必要！

まとめ 2

【境界層燃焼型ハイブリッドロケットの実用化のために狙うべき科学技術は何か？】

- ・ 境界層燃焼型ハイブリッドロケットの実用化を阻む技術課題は、低い燃料後退速度と、燃料発生量を直接制御できないこと
- ・ 燃料後退速度は酸化剤旋回型(SOFT)技術と燃料の工夫により克服できる
- ・ 衛星打ち上げシステムには、推力制御や消化・再着火の機能が重要。また、ユニットエンジンのクラスタリングが好都合。ハイブリッドロケットの「O/Fシフト問題」の解消が必要
- ・ 強度可変酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット（Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket）の技術
→ 「狙うべき科学技術」の一つの答えである