

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

東京大学ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー
(JAXA社会連携講座) シンポジウム
～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～

Proceedings of Rocket and Spacecraft Modeling Laboratory Symposium 2018

後刷集

2018年6月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

まえがき

東京大学-JAXA 社会連携講座「ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー」は、東京大学と宇宙航空研究開発機構（JAXA）との連携の下、2013年4月に東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻に発足した社会連携講座です。ロケットと宇宙機に関する現象の物理・数学モデルを開発・高度化することにより、当該分野の数値シミュレーション技術を世界トップレベルに進化させることを目的として創設され、研究テーマとして「有人安全性の定量的評価技術の研究」、「接触・摩擦現象の解明と物理・数学モデルの構築」、「反応性熱流動現象の解明と物理・数学モデルの構築」、「推進薬熱流動現象の解明と物理・数学モデルの構築」の4分野を設定し活動を行ってきました。本シンポジウムでは幅広い分野から沢山の方々にご参加いただき、これら4分野の5年間の研究成果について報告いたしました。

東京大学大学院工学系研究科 JAXA 社会連携講座
特任教授 酒井 信介

目次

【講演】

JAXAにおける研究開発の方向性・・・・・・・・・・・・・・・・	6
今井 良一 (JAXA 研究開発部門 理事)	

超小型衛星による新しい宇宙開発利用と産学官連携の試み・・・・・・・・	17
中須賀 真一 (東京大学大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授)	

社会連携講座概要・・・・・・・・・・・・・・・・	41
酒井 信介 (東京大学大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻 特任教授)	

【有人安全研究グループ成果報告】

有人安全性の定量的評価技術・・・・・・・・・・・・・・・・	47
藤本 圭一郎 (JAXA 研究開発部門第三研究ユニット 研究開発員)	

有人安全性に関する研究 連携講座の活動成果・・・・・・・・	61
酒井 信介 (東京大学大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻 特任教授)	

乗員安全に着目した有人宇宙船シートの開発・・・・・・・・	76
沼尻 浩行 (テイ・エステック株式会社)	

【接触・摩擦研究グループ成果報告】

全体概要・・・・・・・・・・・・・・・・	87
雨川 洋章 (JAXA 研究開発部門第三研究ユニット 研究開発員)	

人工衛星用リアクションホイールの微小振動制御のためのアンギュラ玉軸受の軸方向振動 のマルチボディダイナミクス解析・・・・・・・・	92
泉 聡志 (東京大学大学院工学系研究科 機械工学専攻 教授)	

転がり軸受内のグリース流れ予測解析手法の開発・・・・・・・・	110
雨川 洋章 (JAXA 研究開発部門第三研究ユニット 研究開発員)	

軸受メーカーにおける接触摩擦研究の取り組みと数値計算に対する期待・・・・・・・・	118
春山 朋彦 (株式会社ジェイテクト)	

【反応性・推進薬研究グループ成果報告】

全体概要	127
大門 優 (JAXA 研究開発部門第三研究ユニット 研究開発員)	
大規模詳細反応機構を考慮可能な高効率流体解析手法	135
寺島 洋史 (北海道大学大学院工学研究院 機械宇宙工学部門 准教授)	
推進薬混合モデルに基づく二液スラスタ性能予測法の構築	145
井上 智博 (東京大学大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻 特任准教授)	
推進薬熱流動研究グループ成果報告 5年間でできるようになったこと	154
梅村 悠 (JAXA 研究開発部門第三研究ユニット 研究開発員)	
二液式スラスタ開発における推進薬・反応性熱流動研究の適用と期待	172
冷水 陵馬 (三菱重工業株式会社 防衛・宇宙セグメント宇宙事業部)	
ロケット推進系開発における推進薬熱流動の研究の適用と期待	179
石川 佳太郎 (三菱重工業株式会社 防衛・宇宙セグメント宇宙事業部)	
【講演】	
社会連携講座の成果と今後への期待	187
嶋 英志 (JAXA 研究開発部門第三研究ユニット長)	

東京大学-JAXA 社会連携講座シンポジウム ～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～

開催日時：2018年1月22日（月）

開催場所：東京大学 浅野キャンパス 武田先端知ビル 5F 武田ホール

10:00	～	10:10	開会挨拶 大久保 達也（東京大学工学系研究科長）
10:10	～	10:40	講演：JAXAにおける研究開発の方向性 今井 良一（JAXA 理事）
10:40	～	11:20	講演：超小型衛星による新しい宇宙開発利用と産官学連携の試み 中須賀 真一（東京大学工学系研究科教授）
11:20	～	12:40	昼食（80分）
12:40	～	13:00	講演：講座概要 酒井 信介（講座特任教授）
13:00	～	14:00	有人安全研究グループ成果報告（発表・質疑 60分） ・全体概要（JAXA 藤本圭一郎） ・連携講座の活動成果（東大 酒井信介） ・乗員安全に着目した有人宇宙船シートの開発（テイ・エステック 沼尻浩行）
14:00	～	15:00	接触・摩擦研究グループ成果報告（発表・質疑 60分） ・全体概要（JAXA 雨川洋章） ・人工衛星用リアクションホイールの微小振動制御のためのアンギュラ玉軸受の軸方向振動のマルチボディダイナミクス解析（東大 泉聡志） ・転がり軸受内のグリース流れ予測解析手法の開発（JAXA 雨川洋章） ・軸受メーカーにおける接触摩擦研究の取り組みと数値計算に対する期待（(株)ジェイテクト 春山朋彦）
15:00	～	15:20	コーヒープレーク（20分）
15:20	～	17:20	反応性・推進薬研究グループ成果報告（発表・質疑 120分） ・全体概要（JAXA 大門優） ・大規模詳細反応機構を考慮可能な高効率流体解析手法（北大 寺島洋史） ・推進薬混合モデルに基づく二液スラスト性能予測法の構築（東大 井上智博） ・推進薬熱流動研究グループ成果報告 5年間でできるようになったこと（JAXA 梅村悠） ・二液式スラスト開発における推進薬・反応性熱流動研究の適用と期待（三菱重工(株) 冷水陵馬） ・ロケット推進系開発における推進薬熱流動の研究の適用と期待（三菱重工(株) 石川佳太郎）
17:20	～	17:40	講演：社会連携講座の成果と今後への期待 嶋 英志（JAXA 第三研究ユニット長）
17:40	～	17:50	閉会挨拶 渡辺 紀徳（東京大学工学系研究科教授）

発表内容



東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム

JAXAにおける研究開発の方向性

～21世紀型宇宙開発に向けた取り組み～

平成30年1月22日
宇宙航空研究開発機構
理事（研究開発担当）
今井良一

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム



内 容

- 世界における日本の宇宙開発
- JAXAの取り組み ～研究開発機能の強化～
- 21世紀型宇宙開発
- 社会連携講座の価値
- 新たな挑戦

世界における日本の宇宙開発の課題



(1) 日本の宇宙産業の姿 (SJAC 「H24 宇宙機器産業実態調査」)

- 売上: **約3160億円** (輸出: 282億円 (6割がアジア・中東)、輸入314億)
- 従業者数: **約8100名** (うち、システム5社: 2500名、採用者数80名)
- 売り上げに占める研究開発費: **約2%未満** (製造業平均: 3-5%)

(2) 世界の商業宇宙市場 (SJAC 2011年資料)

- 衛星製造 : 11.9B \$ (約1.3兆円)
 - ロケット製造・打上: 4.8B \$ (約5千億)
- 日本の輸出が占める割合は約2%

(3) 宇宙機関の規模

- NASA : 約1万8千人、1兆9千億円
- ESA : 約2千3百人、5千5百億円
- 中国 : 数千億円規模、関係者20万人とも言われている
- インド : 約1万8千人、1千4百億円

3

宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

- 平成15年10月 独立行政法人宇宙航空研究開発機構法に基づき宇宙3機関(航空宇宙技術研究所、宇宙科学研究所、宇宙開発事業団)を統合。
- 職員数 1,529名 (平成29年4月1日時点)
- 予算額 1,537億円 (平成29年度予算)



角田宇宙センター:
液体ロケットエンジンや再使用型ロケットエンジン、複合エンジンなどの研究開発、試験を行う。



筑波宇宙センター:
宇宙機の研究開発や開発試験、人工衛星の追跡管制、きぼうの運用などを行う。



相模原キャンパス:
宇宙科学研究、大学院教育を行うとともに、大学共同利用システムとしての役割を担う。



種子島宇宙センター:
ロケットや人工衛星の打ち上げまでの一連の作業や追跡などを行う。



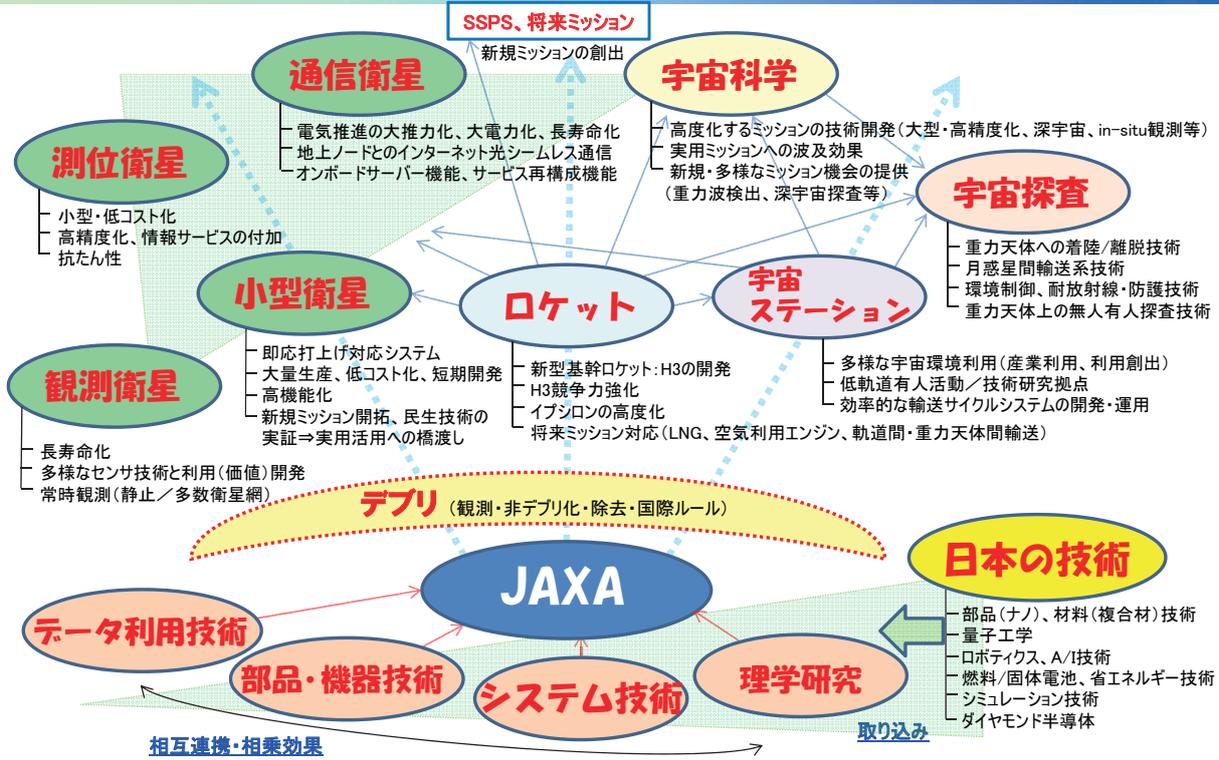
勝浦宇宙通信所、臼田宇宙空間観測所、沖縄宇宙通信所など:
人工衛星などの追跡と管制のための電波の送信・受信を行う。



本社、調布航空宇宙センター:
先進的な航空科学技術の研究開発、宇宙・航空分野の基礎・基盤技術の研究開発を行う。

4

JAXAの取り組みと主な技術課題



JAXAの取り組み



- 政府全体の宇宙開発利用を技術で支える中核的な実施機関
 - 平成27年：JAXAは国立研究開発法人化
 - 平成30年：次期中期計画がスタート
 - 民間企業、新興国の参入、技術の急速なコモディティ化、グローバル競争
- ⇒ 国としての成果の最大化、存在感をどう発揮するか
- ⇒ 世界をリードする技術やアイデアで、政策価値の最大化や産業競争力、利用の拡大を先導する

研究開発機能の強化



- **取り組む課題の明確化(最初に橋渡し目標を意識)**
 - ⇒ 研究目標は、技術の機能・性能の向上ではなく、システムや利用者レベルの課題解決に置く(出口設定の研究)
 - ⇒ 課題に対応した、分野横断的な研究チームを設定

- **システムレベルの競争力が見込める技術の目利きと選択**
 - ⇒ 広くアンテナを張り、異業種の知恵や強みを活用(クロスオーバ)
 - ⇒ ベンチマークによる競争力チェック、強みの確認

- **3本の柱と実証によるクイックな実用化**
 - ⇒ トップダウンテーマの先導研究
 - ⇒ 支える基盤技術研究
 - ⇒ 挑戦的萌芽研究

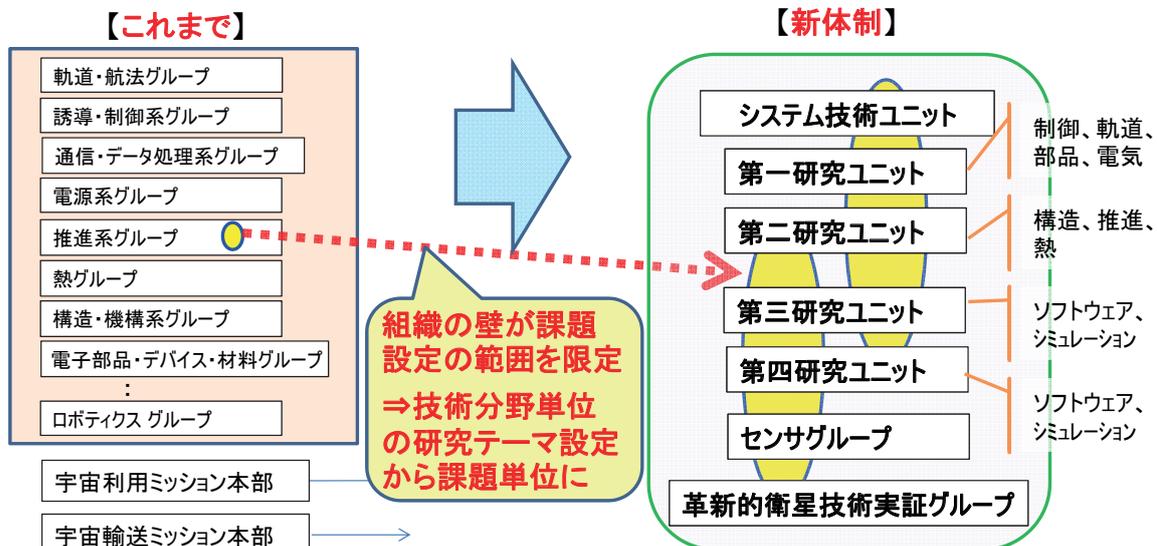
ニーズタイムリーな技術のクイック実証(シーズ価値)で実用化を加速

7

課題対応の研究体制

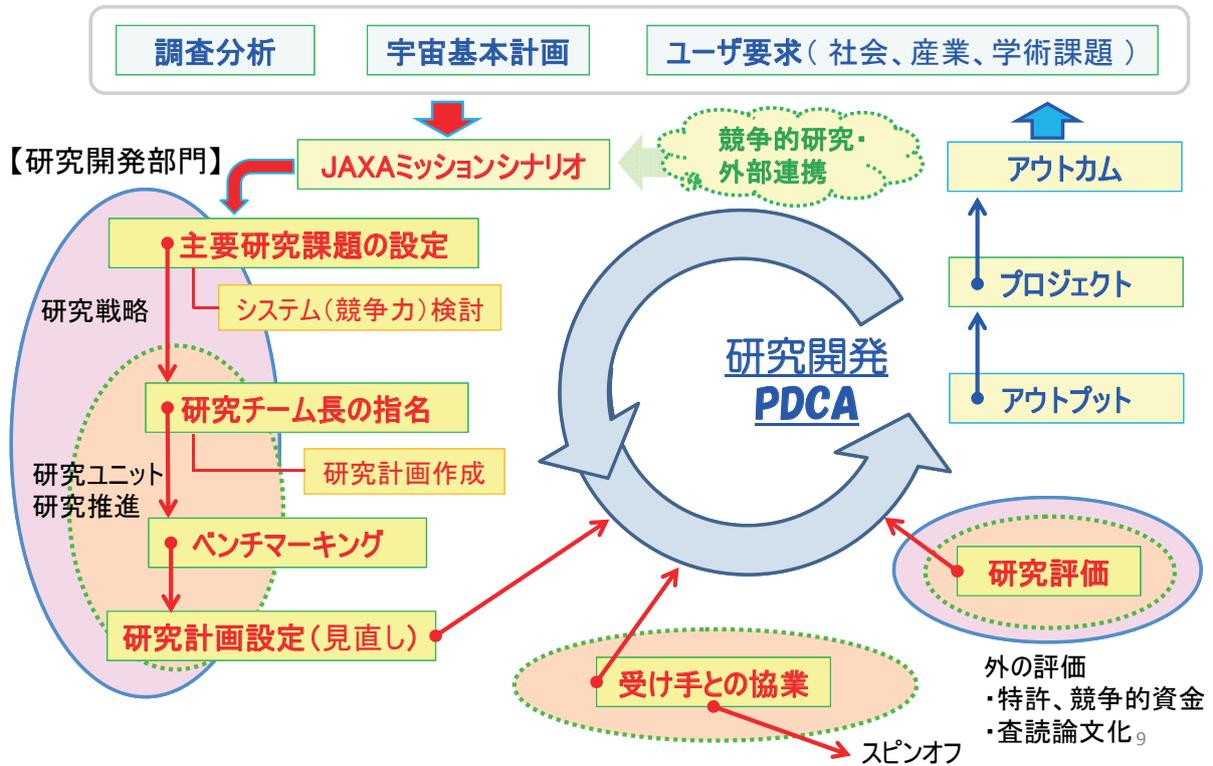


⇒ 研究テーマを技術単位から課題単位とし、組織横断的に設定する。技術の流動性、連携の自由度を高め、課題解決に最適のアプローチを追求。



8

実用化につながる研究サイクル

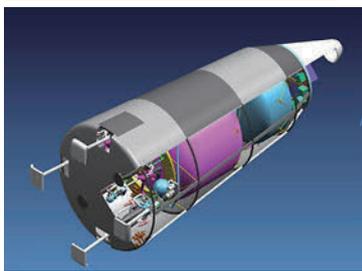


課題の設定と強みの発揮：先導研究

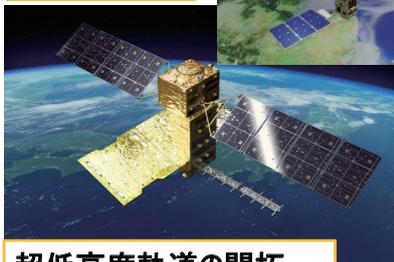


- 10年先を見越して、政府の宇宙開発利用や産業競争力の伸展を技術で先導する

再使用型低コストロケット



スマート衛星 光通信



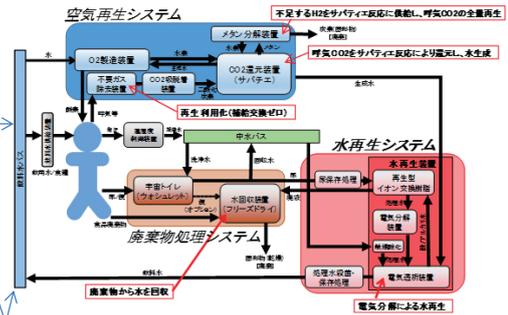
超低高度軌道の開拓

- **日本の強み**
 - ・材料
 - ・省エネルギー
 - ・化合物半導体
 - ・ロボティクス...

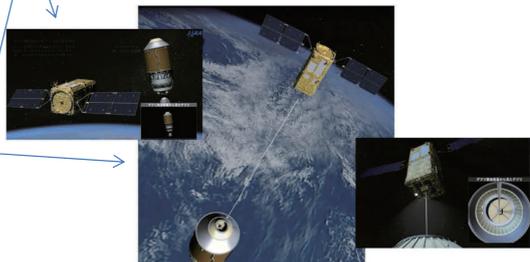
- **JAXAの強み**
 - ・システム
 - ・エンジニアリング
 - ・耐環境
 - ・エンジン、誘導制御、熱制御...

- **新規技術**
 - ・AI
 - ・ワイヤレス
 - ・量子工学...

糾合



完全再生型の水・空気再生技術

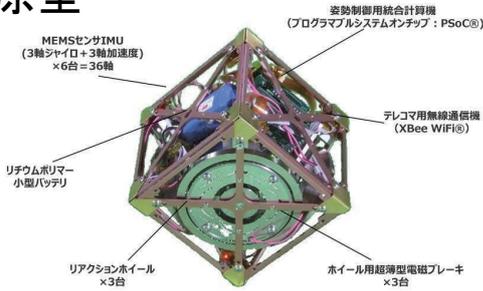


宇宙デブリ除去の産業化

クイック実証の例

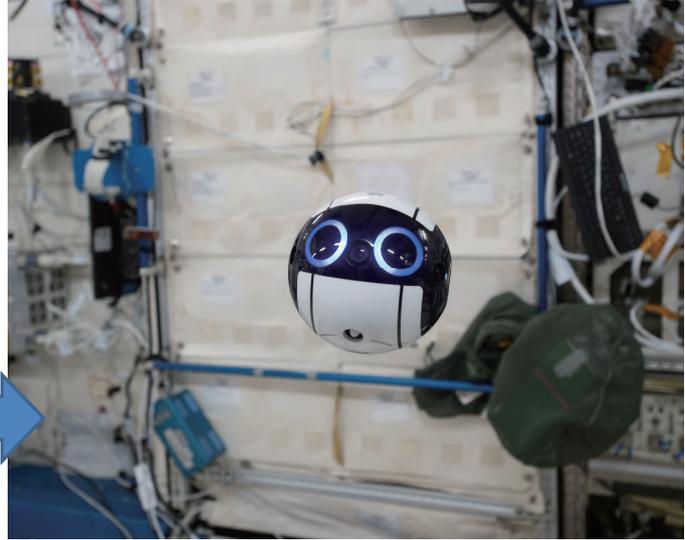


原型



宇宙ステーション船内を自由飛行する
カメラロボとして実用化

小型搭載化



10cm角⇒3cm角に

開発期間6ヶ月で実証

11

産業界のアイデア、技術をクイックに実証



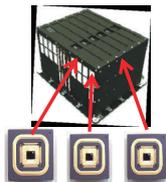
●革新的衛星技術実証プログラム:

【主な目的】産業基盤等の強化に向け、公募の実証機会を設け、推進する

- ・我が国の衛星関連機器・部品の価格競争力、性能、機能などを格段に向上させ、競争力を強化する技術
- ・独創性が高い技術宇宙利用の拡大が期待される技術
- ・斬新な宇宙利用ビジネス構想により、市場を新たに創造する、または、それにより国内の大きな人工衛星需要を喚起する技術の実証
- ・平成30年度を目標に1号機を打ち上げ、定期的な機会提供を計画。



ミッション実証



部品テストベッド



コンポ実証



システム実証



12



開かれた協創環境で研究成果を最大化

●宇宙探査イノベーションハブ:

- ・ 国立研究開発法人 科学技術振興機構 (JST) によるイノベーションハブ構築支援事業として、JAXAとJSTが連携して推進。
- ・ 宇宙探査における挑戦的な課題に対して、多様な機関や研究者の知恵を広く集めて解決にあたる、オープンイノベーションハブの取り組み。
- ・ 宇宙探査の課題解決に多様な知恵を取り込むとともに、そこで得た知見を参加者がさまざまな分野でのイノベーションに繋げることを狙う。

「分散型の自動・自律型探査」、「現地調達・高効率 再生型探査」をキーワードに広くアイデアを募る。

- ⇒ 宇宙関連企業以外の多くの企業が参加
- ⇒ 魅力的な課題に対して研究リソースを持ち寄り。研究開発の活性化に貢献

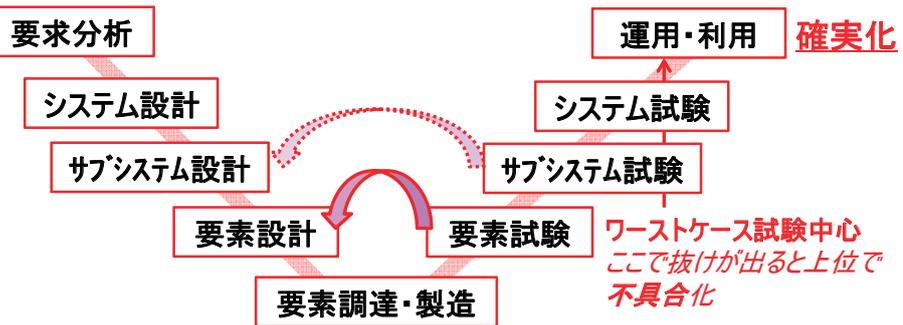


13

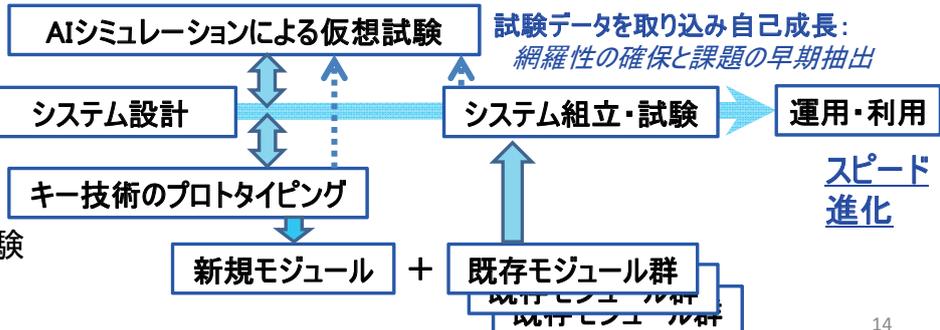
21世紀型の宇宙開発



現在の手法:
PPP+V字チャートの開発計画



新たな挑戦:
シミュレーション試験とモジュール化



14

取り組み課題



- シミュレーションが抱える課題:
 - ・ 複雑な現象の組み合わせ
燃焼(化学反応)、乱流、巨視的な挙動とミクロな挙動
量子現象を扱う設計への応用(極低温冷凍機/センサ系)
 - ・ 非線形
機構構造
 - ・ 予兆・予測解析
多数データの組み合わせで、異常の予兆事象を検知
 - ・ 検証の問題

- 新たな技術の取り込みの課題
 - ・ AI、IOT、ビッグデータ分析(試験・運用データ、観測データ)
 - ⇒ 課題とのマッチング・組み合わせ、効果・妥当性の検証が課題

15

社会連携講座の価値 (次の連携に向けて)



- 知と技術の融合による付加価値向上:
 - ・ どれだけ、異なる「知」を融合させることができるか
 - ・ 魅力的な課題や解決のビジョンが鍵
 - ・ 実証につながる取り組み

- 技術の可能性を拓く多様な展開の起点
 - ・ エンジンの燃焼解析(高効率化学エンジン開発)
 - ・ 物理現象がもたらす課題への応用
衝撃、破壊、音響、流体現象
 - ・ システム構築の新たなプラットフォーム
 - ・ 高信頼ソフトウェア技術による、AI/IOT社会におけるソフトウェアの信頼性検証

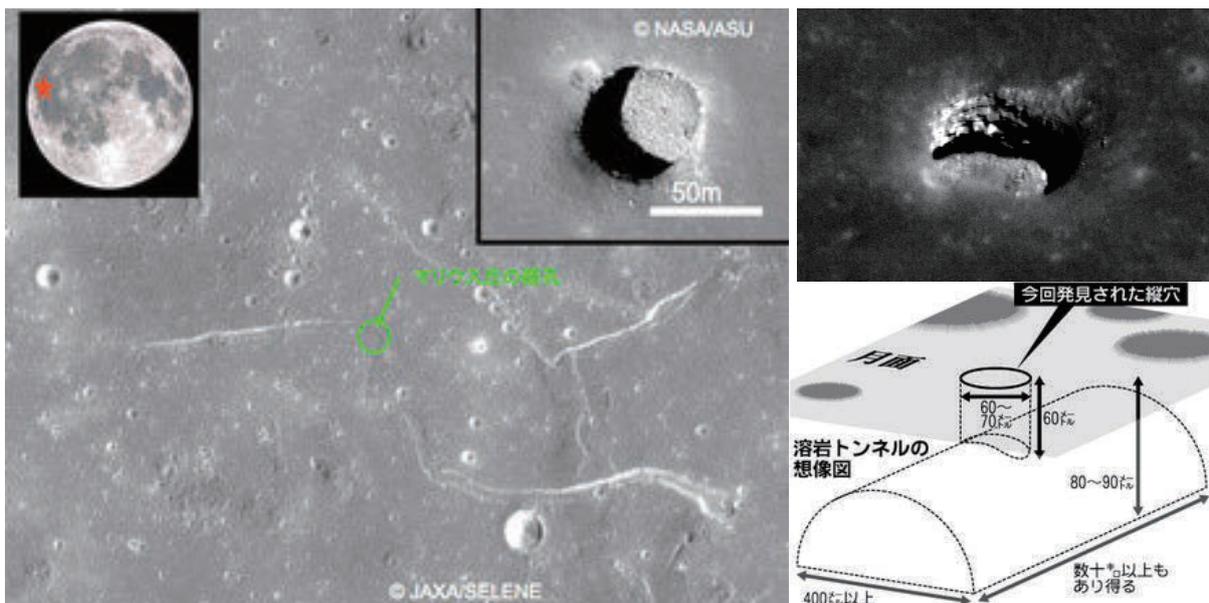
16

新たな挑戦課題

～探査から利用の時代に～

17

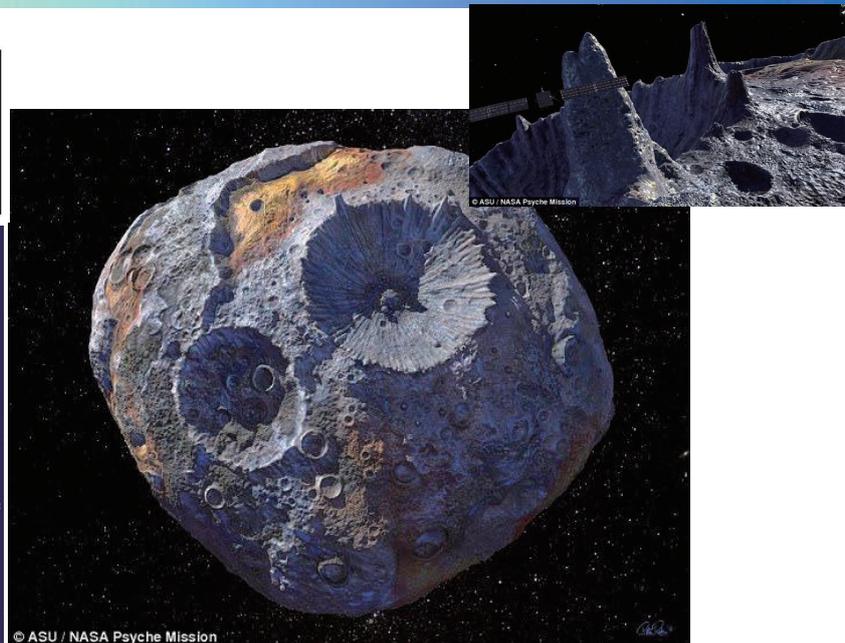
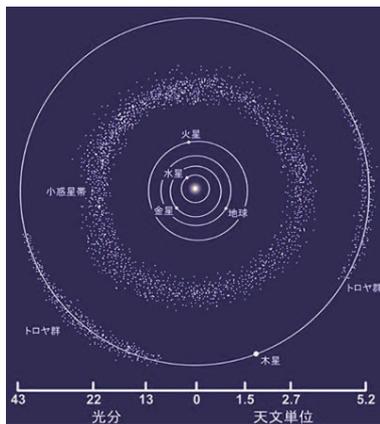
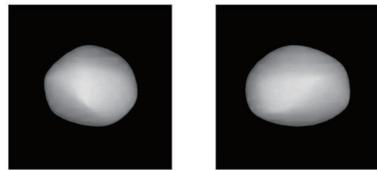
月の空洞：人類進出のための地下空間利用



JAXA研究員が日本の月探査機「かぐや」のデータを解析し、発見！

18

Psyche : 数百万年分の鉄の需要を満たす資源惑星



かつて惑星の核となる部分が、そのまま残されたと考えられている。人類の太陽系進出を支える天の贈り物

19

国際宇宙探査活動に向けて



20

おわりに



**宇宙開発は総合科学技術で取り組む、
課題と挑戦の宝庫**

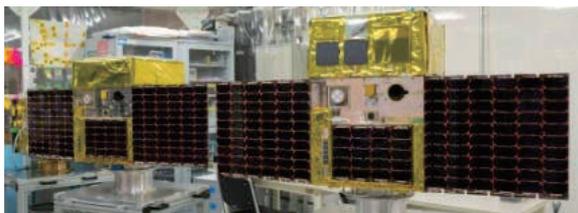
**多くの方と協力して取り組み、その知見、
技術を広く社会に活かしたい**

それが社会連携講座への期待

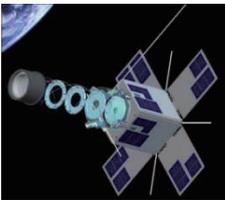
ご清聴、ありがとうございました。



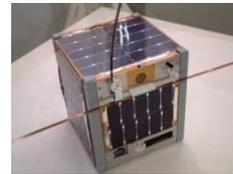
超小型衛星ってどんなサイズ？



マイクロサット: 20-100kg



ナノサット: 1-20kg



ピコサット: 1kg以下

“Lean Satellite” = simple, not luxury

日本の政府衛星

大型衛星

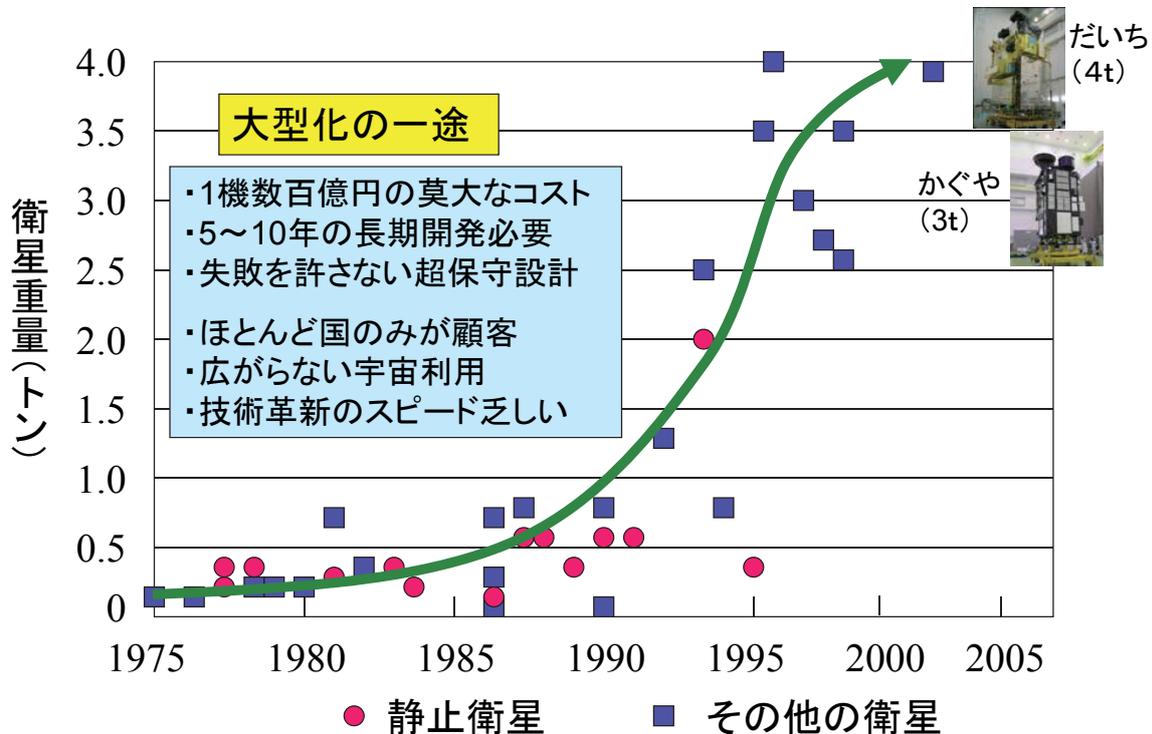
←ALOS-1:4ton Kaguya:3 ton→

中型衛星

ASNARO: 500kg Hayabusa: 510 kg



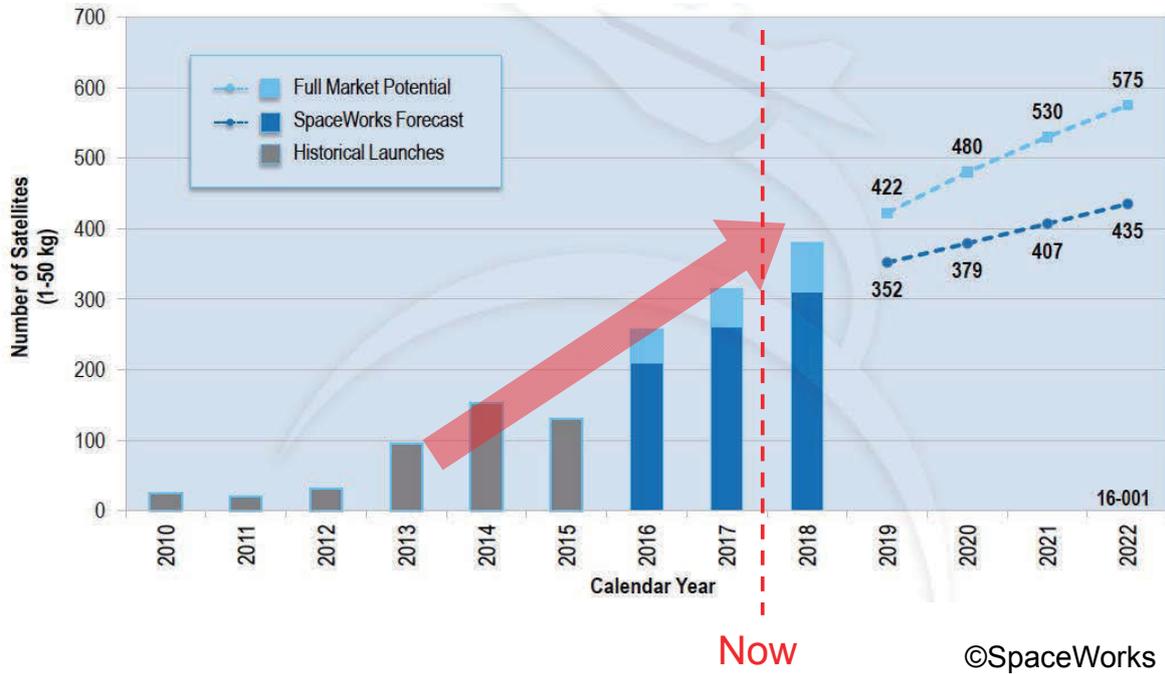
中・大型衛星中心の宇宙開発の課題



新潮流: 超小型衛星による“Game Change”

- 超低コスト (**>200M\$** → **<5M\$**)
 - これまでになかった新しいビジネス・利用法を生む
 - 新規宇宙プレーヤー参入 (企業, 県, 研究所, 新興国)
 - 教育ツールにも利用できる
 - 挑戦的ミッション・実験可能に (失敗の許容度増える)
- 短期のライフサイクル (**5年以上** → **1-2年以下**)
 - 大学学生が研究室内で1サイクルを経験できる
 - 繰り返しが可能 (プロジェクトではなくプログラム化可能)
 - 投資回収までの時間が短期化 (ビジネスには有効)
- 衛星システムがシンプルで透明 (**部品点数少ない**)
 - 設計、運用、トラブルシュートがしやすい
 - 開発メンバーは全体を見ながらサブシステムに集中

超小型衛星 (< 50kg) の数の拡大



世界で起こった100kgまでの衛星による宇宙開発革命！

教育衛星 (大学・高校) OPUSAT (1U: 1kg) XI-IV (1U: 1kg)	リモートセンシング AeroCube (1.5U: 2kg) Dove, Flock (3U: 4kg)	宇宙望遠鏡 AAReST	気象観測 MiRaTA (3U) MicroMAS (3U)	バイオ実験衛星 BioSentinel計画案 (6U) SPORESAT (3U: 5.5kg)	Re-entry De-Orbit 再突入回収 (3U) Sunjammer
ランデブー /ドッキング衛星 INSPIRE (3U)	通信衛星 (低速・高速・戦域) 高速通信・ISARA (3U) 低速通信・AISSAT-1 (6kg)	サイエンス衛星 RACE (3U) FS-7 (3U)	大気汚染観測衛星 (可視・近赤外) NEMO-AM (15kg)	探査 LWaDi (6U) CAT (3U)	高分解能光学 SCOUT (50kg) Skysat (120kg)

主として大学・ベンチャーがプレーヤー。ビジネス化のためファンドが投資
 アメリカなどは国も大型投資でいっせいに技術開発し、一部、中大型の代替に

日本では:2003年革命:超小型衛星登場

東大のCubeSat(1kg世界最小衛星)世界に先駆けての成功(2003.6 & 2005.10)

- 大学レベルの予算での開発
- 開発期間:2年
- 民生品でも約14年半の寿命
- 地上局(屋上のアンテナ)・打上げ手段、周波数調整など自前で

秋葉原部品で



CubeSat XI-IV & XI-V

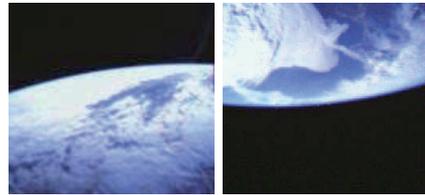


ロシアでの打ち上げ

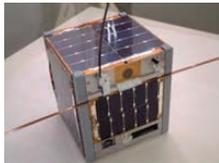
宇宙利用の「しきい」を下げる Breakthrough

- 多くの潜在ミッションが顕在化
- 宇宙産業の可能性
- 実践的教育への活用

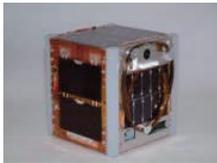
CubeSat による地球画像



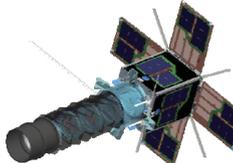
東京大学の超小型衛星プログラム(9機開発、7機打ち上げ)



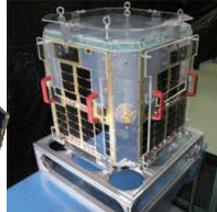
世界初の1kg衛星 成功 XI-IV(2003)



新規技術の宇宙 実証 XI-V(2005)



8kgで30m分解能 PRISM(2009)



最先端の宇宙科学 Nano-JASMINE (打上げ待ち)



世界初の超小型 深宇宙探査機 PROCYON(2014)

超低コスト・短期開発の超小型衛星

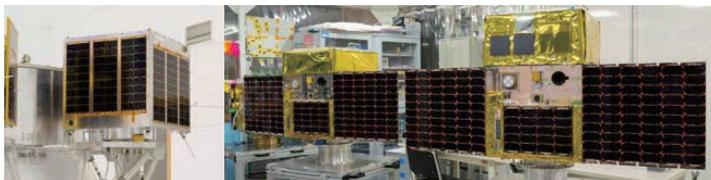
- ・宇宙工学・プロジェクトマネジメント教育題材
- ・従来にない新しい宇宙利用・ユーザの開拓
 - 地球観測・宇宙科学
 - 教育・エンタメ
 - 多数の衛星の連携運用
 - 実験・実証

- ・宇宙科学探査の低コスト実現
- ・外国の最初の衛星の教育支援
- ・企業・県・個人等の「マイ衛星」
- ・安全・安心への貢献(インフラ)

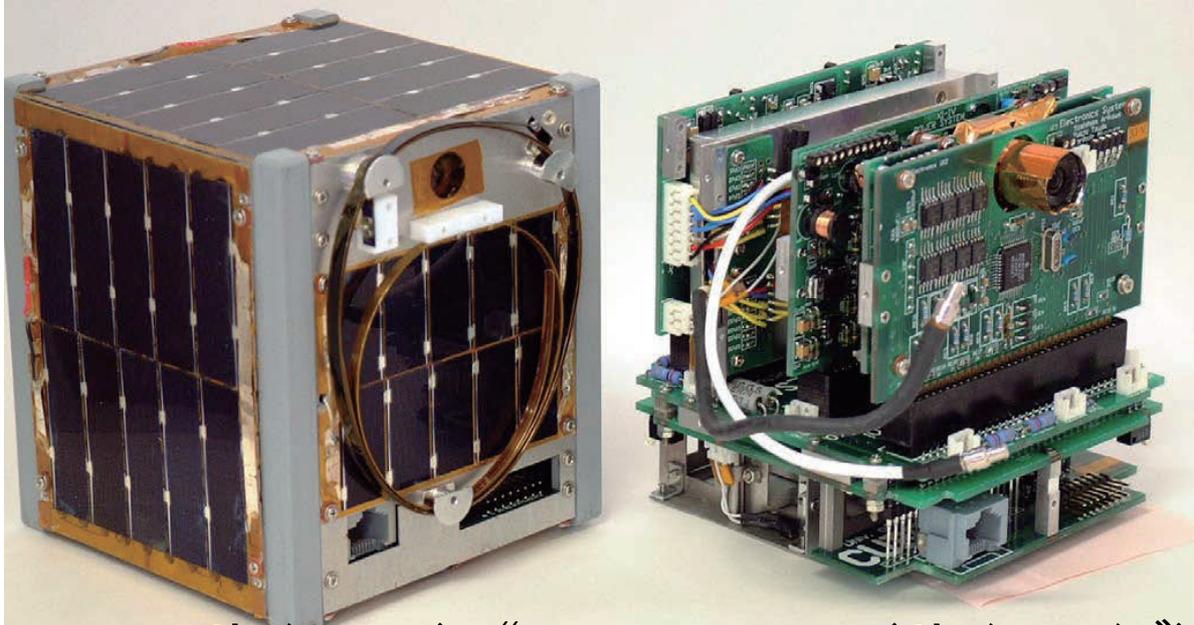
60kg級の6m分解能リモセン衛星(3億円、2年で開発) ほどよし1号 ほどよし3号および4号(2014年打上げ)

6m分解能画像 (千葉)

広域画像 (スリランカ)

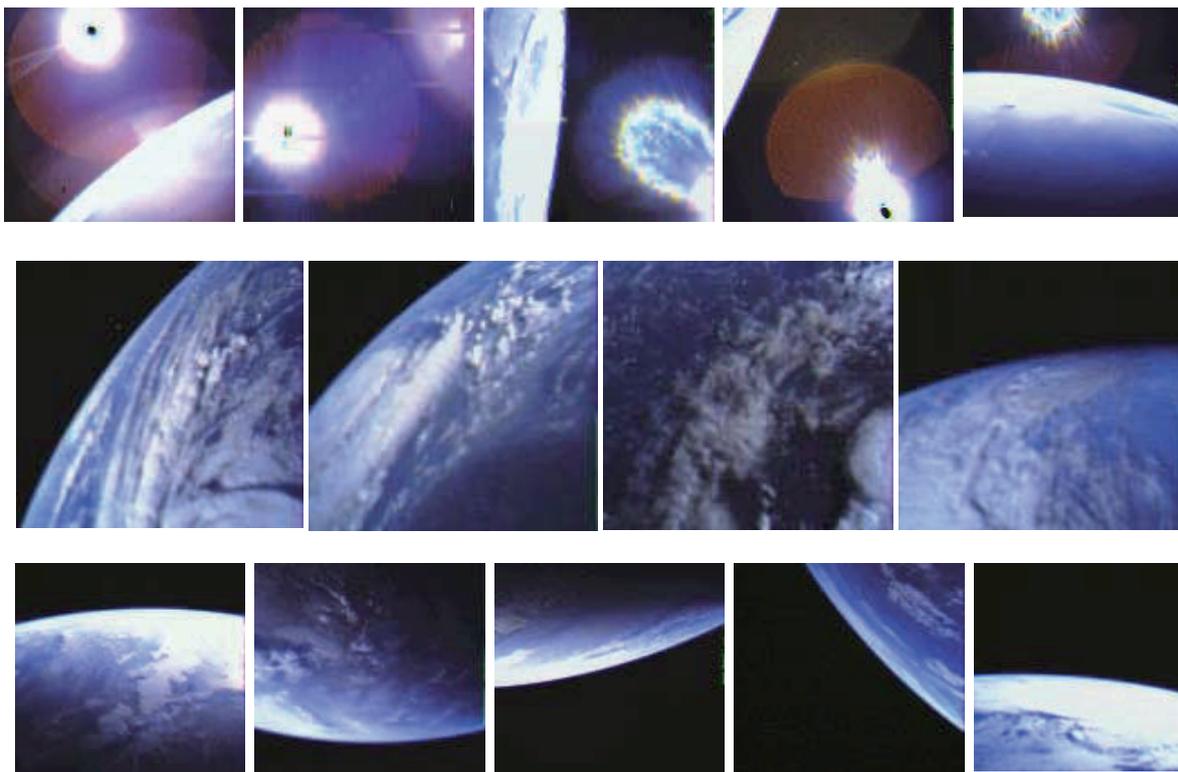


University of Tokyo's CubeSat Project "XI"



XI-IV(サイフォー) “CubeSat” 2003.6.30打ち上げ
XI-V(サイファイブ) 2005.10.27打ち上げ

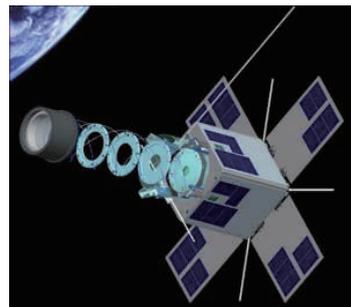
500枚以上の写真を送ってきてくれた！



リモセン衛星PRISM「ひとみ」

○サイズ: 8 kg 20cm × 20cm × 40cm

打上げ年	衛星名	分解能 [m]	重量 [kg]
1999	UoSat-12	10 (pan) 32 (color)	312
2002	AlSat	32	90
2005	TopSat	2.5	110
2009.1.23	PRISM	20~30	8



2009/1/23 H-IIAによる相乗り打上げ成功。現在も動作中

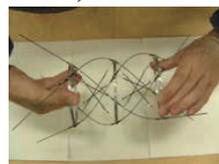


- 伸展式・屈折光学系による高分解能化
- OBC、バス、通信系、制御系高性能化
- 超小型衛星実用化に向けた標準バス

1, 伸展前



2, 伸展中



3, 伸展完了!!



2009. 4. 17
メキシコ海岸線

8.5kgの衛星で
30m分解能は当時
としては世界最高

2009. 3月
雲画像

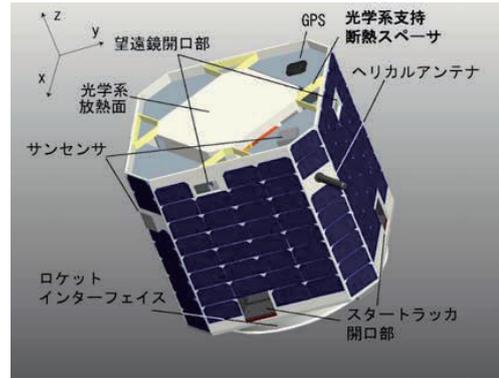


4号機Nano-JASMINE

国立天文台と共同の宇宙科学衛星(「位置天文」ミッション)

衛星サイズ 50[cm立方]
質量 38[kg](本体)

姿勢制御 3軸安定方式
通信速度 S帯 100[kbps]
ミッションライフ 2[年]



89年のHIPPARCOS衛星レベルの性能

- 高精度姿勢安定化(1秒角レベル)
- 高精度温度安定化(0.1Kレベル)

世界最高レベルの宇宙科学を38kgの衛星で目指す

XI-IVの成功後、多くの機関・企業が衛星開発の相談に

中・大型衛星ではなくとも、宇宙でやれることはたくさんある

高コストの時には現れなかった潜在需要

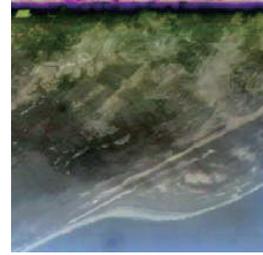
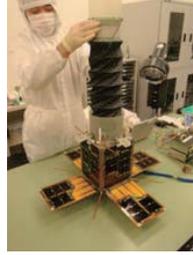
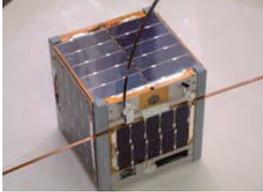
すでに
開発

- -----
- -----
- 教育関連会社(画像等を宇宙の教材に)
- -----
- 地方公共団体(衛星作り自体が青少年の理科教育に。災害時の空からの画像、通信機能欲しい)
- -----
- 機器メーカー(会社製品の宇宙利用で宣伝にしたい)
- アマチュア天文家(自分達で専用に使える宇宙天文台)
- 気象予報会社(独自のコンテンツ欲しい) (→WNI衛星)
- 宇宙機関・企業(技術の早期実証と若手の技術訓練)(→XI-V)
- 宇宙科学者(観測機器の実証、簡易型の宇宙観測に)(→NJ)



コンピュータにおけるダウンサイジング、パソコン化による利用爆発の波を宇宙に!

超小型衛星実用化へ:「ほどよしプロジェクト」 2010~2014

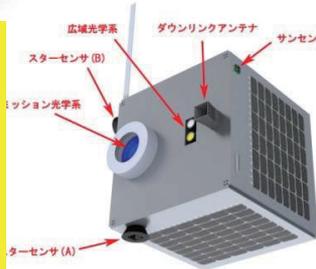


- ・教育・工学実験が目的:失敗しても勉強
- ・S/N比、通信能力など実用に耐えられない
- ・試行錯誤的開発方法(時に時間かかる)
- ・様々な用途に応える標準化なし。一品生産

30~1000m分解能
10 kbps

- ・実用レベルの性能・信頼性
- ・高性能で小型の機器開発
- ・システムティックな開発手法(こうやれば確実にできる)
- ・衛星機器・ソフト等の標準化(様々な用途に対応)

でも、「高コスト・長期開発」にならない手法を追求



2.5~200m分解能
100 Mbps

ほどよし信頼性工学 (Reasonably Reliable Systems Engineering) (#1)

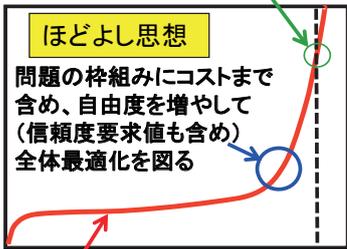
「信頼度設計等の問題設定の枠を広げ、増えた自由度も利用して全体最適を目指す」

超小型衛星への適用 → 宇宙、他分野応用目指す

高い信頼度・性能要求(点線)が外から与えられると、超高コストになる

従来の宇宙開発

コスト・工数



信頼度要求が増えるとコスト・信頼度・性能工数は増える関係

設計戦略例

温度変化の影響を受けにくい光学系(アサーマル・アポクロマティック)



1)衛星の信頼性に真に影響を与えるファクタの見極め

- システム信頼度=設計信頼度 × 設計通りに動作する信頼度 (従来はこれだけ) (これの大小を見積もる手法構築)
- 設計通りに動作する信頼度の指標として、システムの複雑さを表す「コンテキスト数(各機器が動作する環境のパラエティ数)」を導入
- コンテキスト数が伝播し、場合の数が爆発するとシステムは複雑化 ⇒ 設計・製造・試験エラーが急増

2)真の信頼性を高められる設計手法の探究

- 「コンテキスト数を少なくする、その伝播を断ち切る」設計戦術の導出
 - リセット(power off-on)
 - 熱が構造に影響しない設計
 - 姿勢によらない太陽発電確保
 - Under Voltage Control(バッテリー)
 - 最少節点数の熱設計
 - 軌道上システム再構成能力,等

3)開発プロセスにおける信頼性維持手法の探究

- (「プロセスアプローチ」)
- 開発資源(人的含む)全体を見ての最適配分の検討:目的を明確化
 - デザインレビュー会
 - 文書管理
 - 試験の最少化
- 外部企業とインターフェースを切った契約は自由度を妨げてしまう
 - 同一の開発チームとして協働 (SSTL, SpaceX等の成功例)
 - 顧客とも共同で目標性能・信頼度設定(自由度が増える)
- 個々のプロジェクトではなく継続したプログラムレベルでの信頼性管理
 - メインCPUの裏で次世代CPUの試験
 - 標準化で実績数を稼ぐ

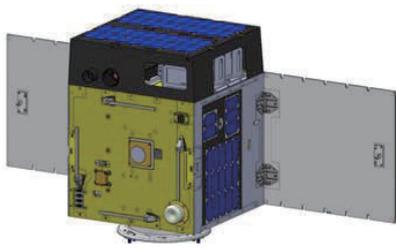
衛星コスト・サイズ比較とコスト低減の要因

	衛星開発コスト	衛星重量	地上分解能(GSD)
• SKY-Sat	30億円/機	120kg	約1m
• ASNARO	60億円/機	450kg	約50cm
• RapidEye	7億円/機	150kg	6.5m
• Hodoyoshi-4	3億円/機	60kg	6m

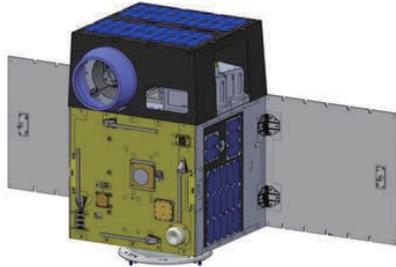
- 部品・機器: 1.2億 人件費: 1.4億 試験費等: 0.3億
- 宇宙価格でないサプライチェーン構築 (5億⇒1.2億)
- ほどよし設計・開発 (設計方法論 + 無駄な試験やレビューの廃止で工数削減: 14人⇒7人、4年⇒2年)
- 低コスト試験設備と最小限の試験 (2億⇒0.3億)

衛星開発現況 ～ほどよし3,4号～

ほどよし3号



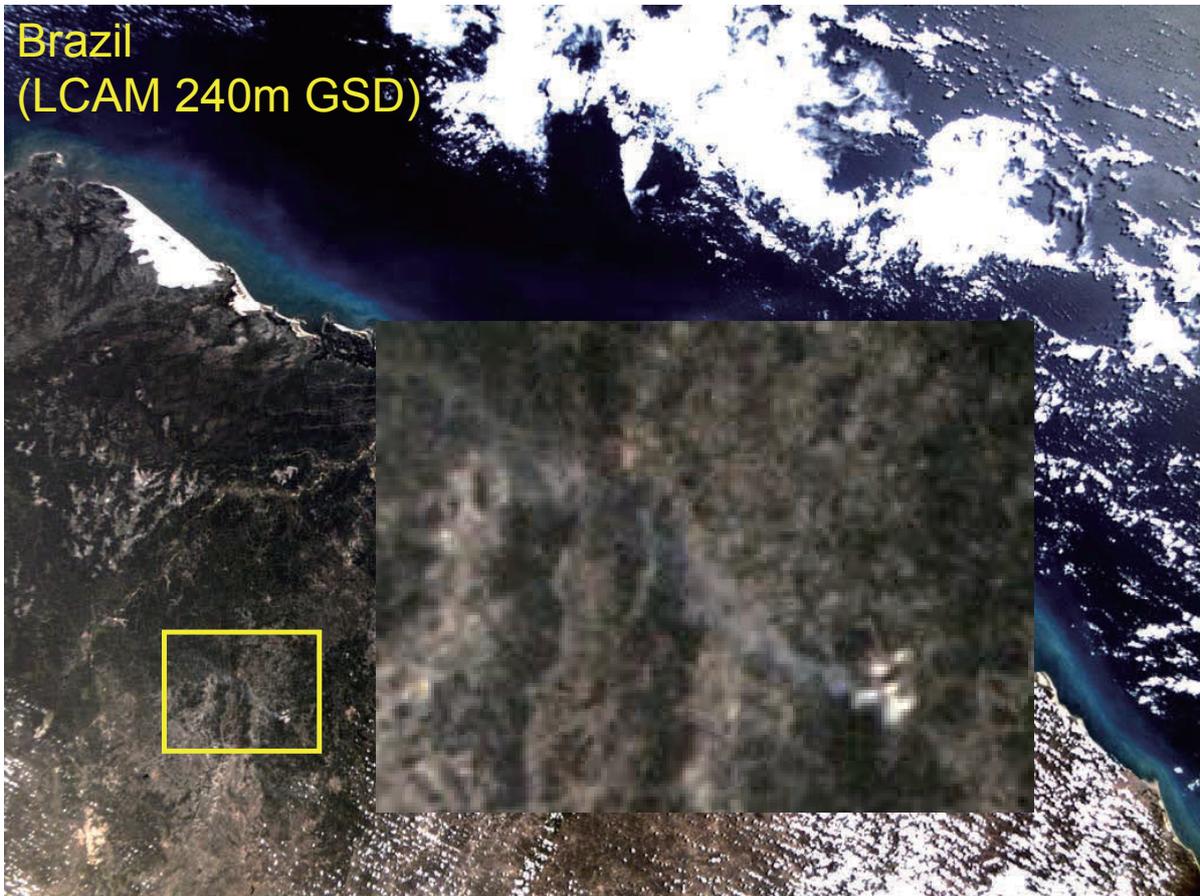
ほどよし4号



バス機器、構造、ソフト等の標準化を追求

	ほどよし3号	ほどよし4号
寸法	0.5×0.5×H0.65m	0.5×0.6×H0.7m
重量	60kg	66kg
運用軌道	高度約600km 円軌道 太陽同期、降交点地方時10時～11時	
姿勢制御	地球指向3軸制御	
電力	太陽電池: 2翼固定パドル+ホールドイマウント5面。 発生電力: 最大約100W 消費電力: 観測時平均: 約50W 28V非安定バス。一部5Vバスも供給 蓄電: 5.8AHリチウムイオンバッテリー	
通信	テレメトリ・コマンド: Sバンド コマンド: 4 kbps、テレメトリ: 4/32/64 kbps ミッションデータリンク: Xバンド10Mbps (4号機は100Mbpsも実験)	
軌道制御	デオビット用 H ₂ Oスラスタ	実験・デオビット用 イオンエンジン
ミッション	中分解能光学カメラ GSD: 40mと240m	高分解能光学カメラ GSD 6m級 機器実証 高速X帯送信機 イオンエンジン
	Store & Forward, 機器搭載スペース 2機のヘテロ・コンステレーション	

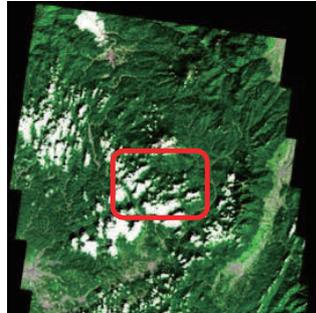
2014年6月20日にDNEPRロケットで打上げ成功



MCAM:災害監視への利用

広島土砂災害後の観測

- 広島・安佐南区を中心とする土砂災害警戒区域・特別警戒区域
- 2014年8月から土砂崩れ後の様子をモニタするために定期的に撮像を行った。晴天画像取得は10月19日から。
- 災害直後は雲に阻まれ撮像失敗、後日取得に成功



2014-10-19T01:24:02Z



2014-10-10T01:10:02Z

御嶽山噴火後の観測

- 2014年9月27日に噴火した御嶽山
- 噴火直後の観測には間に合わず、その後も雲に遮られたが、10月10日に初観測
- 噴火前後の纏まったデータ取得はできなかったが、定期観測ポイントに設定し、観測を続けている
- 国内でのその他の噴火危険箇所等も定期観測ポイントに設定



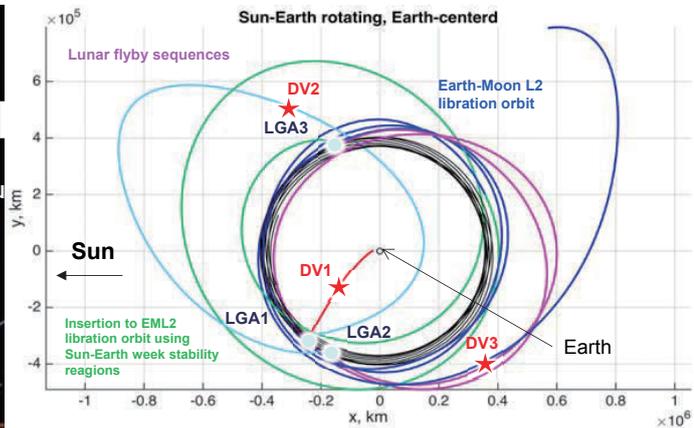
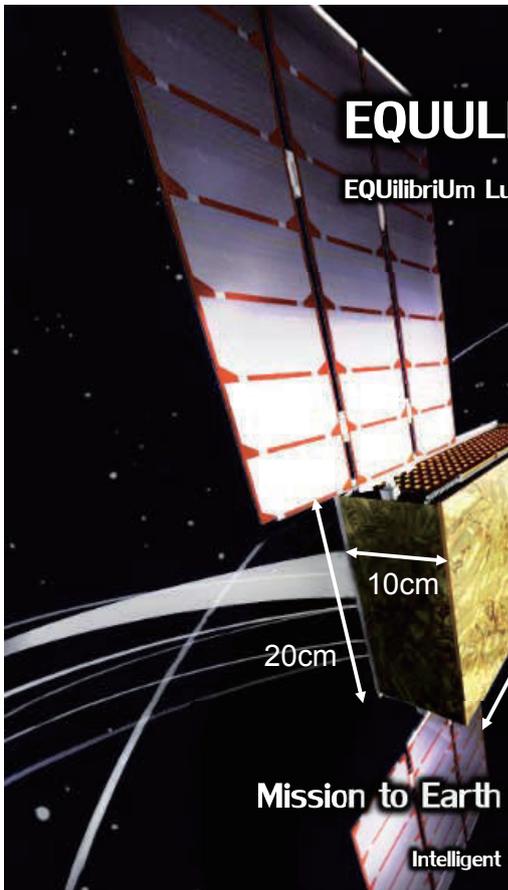
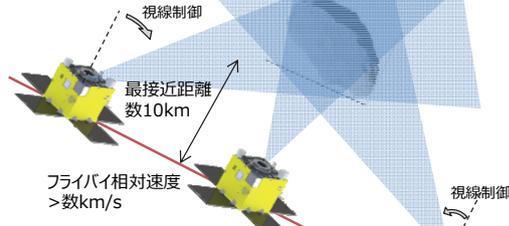
Chiba
(6m GSD)

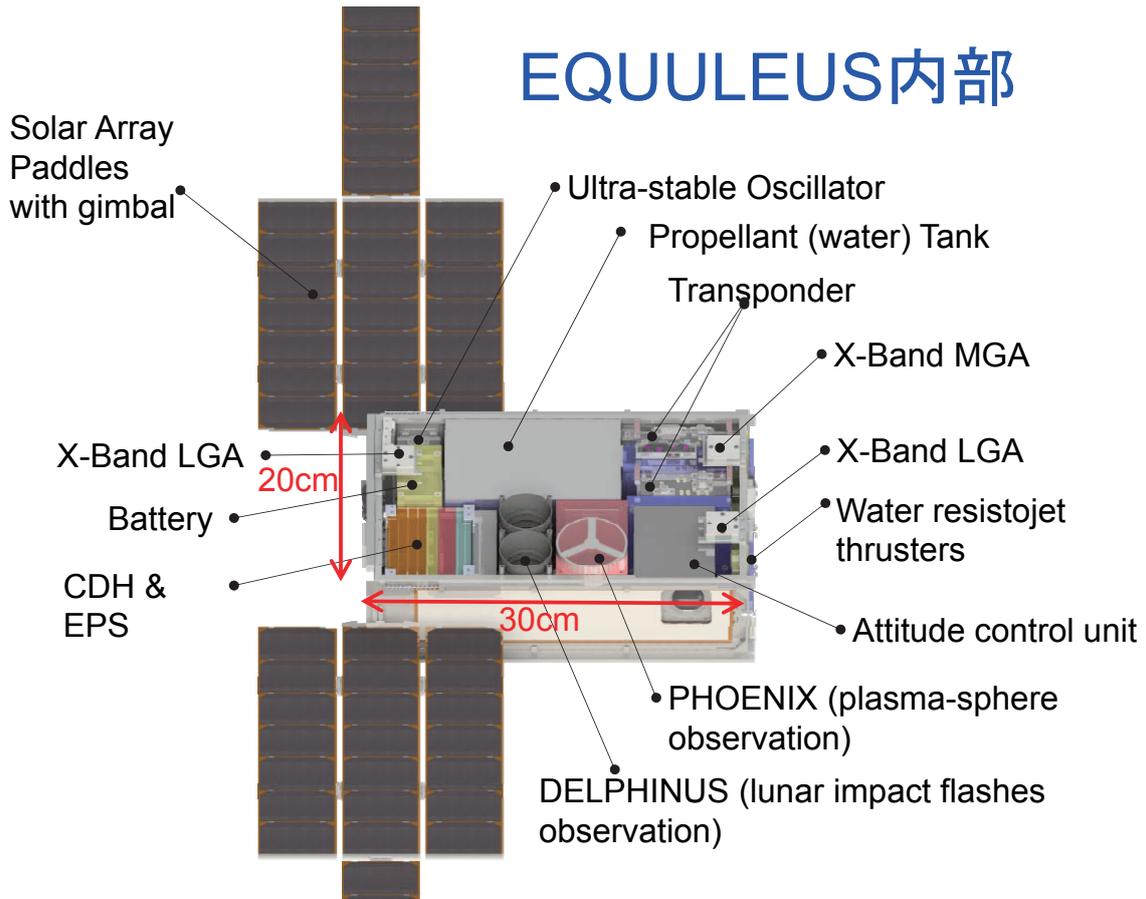
世界初の超小型深宇宙探査機「PROCYON」(58kg) (PROximate OBJEct CLOSE flYby with OPTIcal NAVIgation) 2014.12 打上げ(H-IIA、はやぶさ2と相乗り)



<小惑星に対する超近接・高速フライバイ観測の概要>

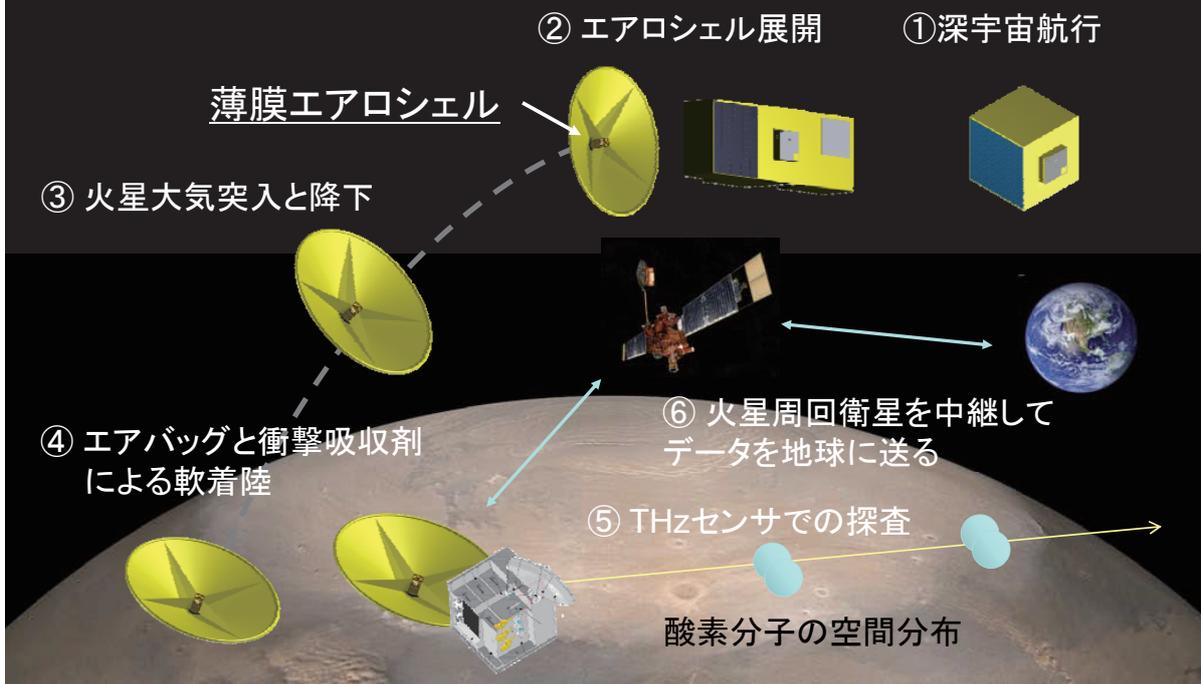
超近接距離でフライバイし、駆動鏡を用いた機上の画像フィードバック視線追尾制御により高分解能画像を取得する。



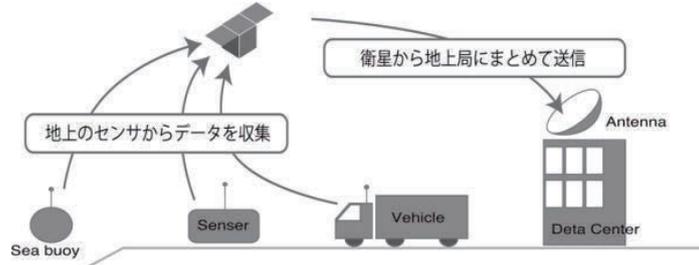


超小型衛星による(日本初の)火星着陸計画

総務省NICTとの連携により、70-100kgのランダーを火星に送りこむ検討開始。予算待ち。2022年7月打ち上げ予定



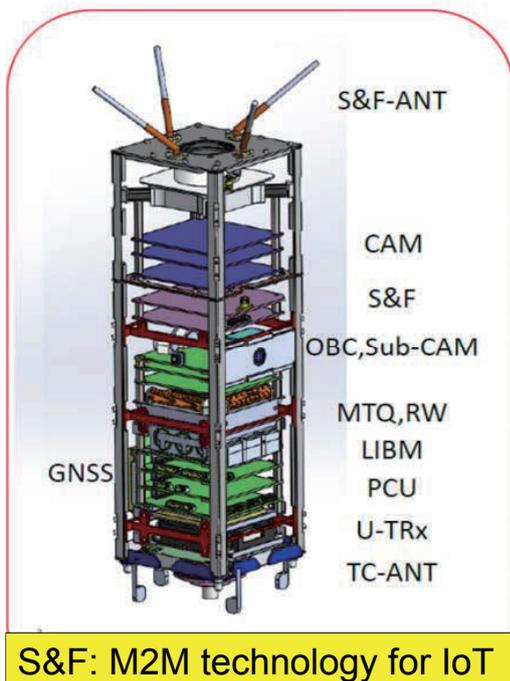
S&F: 地上からの情報を集める耳



- 地上や海上、車などに置いたセンサーが地上で何らかのものを計測し、そのデータを衛星が集めて、地上局にダウンリンクする方式
- 「地上で何を計測するか」がカギ
 - 水質、水位、土壌、環境(CO2、ガス等)、車の移動履歴(渋滞が分かる)、船の航路(海流がわかる)、地面の移動(地震予知)、など
 - 携帯電話の通らないところ、危険地域など優位性高い

3U CubeSat “TriCom-1R”

- 地上からの弱電波の受信機を搭載 -

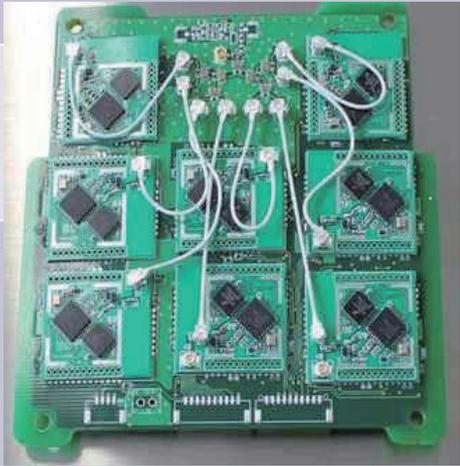


Items	Values	Miscellaneous
Size	10x10x30cm	3U size
Weight	< 3kg	
OBC	"Bocchan"board	Internal made
Power (average)	4W	AZUR GaAs cell
Battery	Li-Ion 41 wh	LIBM
Downlink (H/K&data)	W 1.2kbps	460MHz AFSK "U-TRx"
Uplink(H/K)	50W 9600bps	401MHz
Attitude	Simple 3 axis	B-dot law only
RF Receiver	20mW RF power from ground	920MHz no license required
Actuators	magnet torquer despun wheel	"MTQ" "RW"
Camera	GSD 314 m VGA @180km	"CAM"
Sub-Camera	GSD 67 m @600km	Five "Sub-CAM"

S&F: M2M technology for IoT

S&F用弱電波受信機(20mW級)

Item	Specification
bit rate	100 bps, maximum 8 channels in parallel
Transmission duration	< 300 sec
Transmission power from ground	20 mW
Frequency band	920 MHz (no license of usage is required if using 20mW power)



SS520-4
2017年
1月15日
8:33 am

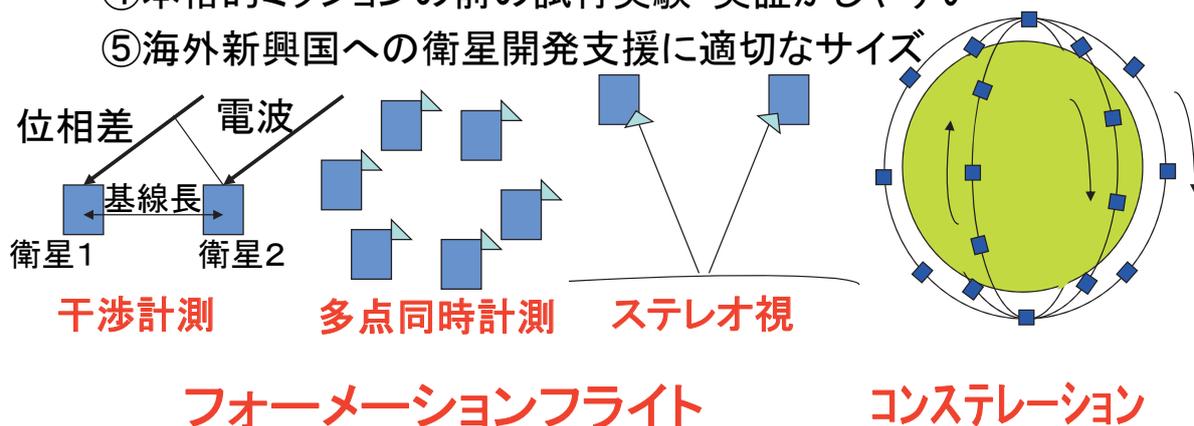


2018年
2月に
SS520-5
で再チャレンジ!

超小型衛星における 産官学連携

超小型衛星が得意なこと

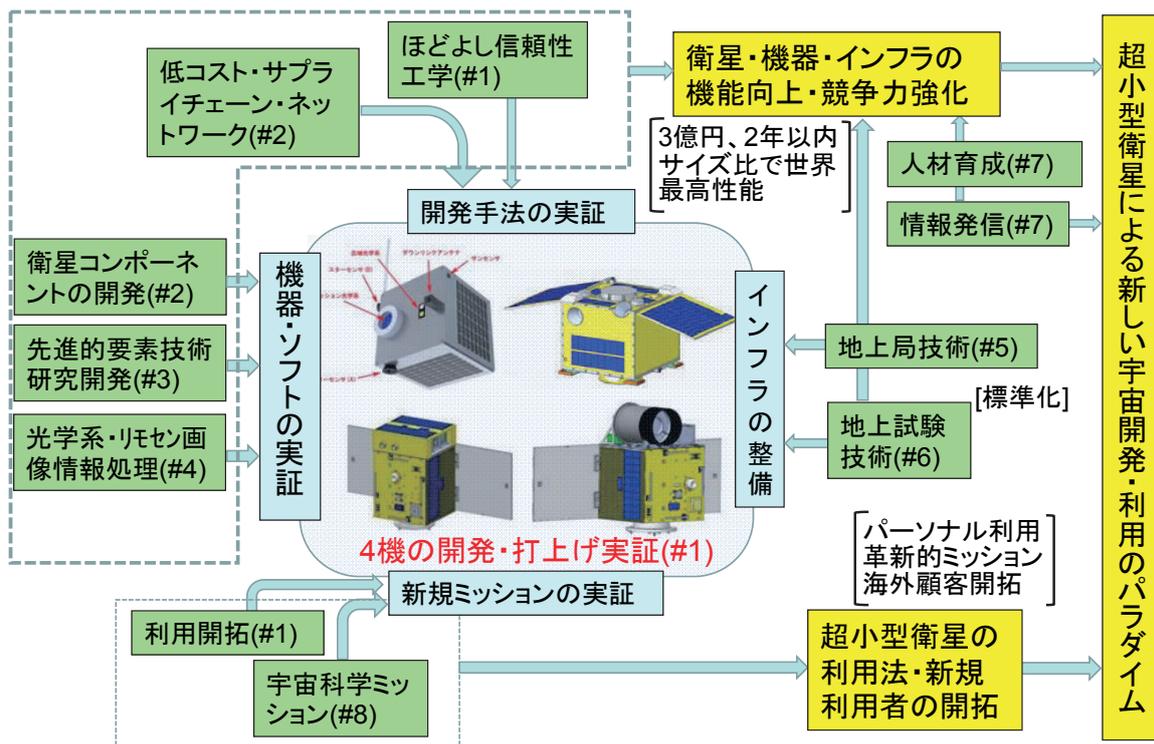
- コスト(<3億)、開発期間(<2年)の爆発的な低下により、「しきい」を根本的に下げる。
 - ①地球規模で衛星を分散配置し頻繁に見る(コンステレーション)
 - ②そばを飛ぶ複数機による共同ミッション(フォーメーションフライト)
 - ③パーソナル衛星、マイ衛星の概念(パソコンと同様の革命)
 - ④本格的ミッションの前の試行実験・実証がしやすい
 - ⑤海外新興国への衛星開発支援に適切なサイズ



超小型衛星における 産官学連携の方向性

- 衛星を何に使うか(上流)から衛星開発,運用,データ利用(下流)までのさまざまなフェーズ
 - ミッションアイデアの創生と衛星への落とし込み
 - 衛星のコンポーネントや部品
 - 衛星開発・地上試験
 - 衛星の打ち上げ
 - 衛星の運用
 - データ利用と社会への適用
- **大学、企業連携、ベンチャー会社立ち上げ等を適材適所に実施し、政府はスポンサー・顧客に**

ほどよしプロジェクト:研究開発の全体像



開発した機器・要素技術の例

- 放射線に強い超小型高性能オンボード計算機
 - 再利用可能・開発容易なソフトウェアアーキテクチャ
 - 2.5~200m分解能の小型高性能光学系(カメラ)
 - 50kg級衛星搭載用としては世界最高性能(2.5m)
 - 高精度光学系の標準化: 2.5m~5mは共通設計
 - ミッション系の高速データ処理装置
 - 高速(>500Mbps)少消費電力Xバンド送信機
 - ストア&フォワード微弱電波受信機
 - 超小型電気推進器(イオンエンジン)
 - 超小型姿勢制御用機器
 - 光ファイバジャイロ、リアクションホイール、磁気トルカー
 - デブリ化防止機構(膜展開方式)、など
- 177社サプライチェーンで、機器が国内で手に入る
- 宇宙をやっていない企業に「宇宙を教え」、低価格を実現



JPLのCubeSatイニシヤティブ



<https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/info.php>

Technology	Selva* and Krejci, 2012	Freeman 2017	Justification
Atmospheric Chemistry Instruments	Problematic	Feasible	PICASSO, IR sounders
Atmos Temp and Humidity Sounders	Feasible	Feasible	
Cloud Profile and rain radars	Infeasible	Feasible	JPL RainCube Demo
Earth Radiation Budget radiometers	Feasible	Feasible	SERB, RAVAN
Gravity Instruments	Feasible	Feasible	Need a demo mission
Hi-res Optical Imagers	Infeasible	Feasible	Planetlabs
Imaging microwave radars	Infeasible	Feasible	Ka-Band 12U design
Imaging multi-spectral radiometers (Vis/IR)	Problematic	Feasible	AstroDigital
Imaging multi-spectral radiometers (μ Wave)	Problematic	Feasible	TEMPEST,
Lidars	Infeasible	Feasible	DIAL laser occultation
Lightning Imagers	Feasible	Feasible	
Magnetic Fields			
Multiple direction			
Ocean color inst			
Precision orbit	Feasible	Feasible	CanX-4 and -5
Radar altimeters	Infeasible	Feasible	Bistatic LEO-GEO
Scatterometers	Infeasible	Feasible	GPS refl. (CyGNSS)

・CubeSat導入により「やらざるを得ない小型化」により小型化できなかったものが小型化できるようになる
 ・アメリカ政府の継続的資金投入は脅威！

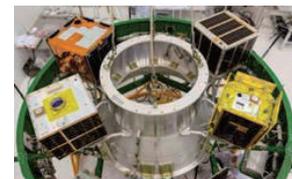


ベンチャーの活用: ほどよし1号



Mission: Earth Remote Sensing (6.7m GSD, 4 bands: RGB & NIR)
Developer: AXELSPACE, University of Tokyo, NESTRA
Launch: DNEPR launch on November 6, 2014

Size	about 50 [cm-cubic]
Weight	60 [kg]
OBC	FPGA
Communication	UHF, X (10-20 Mbps)
Average power	50 W
Attitude control	3-axis stabilization with STT, SAS, Magnetometer, Gyros, RW, Magnetic torquers
- stability	0.1 deg/sec
- pointing accuracy	5 arcmin
- determination	10 arcsec
Optical sensor:	15kg, 6.7m GSD (500km alt.)
- Focal length	740mm (F# 7)
- Swath	27.8 x max 179km (500km alt.)
- Bands(SNR)	B(57), G(74), R(80), NIR



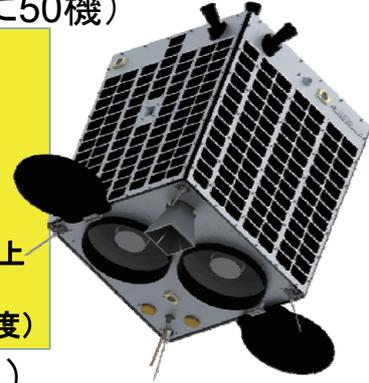
Optical Camera (6.7m@500km)
 developed by Genesia Corporation



ベンチャー会社AXELSPACEの近況

- GRUS (2018年3機打上げ、2022年までに50機)

地上分解能	パナクロマティック: 2.5m マルチスペクトル: 5.0m
バンド	パナクロマティック: 450-900nm マルチスペクトル 青: 450-505nm 緑: 515-585nm 赤: 620-685nm レッドエッジ: 705-745nm 近赤外: 770-900nm
	刈り幅 57km以上 再帰日数: 1日 (オフナディア40度)



- WNISAT-1Rの打上げ成功 (2017年)



海水光学観測
GNSS-R基礎実験
光通信実験

カメラ台数	4台(各バンド独立)
観測波長	パナクロ ¹ : 450-650nm 緑: 535-607nm 赤: 620-680nm 近赤外: 695-1005nm
画素数	2048 × 2048
ビット深度	12 bit
地表分解能	400m (近赤外/赤) 200m (緑/パナクロ)

SAR衛星開発のImPACTプロジェクト

災害等の緊急時対応に高い効果を発揮するオンデマンド即時観測

解決すべき社会的課題等

自然災害の発生等の緊急対応をするためには、周辺領域を含めた状況の把握が必要であるが、現在は情報収集が十分であるとは言いがたい。国民の安全をより確かなものとするために、**雨天・強風・夜間**でも、自然災害等の**緊急対応時に、被災地周辺領域を含めた状況**を速やかに把握可能とすることが必要である。

災害状況把握のリクエストから
即時に衛星打上げ・観測を実施



光学カメラでは実現不可能な
全天候対応・昼夜問わない観測が可能

オンデマンド即時観測 が可能な 合成開口レーダ 衛星システム

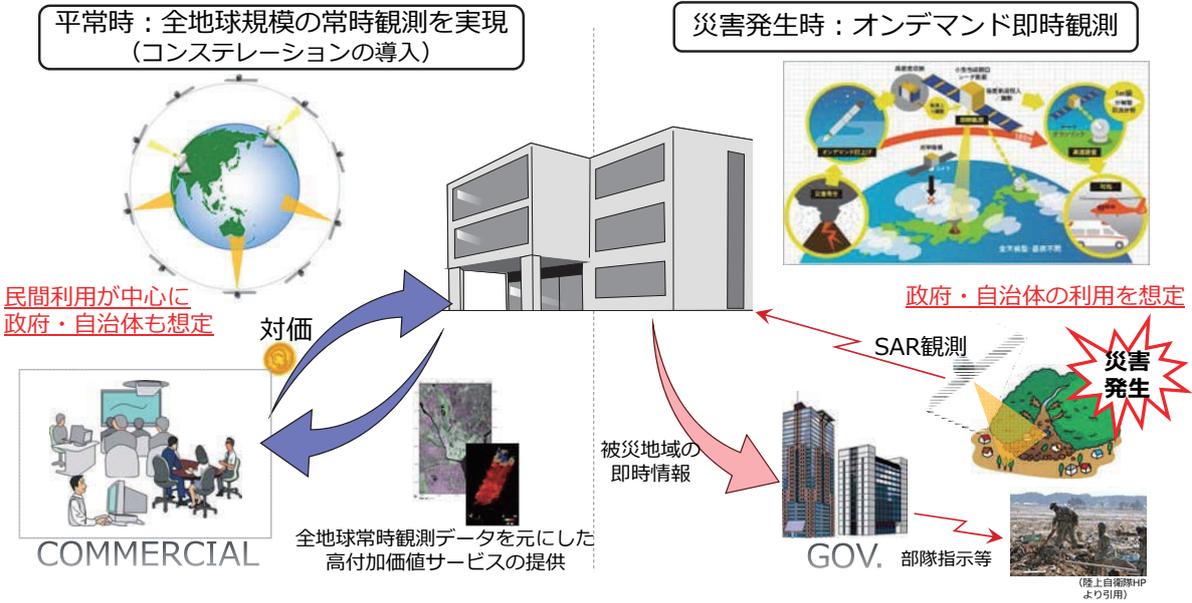


ImPACT終了後の出口構想



大学と強く連携した利用企業、開発企業を準備中

全地球規模の常時観測システムとオンデマンド観測と組合わせた利用



- ▶ 平常時は全地球規模の常時観測データを民間利用することにより出口戦略を強化
- ▶ 事業主体は民間として、官民双方を顧客としたビジネス化を志向

人工知能分野の取り込みで利用拡大

- リモセンの画像とそのとき地上はどうだったか (Ground Truth) の関係が学習できる
 - これまでリモセンの経験者・専門化が要った
 - 自動的な相関関係の抽出が可能に
 - 鉱脈 vs. 広域の地形情報・詳細な土質(ハイパ)情報
 - 収穫予測 vs. 農地の時期ごとの観測データ
 - ある作物に適した土地 vs. ハイパのデータ, etc.
- 何が必要か？
 - どんな情報がお金になるか、とそれに(多少なりとも)関係したデータはどんなものか、の知識(最重要！)
 - IT技術(学習エンジンなど)と扱える人
 - Free(or低価格)のリモセンデータ、計算ツール

海外への教育衛星開発が新しい市場に (MIC:33, CLTP: 25 カ国) 合計約50カ国との連携

2013年11月の第5回超小型衛星シンポでは47カ国260名の参加



- ベトナム技術者36名受け入れで50kg衛星開発中(ほどよしバス適用、ODA)
- カザフスタン、チリ、フィリピン、タイ、ルワンダ等と相談中、留学生希望多数

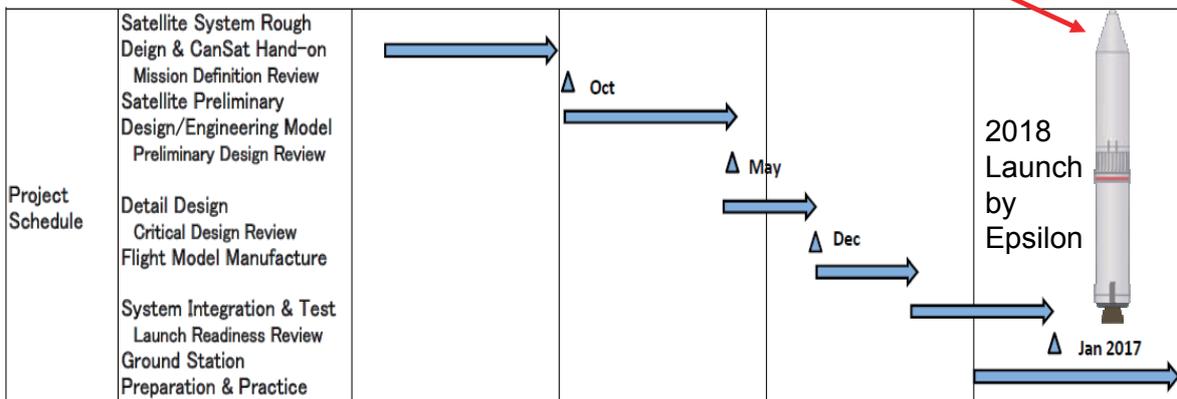
“MicroDragon” プロジェクト 教育支援の50kg衛星開発中

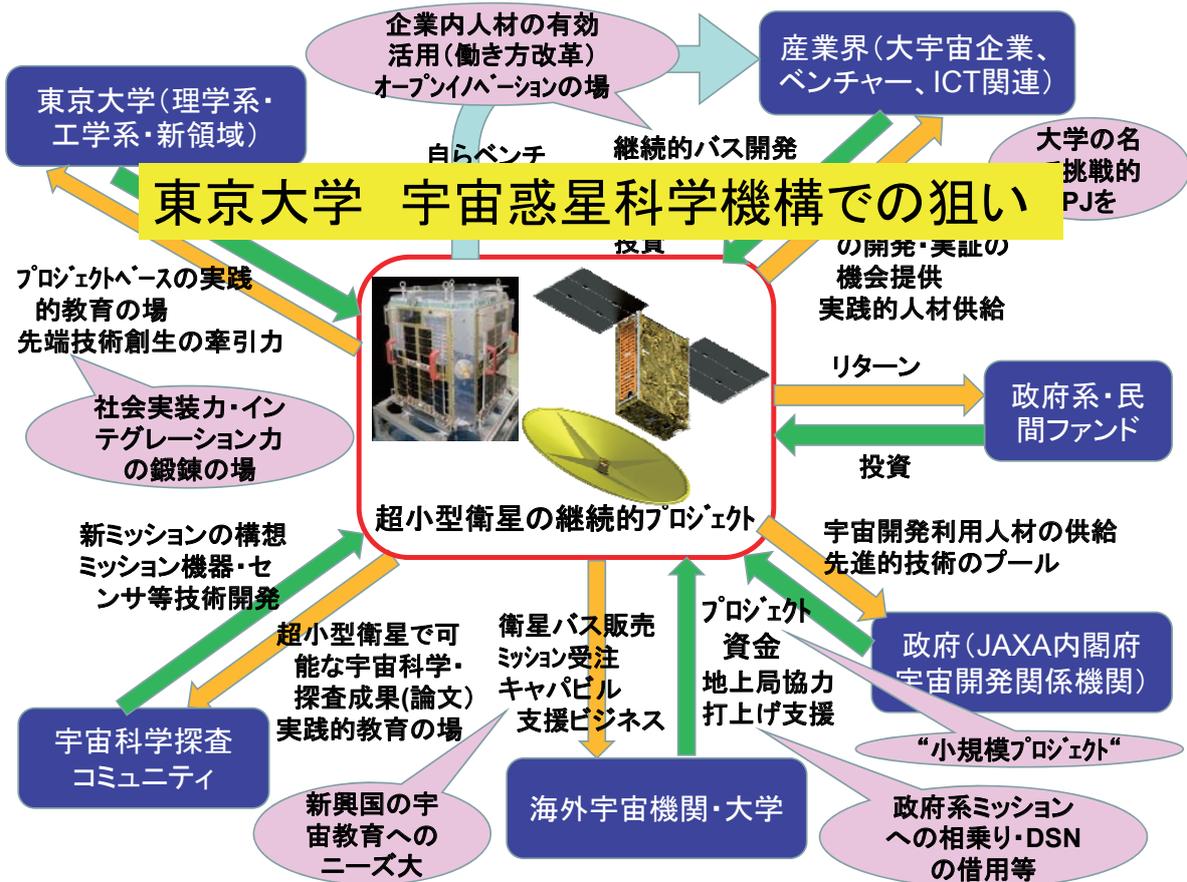
- 36名の技術者が5大学に分かれて修士課程で勉強しながら衛星開発



The University of TOKYO

1st Academic Year	2nd Academic Year	3rd Academic Year	4th Academic Year
2013/10-2014/9	2014/10-2015/9	2015/10-2016/9	2016/10-2017/9





超小型衛星を核としたエコシステム

- JAXA・政府の役割
 - 打ち上げ機会(ISS放出、ピギーなど)、各種の法整備
 - 技術の戦略的で継続的な開発(NASA-JPLの戦略参照)
 - アンカーテナンシー(定常的なサービス購入)
- 産業界の役割
 - 低コストサプライチェーンの維持(数が必要だが可能！)
 - 経験者は技術・利用に関するベンチャーのメンターに
- 大学の役割
 - 技術や利用のアイデアを創出・延ばす
 - 人材育成(技術・利用・データ処理、国際連携、商売---)
 - 国際ネットワークによる海外連携の最初の入り口
 - 実際に衛星を作り、宇宙実証・利用・ビジネスを進める:
→ベンチャーを創出し、民間資金を呼び込む！

東京大学－JAXA社会連携講座シンポジウム
～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～

社会連携講座概要

特任教授 酒井信介

社会連携講座とは

社会連携講座とは公益性の高い共通課題について、本学と共同研究を実施しようとする民間機関等から受け入れる経費等を活用して、学部及び研究科等の教育研究を行う大学院組織等に置かれる講座をいう。

趣旨・目的

寄付講座との違い

学術と社会の発展の推進及び本学における教育・研究の発展・充実を図る

社会連携講座の意義

東京大学との共同研究の必要性:

- 連携講座にて学理に基づく現象理解と物理モデルの構築
- 国内第一級研究者を中心とした研究体制の構築

社会連携講座の必要性:

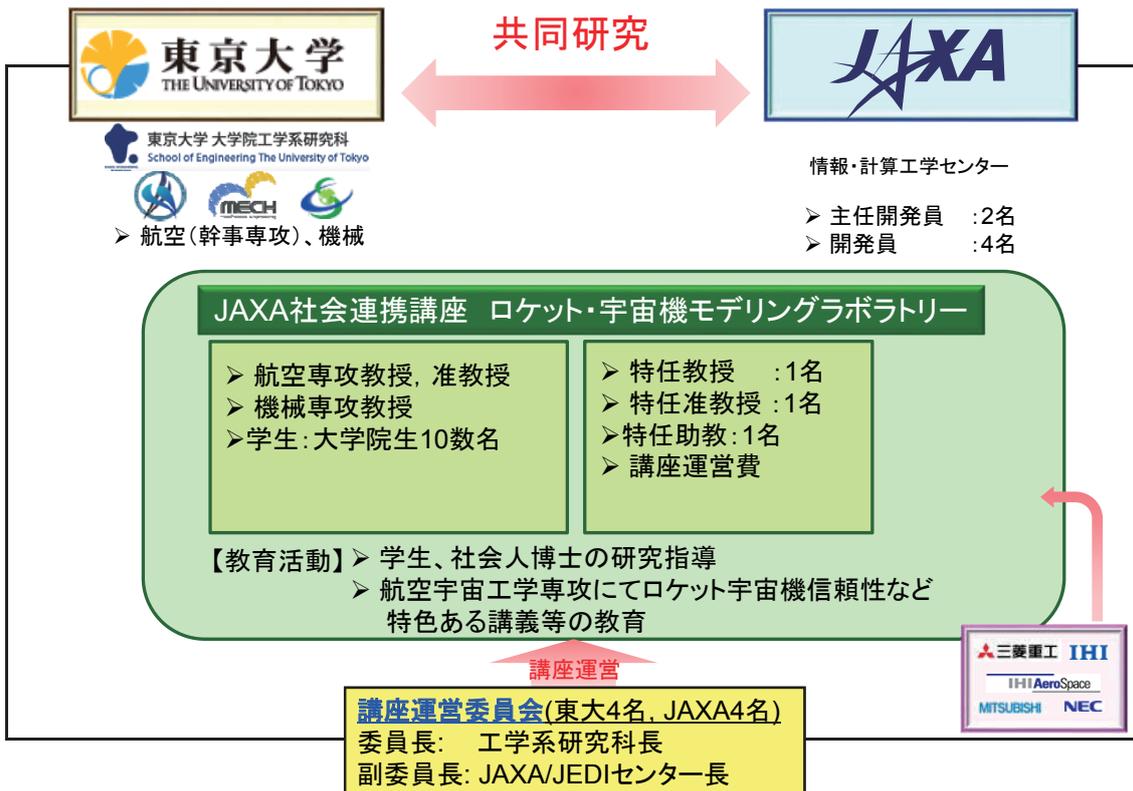
- ロケットおよび宇宙機に特化した複数の学術分野 (航空宇宙、機械、化学、数値解析、信頼性工学等) による新たな講座の設置
- 専任スタッフ(特任教授、特任准教授、特任助教)による問題解決への専念による着実な成果
- 大学とJAXAによる合理的な運営
- 企業や他研究機関の参画も可能なオールジャパン体制の構築

東京大学-JAXA社会連携講座:

- ロケット・宇宙機の設計解析の基盤技術力の強化
- ロケット・宇宙機シミュレーションの物理・数学モデルの開発
- 日本のロケット・宇宙機シミュレーションを世界トップクラスへ

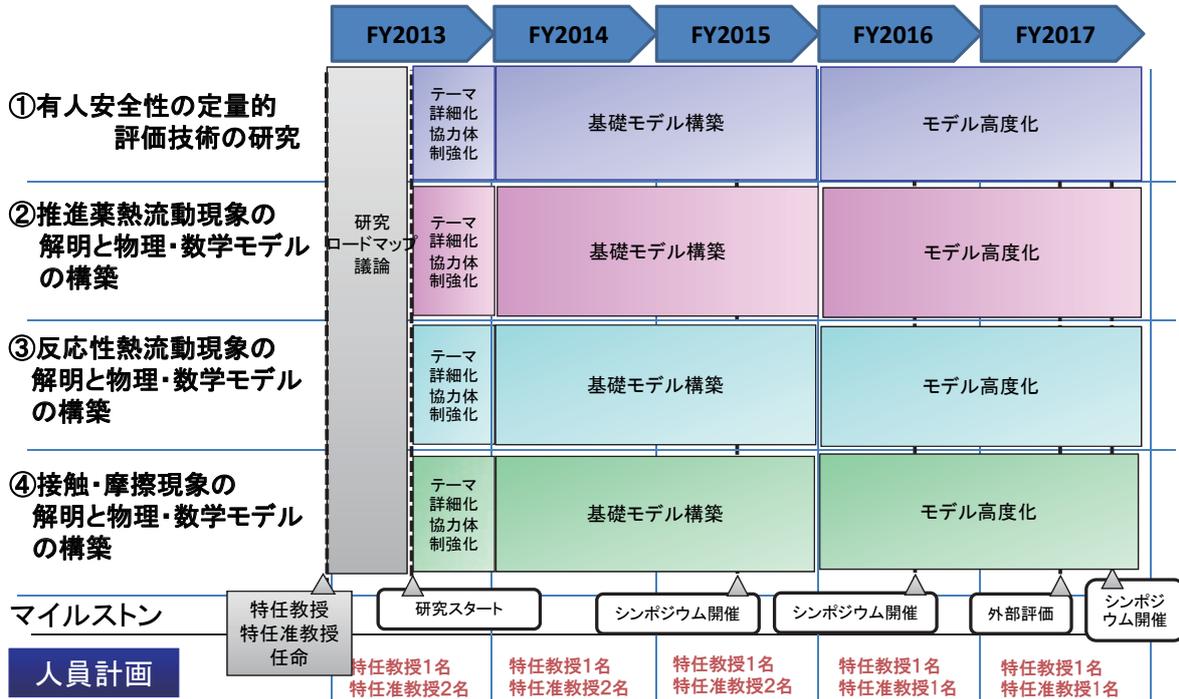
3

社会連携講座の組織体制



4

活動の全体像



5

JAXA内の課題との連携

安全・高信頼なロケット・宇宙機の開発

次期JAXAミッション ～JEDI解析技術活用によるブレークスルーの実現～

有人ロケット



ロケット上段推進系
・軌道間輸送機



次世代宇宙機化学推進系

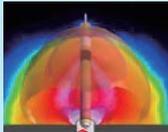


人工衛星寿命化

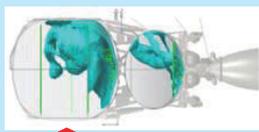


ロケット・宇宙機設計解析技術 ～次期JAXAミッションを支える設計解析技術の構築～

有人安全性評価技術



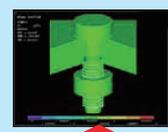
推進薬管理解析技術



宇宙機スラスト性能解析技術



接触・摩擦解析技術



ロケット・宇宙機物理・数学モデル

[東京大学-JAXA社会連携講座]

～JEDI設計解析技術開発を支える物理・数学モデル構築～

有人安全性評価



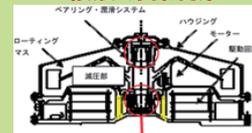
推進薬熱流動現象



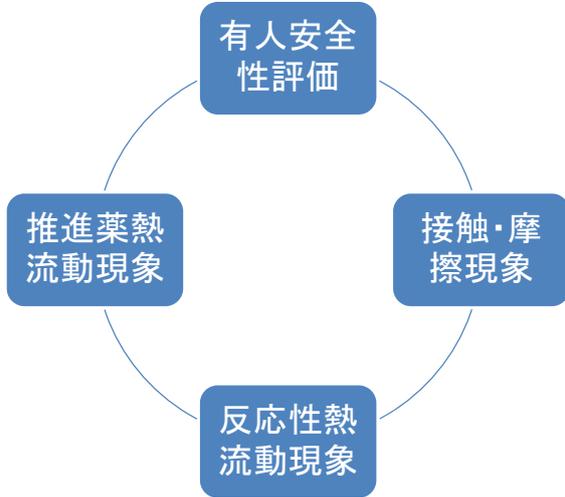
反応性熱流動現象



接触・摩擦現象



社会連携講座の活動概要



- JAXA単独では十分に取組みえない活動を大学との共働により実現する
- 4つの研究グループ、2か月に一度の定例研究会、産官学のオールジャパン体制
- 専任の特任教員が従事
- 学生指導を連携講座教員とJAXAが協力して行う
- 基礎講義の担当に加え、連携講座関連講義を実施「ロケット宇宙機信頼性」
- 工学系内の運営委員会、連携講座会議にて運営上の協議(合理的運営の実現)

組織・構成員

工学系研究科・航空宇宙工学専攻(酒井は機械工学専攻兼任)

	担当	FY2013	FY2014	FY2015	FY2016	FY2017
酒井特任教授	有人安全性 接触・摩擦	←————→				
石原特任准教授 (現:北海道大学 准教授)	反応性熱流動	←————→				
井上特任准教授	推進薬熱流動	←————→				
渡辺特任助教	反応性熱流動				←————→	

開催したシンポジウム

- 「シミュレーション技術の新展開」2013.9.20
- 「構造材料に関わる安全設計の高度化」2015.4.21
- miniシンポジウム:Discovery in Fragmentation 2016.2.22
- 「東京大学-JAXA社会連携講座とブレークスルーへの取り組み」2016.3.23
- 「宇宙開発分野でのブレークスルーを目指した産官学の取り組み」2018.1.22

研究グループ	開催回数計	出席人数計	出席者内訳		出席者所属機関
有人安全性定量的評価技術研究グループ	20	289	東大	65	東京大学、JAXA 東北大学、筑波大学、国際医療福祉大学、慶應大学、日本大学、上智大学、東海大学、名古屋大学、豊田工業大学、大阪大学、熊本大学、Imperial College、フロリダ大学、電力中央研究所、トヨタ自動車、SAIC、テイ・エステック、ダイゼル、JARI、CD-adapco、JSOL、アルテアエンジニアリング、日立製作所
			JAXA	65	
			他大学	23	
			企業	54	
			学生	82	
接触・摩擦研究グループ	14	267	東大	58	東京大学、JAXA 東京海洋大学、千葉工業大学、大同大学、名古屋大学、IHI、IA、NEC、テクノソルバ、マツダ、MSCソフトウェア、NVS、テイ・エステック、日本精工、日立製作所、ジェイテクト、協同油脂
			JAXA	126	
			他大学	16	
			企業	40	
			学生	27	
推進薬熱流動研究グループ	16	364	東大	60	東京大学、JAXA 室蘭工業大学、東北大学、東京工業大学、千葉大学、東海大学、信州大学、名古屋大学、愛知工業大学、金沢工業大学、大阪大学、兵庫県立大学、九州大学、ニューヨーク市立大学、学位授与機構、IHI、IA、MHI、荏原、マツダ、菱友システムズ、NEC、NuFD、リコー
			JAXA	108	
			他大学	52	
			企業	111	
			学生	33	
反応性熱流動研究グループ	19	412	東大	62	東京大学、JAXA 北海道大学、室蘭工業大学、弘前大学、東北大学、東京工業大学、千葉大学、横浜国立大学、東海大学、名古屋大学、愛知工業大学、京都大学、大阪大学、兵庫県立大学、九州工業大学、学位授与機構、IHI、IA、MHI、マツダ、NuFD、アドバンスソフト、菱友システムズ、NEC、DSE、RCCM、リコー
			JAXA	152	
			他大学	38	
			企業	142	
			学生	18	

教育活動

年度	卒論		修論		博論	
	機械	航空	機械	航空	機械	航空
2013	2	1	1	1	1	0
2014	2	0	1	1	1	0
2015	2	0	3	1	1	0
2016	1	2	1	2	1	0
2017	2	1	1	1	1	0
合計	9	4	7	6	5	0

講義「ロケット宇宙機信頼性」

1	ロケット宇宙機分野における信頼性工学の必要性
2	統計的取扱いの基礎(1)
3	モンテカルロシミュレーション法
4	一次近似二次モーメント法の取扱い
5	限界状態設計法(線形関数)
6	ロケット宇宙機の燃焼(1)
7	限界状態設計法(非線形関数)(1)
8	限界状態設計法(非線形関数)(2)
9	荷重・耐力設計法への展開
10	リスク評価の工学への応用
11	ロケット宇宙機の燃焼(2)
12	システムの安定性と分岐理論
13	ロケット宇宙機の燃焼(3)



2018. 01. 22 JAXA社会連携講座シンポジウム
産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー

有人安全性の定量的評価技術

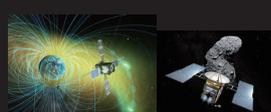


JAXA 研究開発部門 第三研究ユニット
藤本 圭一郎
東京大学
酒井 信介
数多くの共同研究者の方々

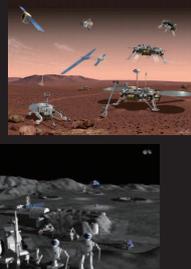
Technological Challenges to Expand Space Frontier



Debris Removal



Scientific Exploration



Exploration on Planet / Asteroids



Space Station



Earth Observation

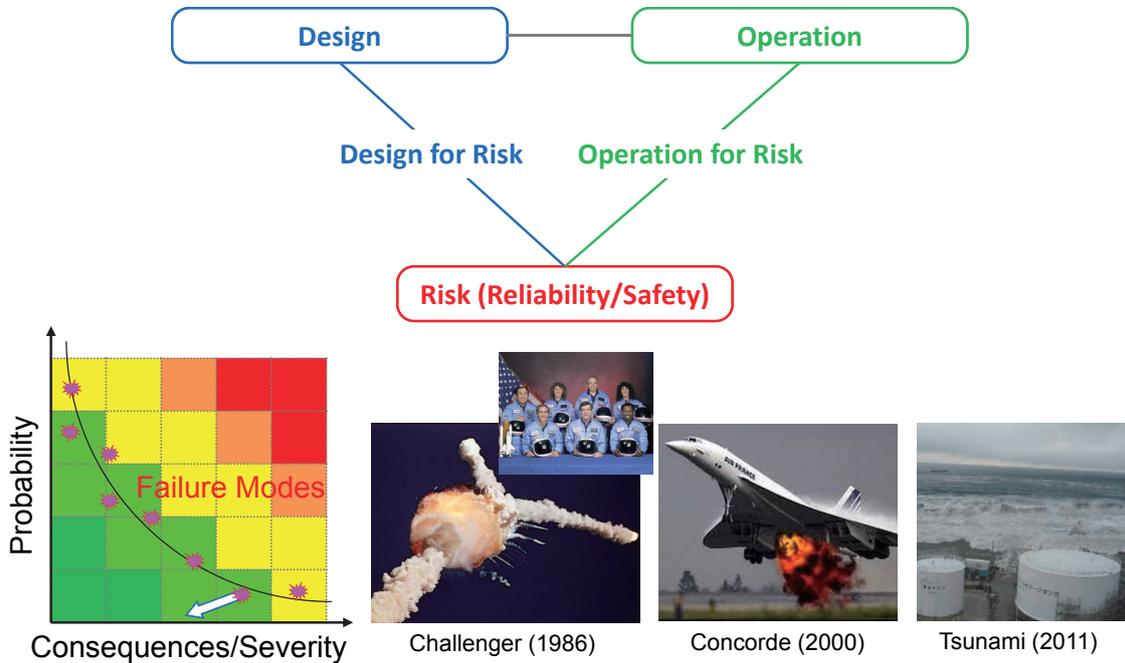
- ▶ Efficient Risk Control based on QRA with considering various uncertainties
- ▶ QRA based on physics-based simulations
 - Physics model, Accuracy and Practicality
 - UQ based on limited test and field data
- ▶ Ultimate Robust Design of Space Systems

Challenges to establish Risk Control based on QRA



3

- ▷ Overcome difficulty of modeling complicated hazard physics to control risk by design and operation.



4

Reliability

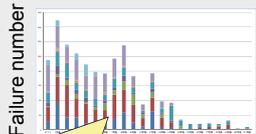
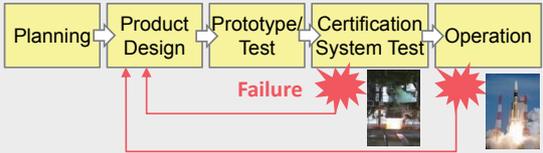
Reliability Challenges – Efficient Reliability Control



5

1: Overrun of development cost & schedule

- Design is empirical deterministic MOS-based
- MOS is validated in later-phase tests
- Even after certification, failure occurs



29%	System test (Over run)
58%	System test
13%	Component test

LE-7 Development cost

Main Cause
 (1) Absence & poor accuracy of analysis
 Less consideration of uncertainty of
 (2) Product parameter variation
 (3) Environmental parameter variation

2: High cost reliability & life certification

- Large number of system firing test is performed and reliability is evaluated by failure numbers
- Efficient accelerated test is not established



$$\text{Reliability} = f(\text{success count, failure count, level of confidence})$$

In H2A rocket development, 140 firing tests is performed in 10 years.
<Estimated human-rated engine certification cost>
 3000 firing tests (few billion dollars) is required, means twice of whole cost of HII-A & HII-B development.

Elimination of failure modes

- [A] Unknown failure modes
- [B] Design consideration

Overrun of development cost & schedule

- [C] Development rework by failure modes in later phases
- [D] Efficient system reliability evaluation method is not established
- [E] Strong dependency on high cost testing

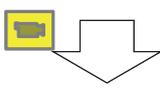
Reliability Challenges – Efficient Reliability Control



6

- ▷ Even in later development phase, failure due to design can be happen.
- ▷ In the worst case, large amount of additional cost and time is required for the failure cause investigation, re-design, and re-certification.

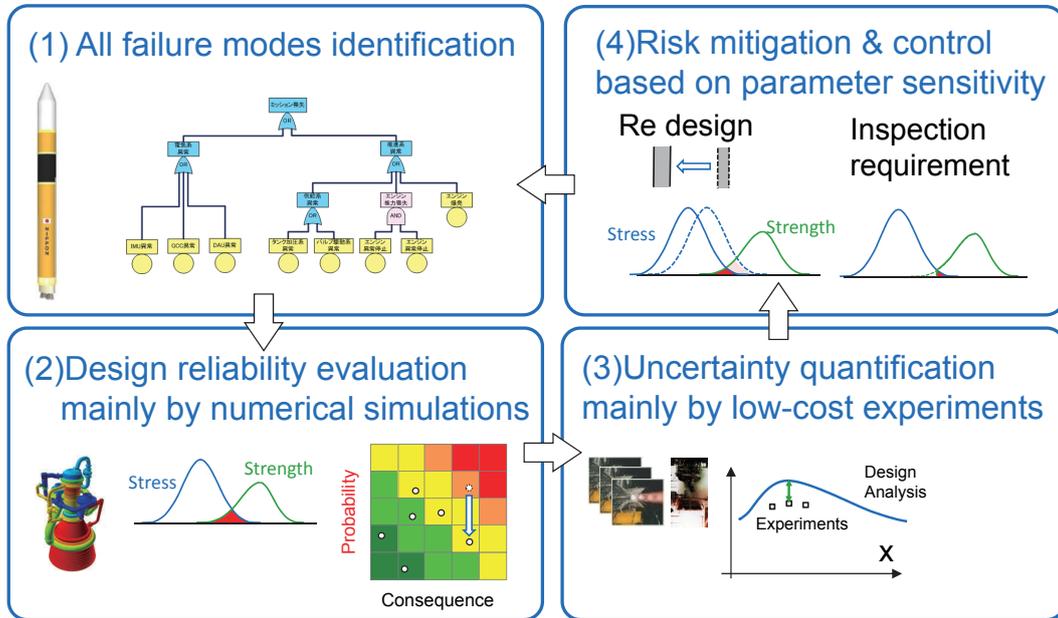
LE-7 Firing Test



Force of JEDI : Quantitative Risk Assessment (QRA)

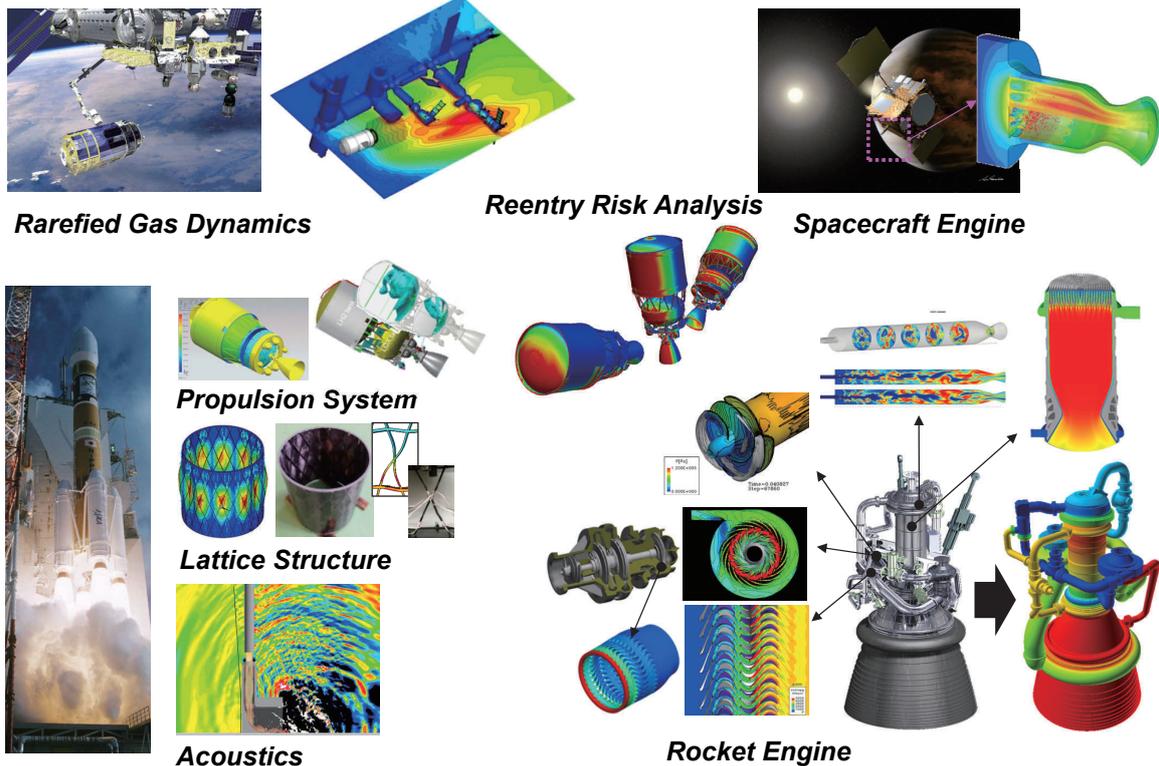


- ▷ Risk is evaluated quantitatively and minimized by appropriate actions.
- ▷ All Risk Approach in which all of the failure mode is considered, and both probabilistic and deterministic (rule-base) approach are used.



#Risk = Probability × Consequence

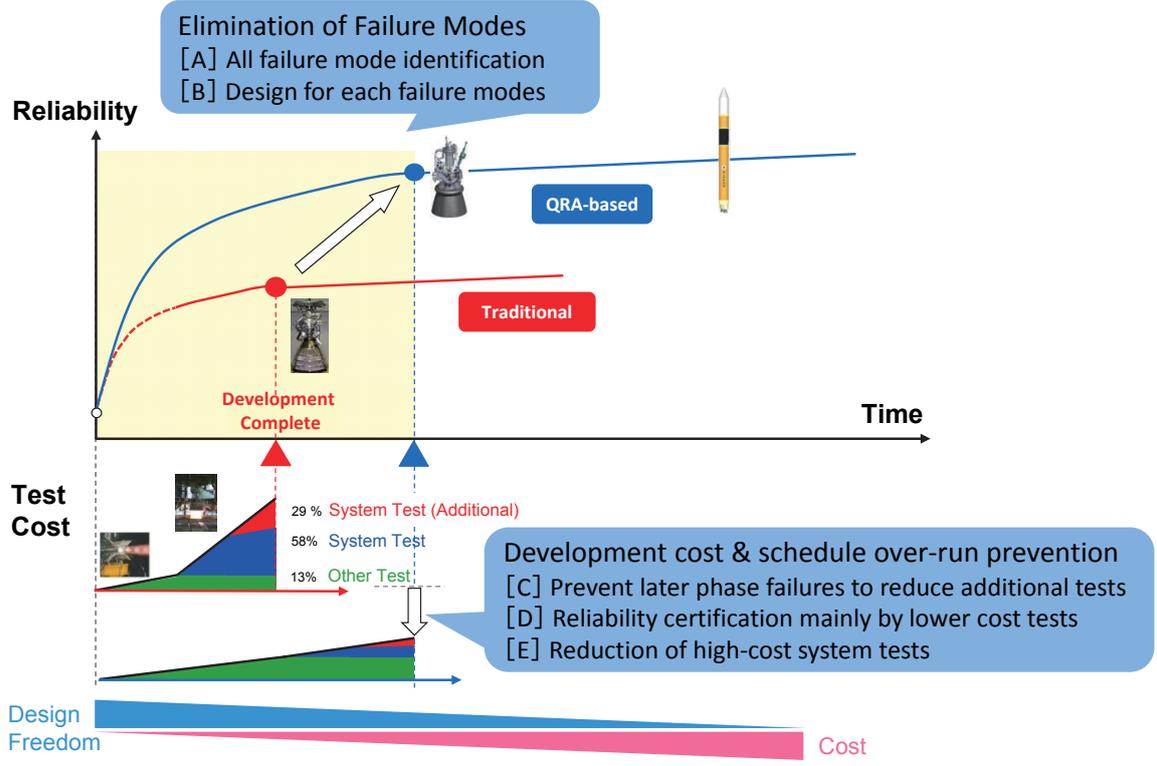
Force of JEDI : High Fidelity Simulations



Quantitative Risk Assessment (QRA)



9



10

Safety

Safety Challenges for Human Space Flight



Catastrophic Hazards (Explosive)



Pad Explosion during static firing (Atlas C Able, 1959)



Falls back (Atlas-Centaur, 1965)



Loss of Control, Aerodynamic breakup (Ariane 5, 1996)



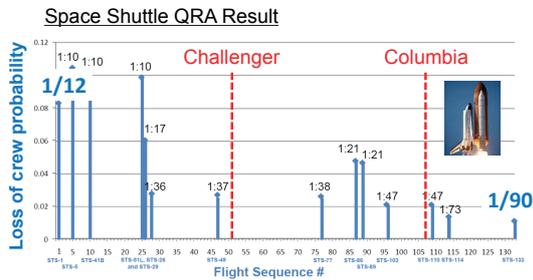
Success of crew rescue by LAS Pad Fire (Soyuz T-10-1, 1983)



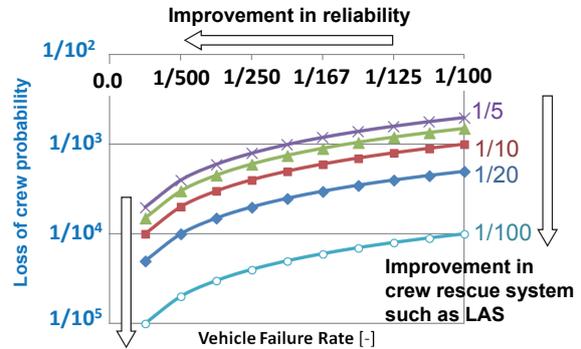
Failure of crew rescue (All crew fatal accident) SRB Explosion (STS, 1986)

Crew Safety Improvement

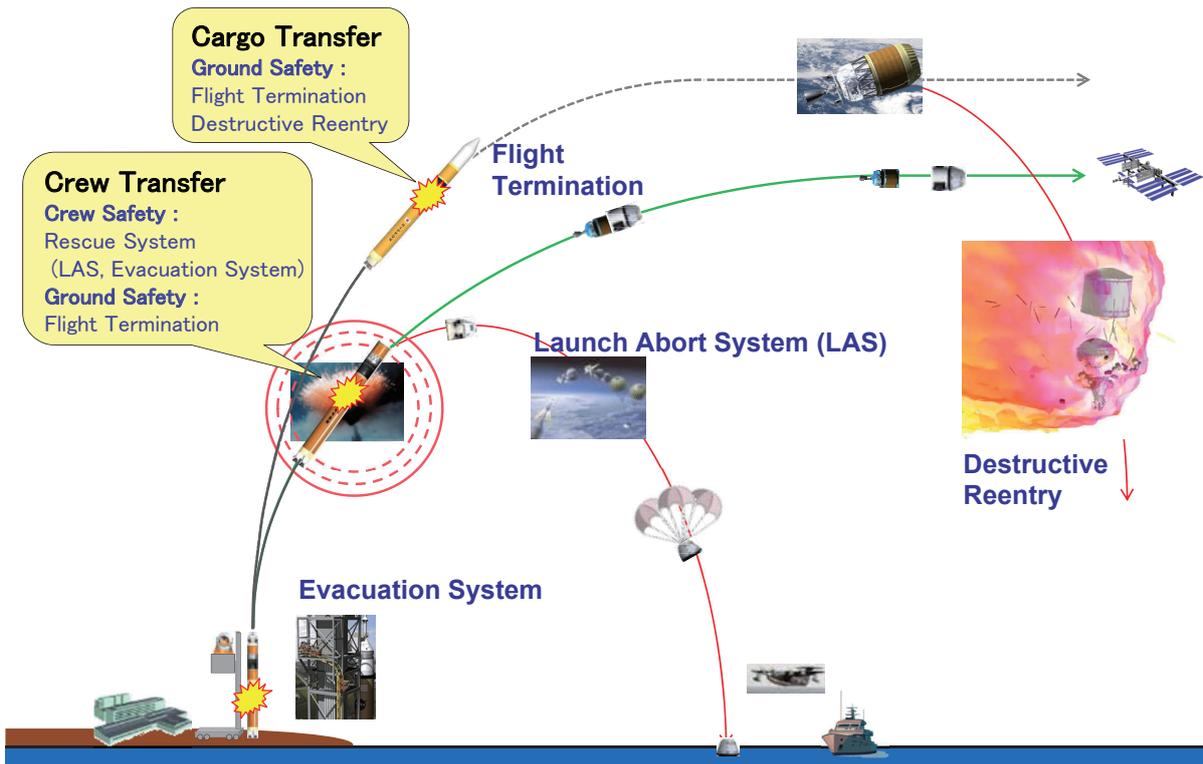
Both reliable launch vehicle and crew rescue system are essential.



Teri L Hamlin et al, "Shuttle Risk Progression: Use of the Shuttle Probabilistic Risk Assessment (PRA) to Show Reliability Growth", 2011.



Safety Challenges for Cargo and Crew Transfer



Quantitative Safety Assessment – Efficient Safety Control



13

[Objectives]

- Establishment of quantitative safety analysis method (Safety design, TRL increase for future decision)
- Feasibility study of LAS (Conceptual design, safety requirement)

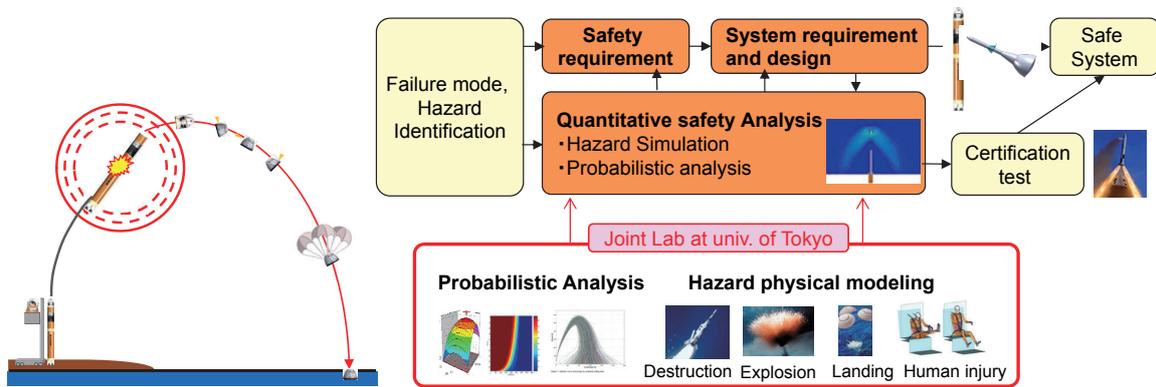
[Development of Technology]

Quantitative safety analysis technology based on high-fidelity numerical simulations

- 1) Safety design in early design phases, 2) Appropriate reliability/safety requirements, 3) Decrease in validation test cost

[Success Criterion]

- Realization of full phase abort feasibility (as conceptual design)

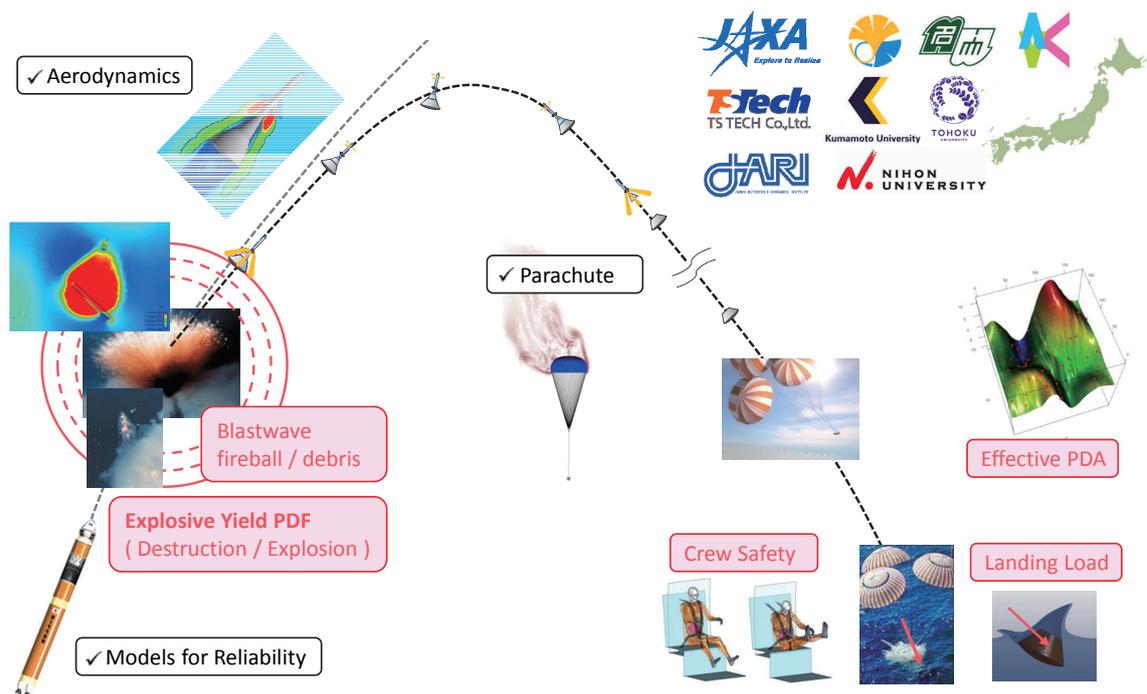


High Fidelity Simulations for Safety



14

- ▷ Models for Failure Mode Physics.
- ▷ Joint research with univs and automobile fields.

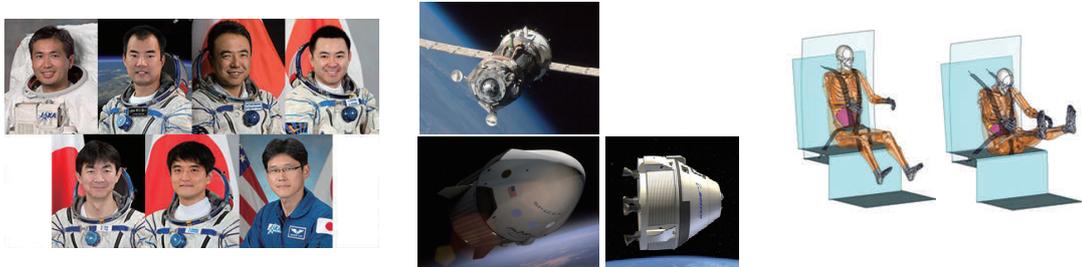


Objective - High Fidelity Simulations for Safety



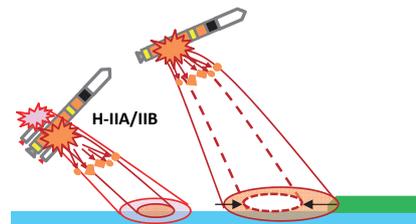
[Crew Injury]

- Japanese decision making for JAXA's astronaut missions.
- Establish physics-based injury risk model and investigate mechanism.



[Explosion Process]

- Possibility to ease trajectory restriction by accurate safety analysis. Additional performance, etc...



High Fidelity Hazard Simulations – Contribution to Engineering

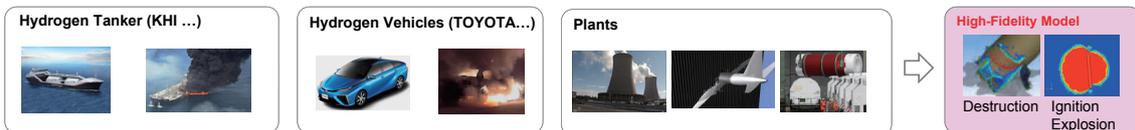


<Contribution to other fields>

Establish serious research communities and improve high-fidelity simulation capability.

Destruction and explosion

- In the fields of hydrogen automobile, fuel cell, LH2 storage tanks, transportation of nuclear waste, investigation of the hazard mechanism & QSA for rare event is essential.
- Demands for the QSA getting significant.
- Since hazard simulation technology is key to keep the quality of Japanese products, the investigation to establish QSA is meaningful.



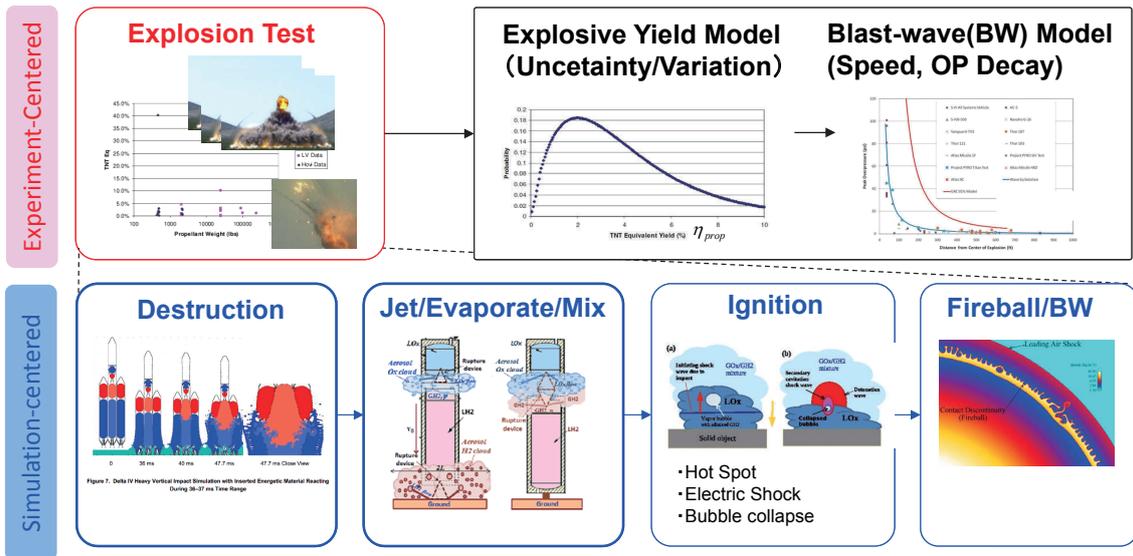
Occupant Safety

-Safety is the key for the international competitiveness for the automobile and trains.
Open collaboration framework is employed in this research project to achieve the goal !



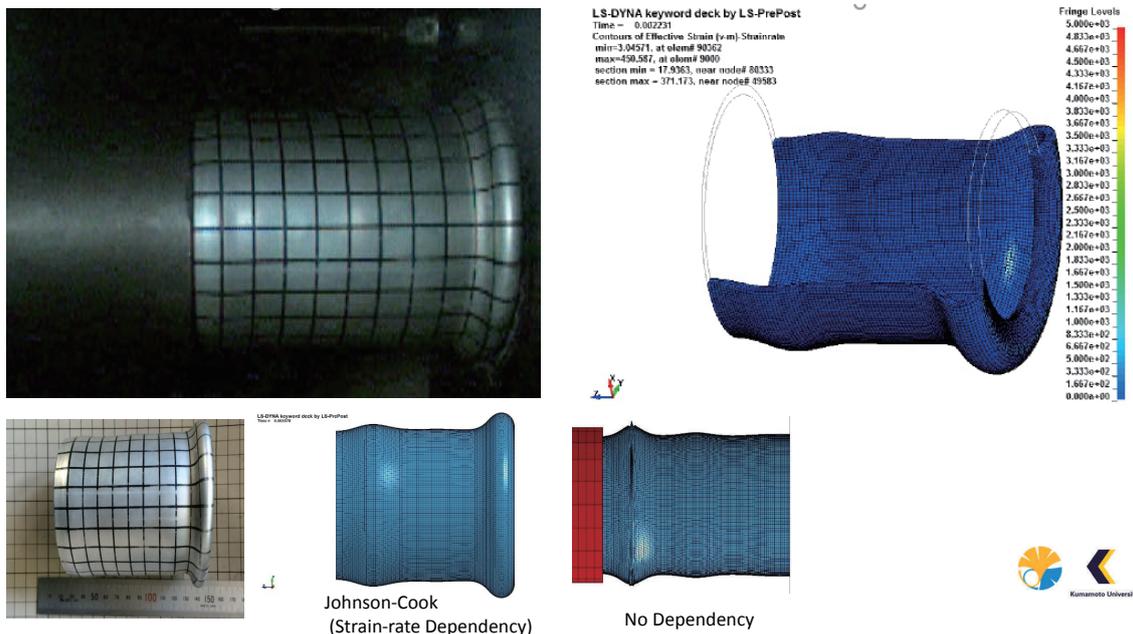
Explosion Process Modeling - Motivations

- ▷ Motivation to establish explosion process model are
 - (1) Understand hazard physics
 - (2) Cost reduction of uncertainty quantification test (= Less uncertainty)
- ▷ In order to achieve goal above, numerical model for destruction and explosion process & efficient risk assessment technique are essential



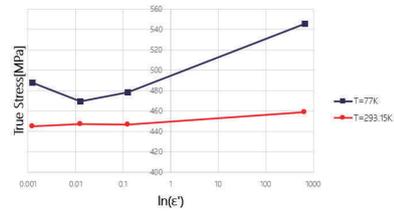
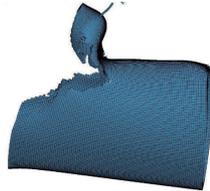
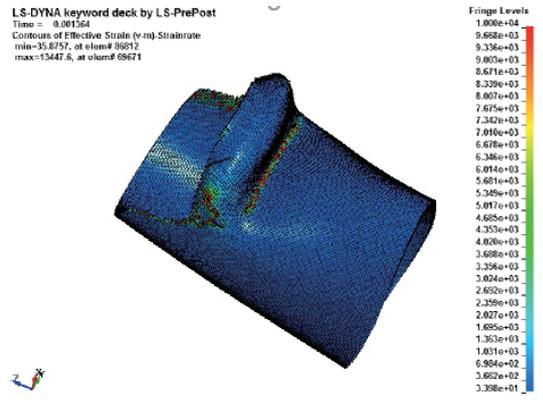
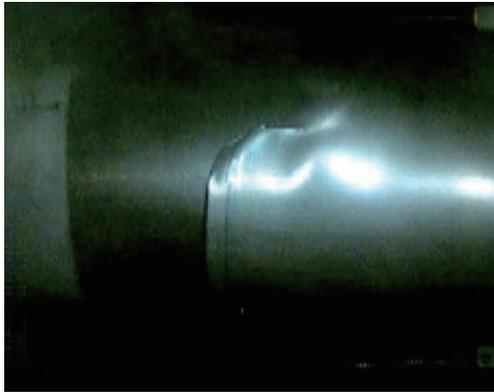
Explosion Process Modeling - Destruction

- ▷ Constitutive eq. and failure criterion for liquid rocket tank (Al-alloy) were developed.
- ▷ Strain-rate and temperature dependencies are modeled to predict destruction process.



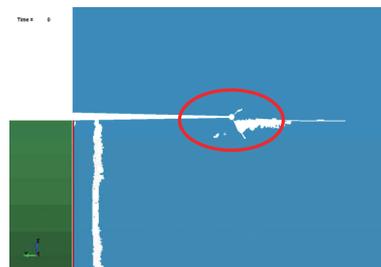
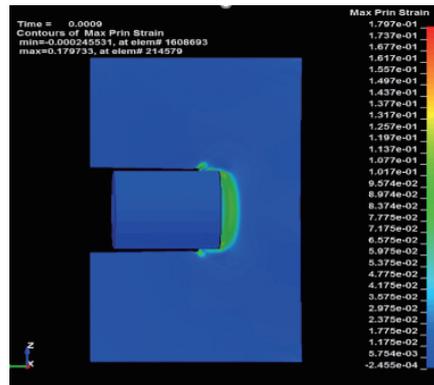
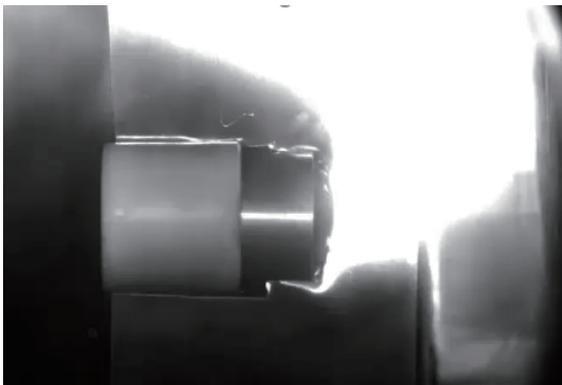
Explosion Process Modeling - Destruction

- ▷ Constitutive eq. and failure criterion for liquid rocket tank (Al-alloy) were developed.
- ▷ Strain-rate and temperature dependencies are modeled to predict destruction process.



Explosion Process Modeling - Destruction

- ▷ Constitutive eq. and failure criterion for liquid rocket tank (Al-alloy) were developed.
- ▷ Strain-rate and temperature dependencies are modeled to predict destruction process.

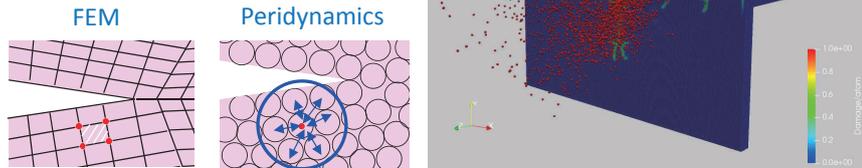


Explosion Process Modeling - Destruction



21

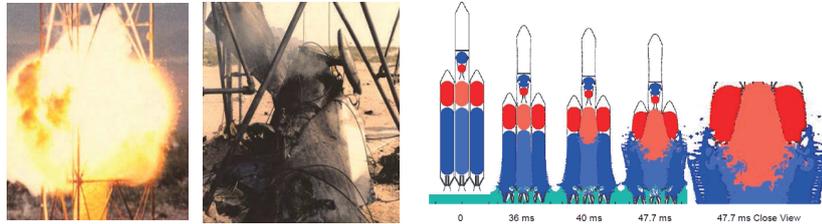
- 1) Multi-Physics Analysis
 - Structure / Fluid / Heat transfer of Multiple Shape in 6-DoF motion
- 2) Deforming Complicated Shape
- 3) Coupling analysis with Fluid Dynamics
 - Condition dependent flow structure
 - Evaporation
 - Reactive Flow (Combustion)



Destructive Reentry



Flight Termination / Fall back failure



[1] Lambert, R. R., "Liquid Propellant Blast Yields For Delta IV Heavy Vehicles," 34th Department of Defense Explosives Safety Board Seminar, National Technical Information Service, ADA532286, July 2010.

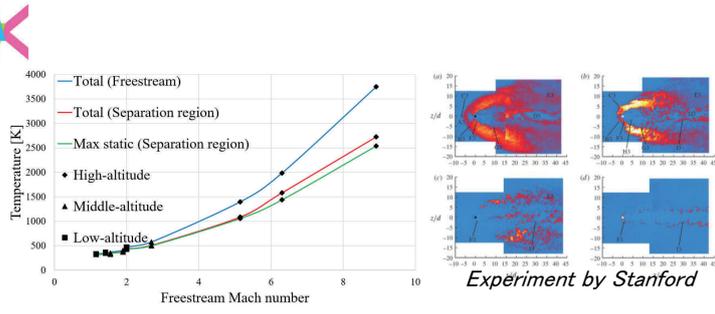
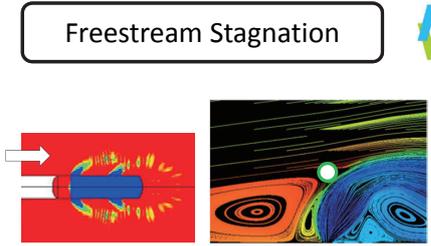
Explosion Process Modeling - Ignition



22

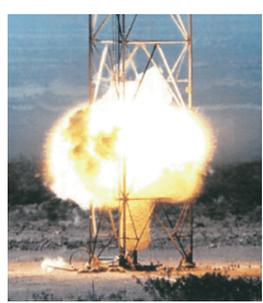
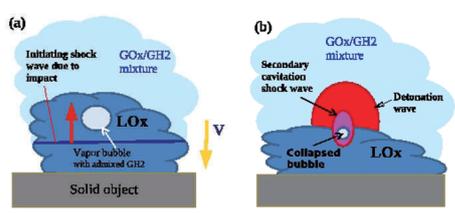
- ▷ Ignition delay, its location and energy are key driver of the explosive yield.
- ▷ Ignition mechanisms and conditions at which ignition and flame hold were investigated.

Freestream Stagnation



Ref: I. Toshihiro, F. Keiichiro, M. Daiki, and T. Nobuyuki, "Numerical Simulations of Transverse Jet in Supersonic Crossflow toward an Understanding of Interaction Mechanism," in 31st International Conference on Shock Waves, 2017.

Collision of LH2 and LOX



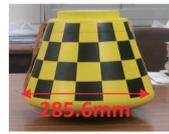
Landing Acceleration – Validation study



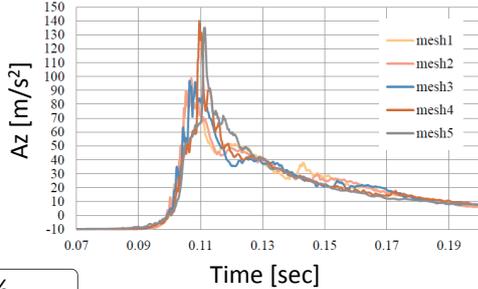
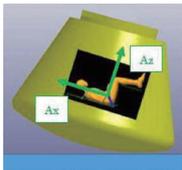
Analysis : LS-DYNA ALE, CIP-LSM
 Approach : Analytical, HTV-R6.8%, Apollo1/4
 Condition : Velocity and pitch angle
 (incl. off-nominal)

HTV-R6.8%

Apollo1/4

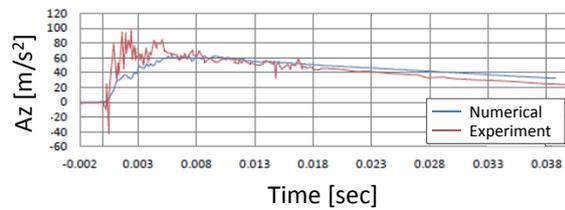
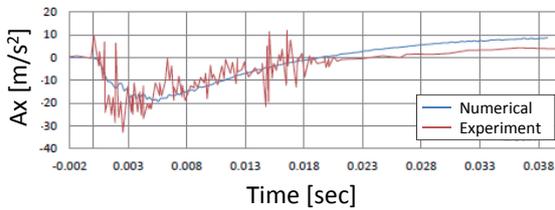


Grid Resolution Study



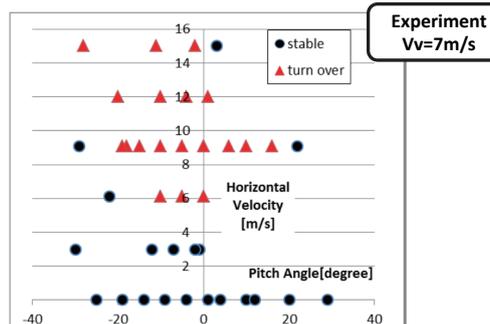
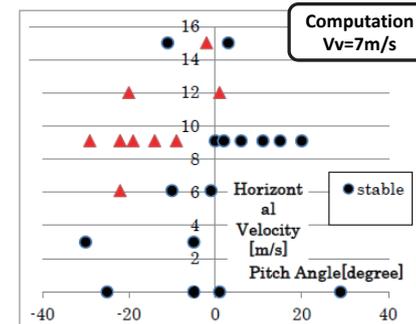
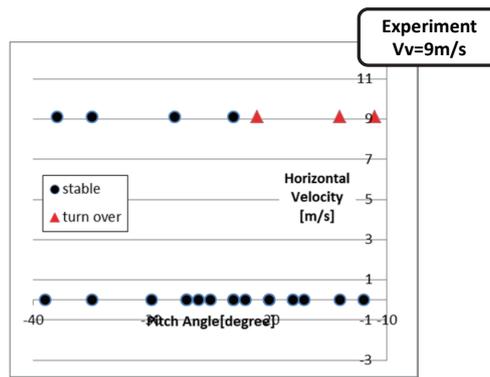
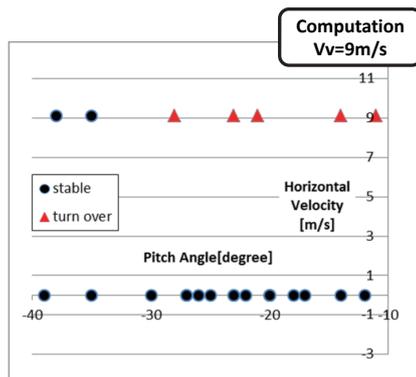
Case Name	Cell Size [m]	Az Max [G]
Mesh1	0.065	9.381
Mesh2	0.070	10.065
Mesh3	0.080	9.881
Mesh4	0.100	14.276
Mesh5	0.150	13.766

HTV-R 6.8%



Work by Shunnosuke Inoue, Shinsuke Sakai (Univ. of Tokyo)

Landing Acceleration – Validation study



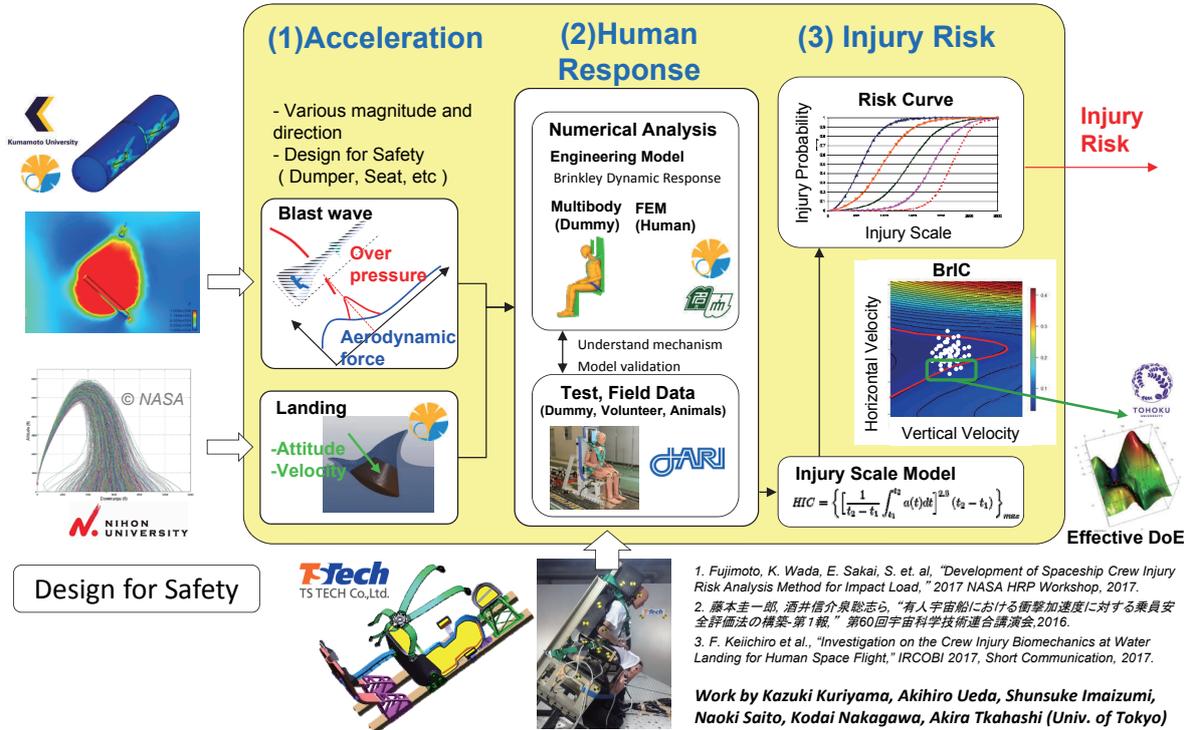
Work by Takuya Furumoto, Takehiro Himeno (Univ. of Tokyo)

Quantitative Crew Safety Analysis



25

▷ Physical models have been developed with joint research with universities.

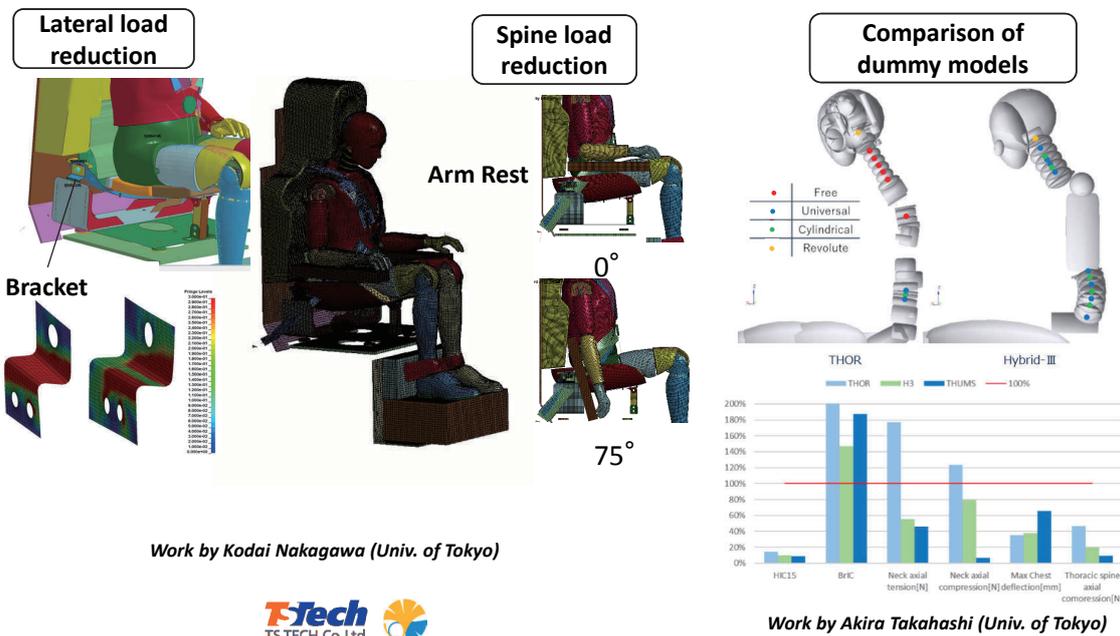


Quantitative Crew Safety Analysis – Design for Safety



26

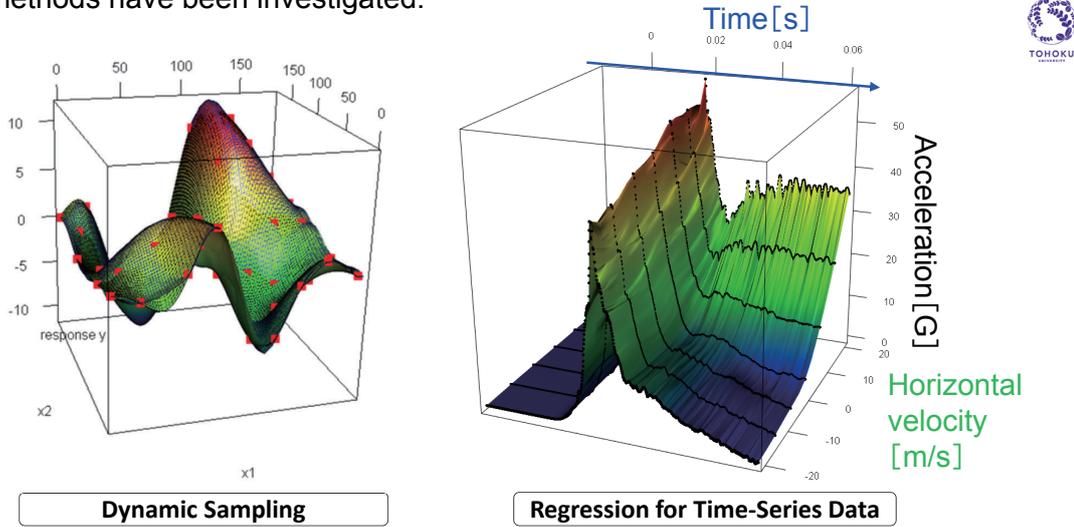
▷ FEM-based dummy model has been validated for the design spacecraft seat.
 ▷ Further crew safety improvements have been achieved by the comprehensive consideration on the design for safety.



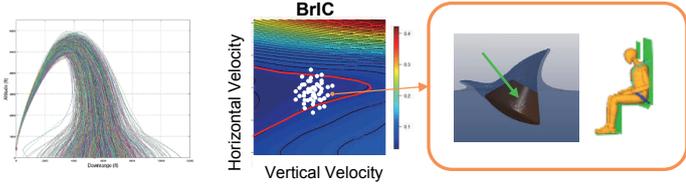
Efficient Design-of-Experiment – Dynamic Sampling



▷ To establish practical probabilistic analysis for QRA, efficient design-of-experiment methods have been investigated.



Ref: F. Keiichiro, S. Koji, and N. Hideyo, "Comparison of Dynamic Adaptive Sampling Methods for Quantitative Risk Analysis," in 2nd Frontiers in Computational Physics Conference: Energy Sciences, 2015.



東京大学－JAXA社会連携講座シンポジウム
～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～

有人安全性に関する研究 連携講座の活動成果

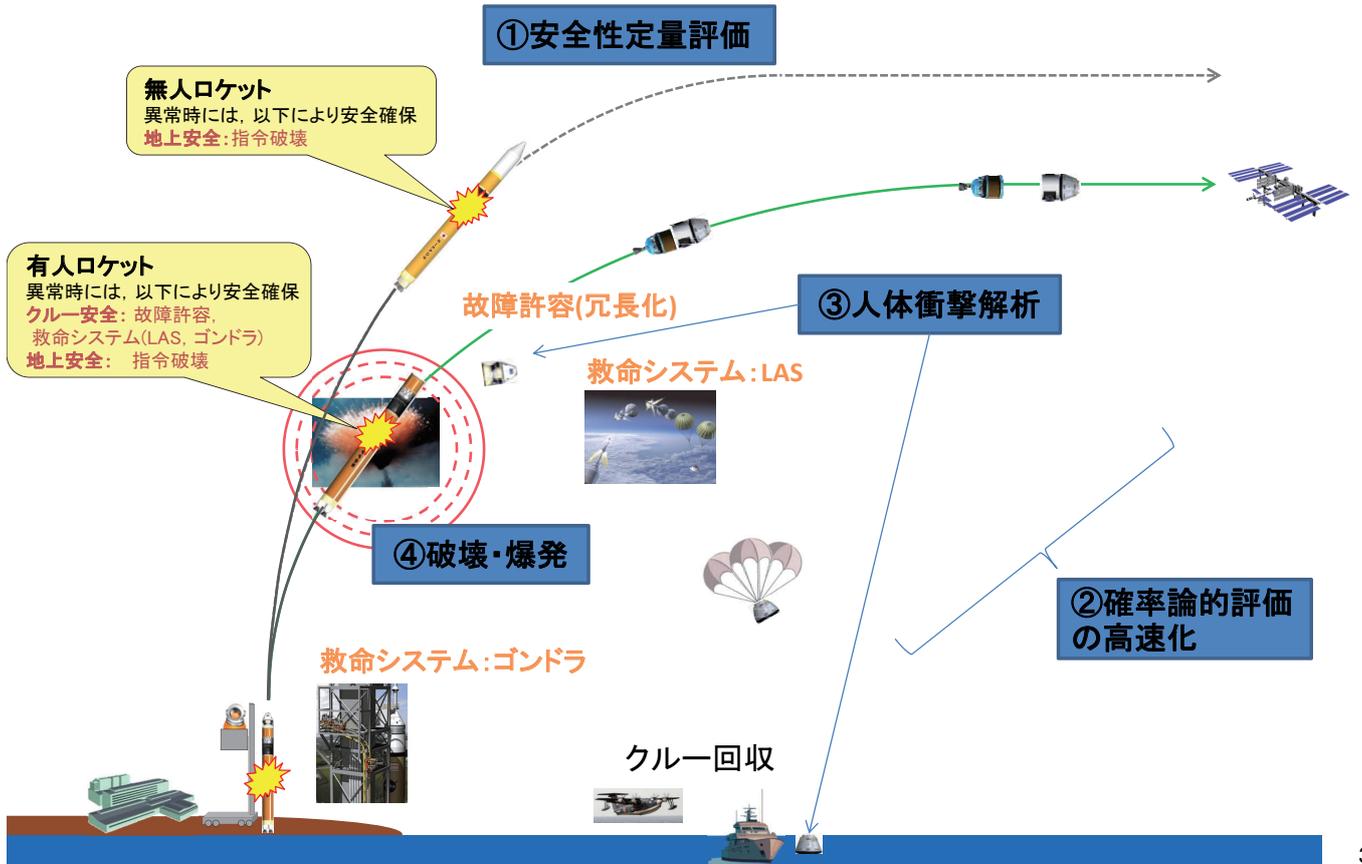
特任教授 酒井信介

JAXA 藤本圭一郎

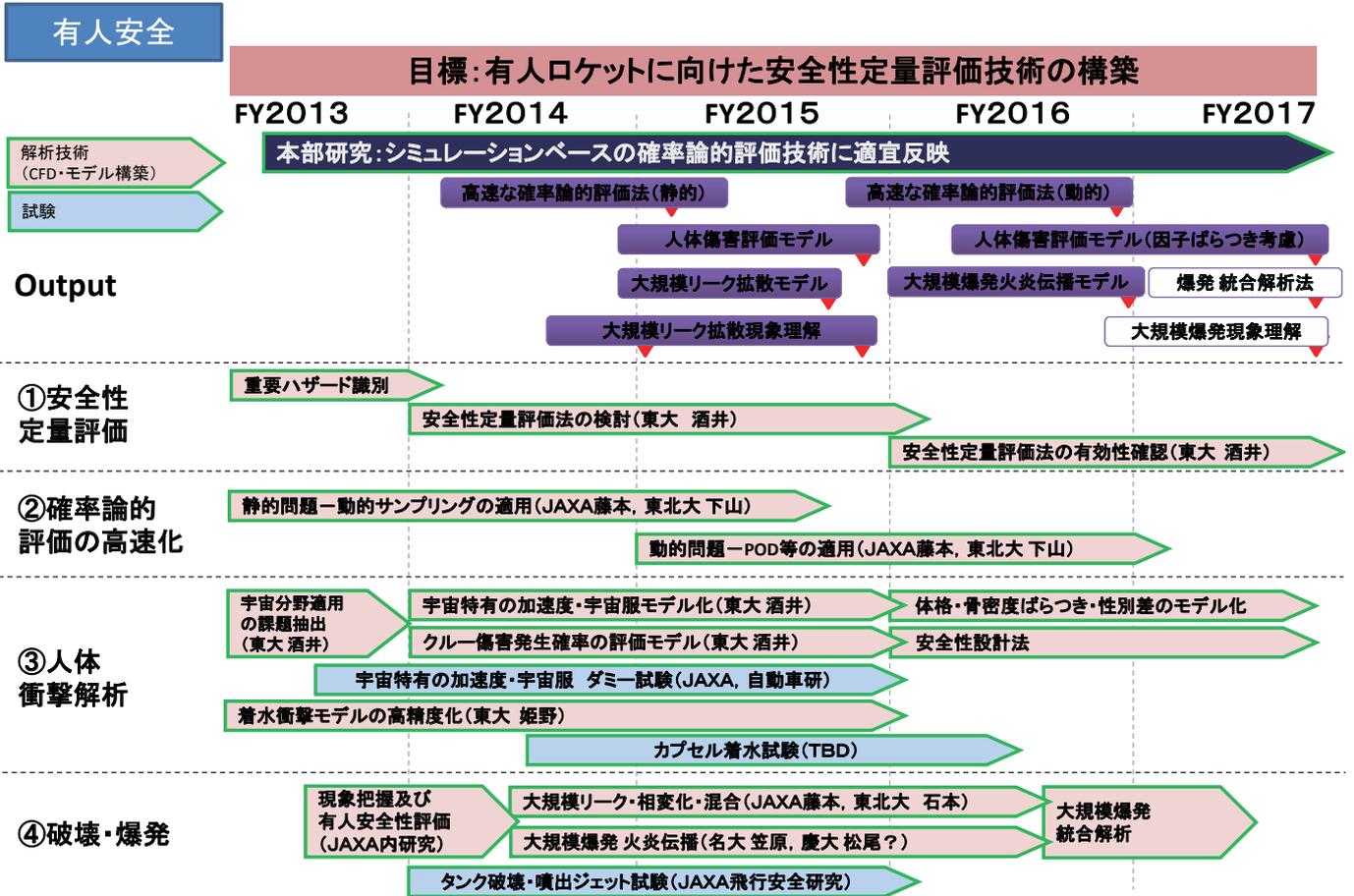
有人安全性研究における 連携講座の位置づけ

- 月や火星などへの有人宇宙ミッションの実現のためには、ロケットの高い信頼性に加えて、宇宙飛行士を破局的なハザードから究明するための打上げアポートシステム(LAS)などの安全化機能が要求される
- これまで、H3ロケット開発等で高信頼性開発が多く行われてきた一方で、打上げアポートシステム等の量的安全性評価が不十分であった
- →連携講座の主要なテーマとして取り組んだ

有人安全性にかかわる研究テーマ



3

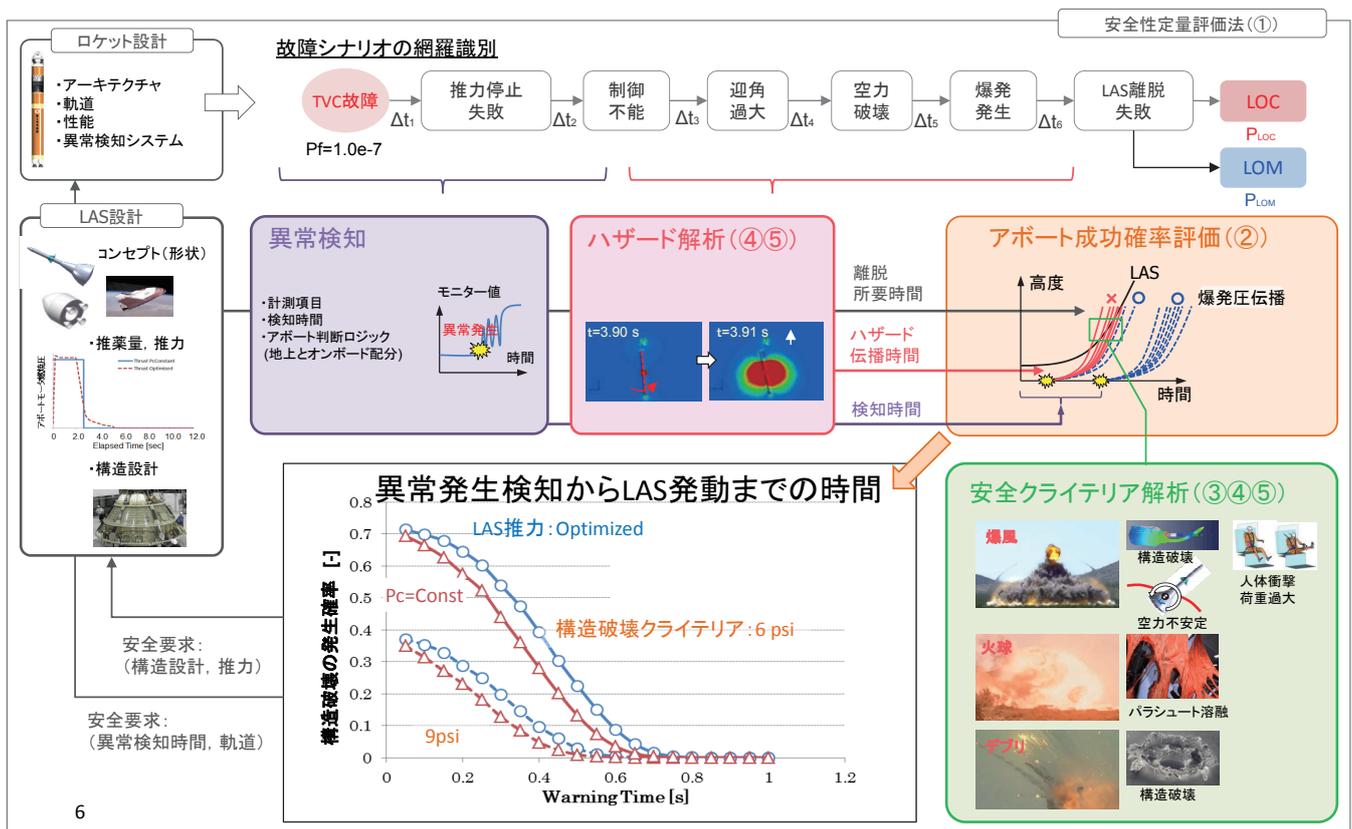


4

成果の概要

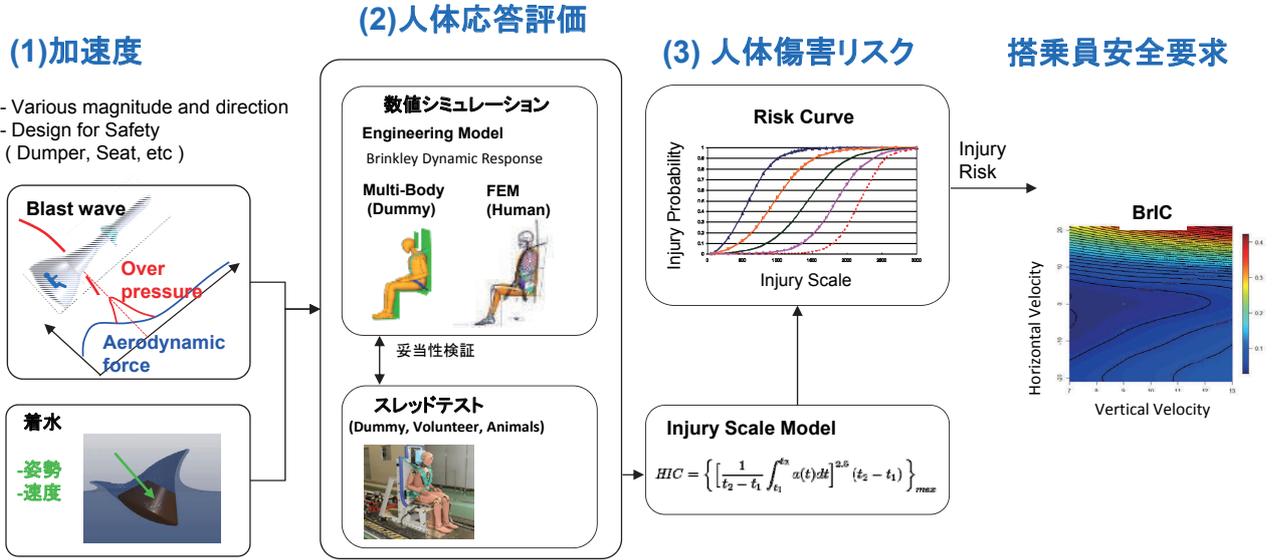
- 安全性定量評価
 - 産業界との連携により, JIS B 9955「機械製品の信頼性に関する一般原則」開発, 発行した(2017)
- 人体衝撃解析
 - 破局的ハザード時の, 人体傷害評価へ各種モデルへの適用性を確認。破局的ハザード: JAXAシミュレーション結果, 実験結果の活用。広範囲の着水状態のシミュレーション実施。新たな人体傷害基準の作成。シートなどの設計指針の提示。
- 破壊・爆発
 - き裂伝播シミュレーション技術の検討, 宇宙用材料高速ひずみ下構成式の実験的検討, シミュレーションへの適用。

安全性定量評価技術における人体傷害評価の位置づけ



衝撃撃荷重下の乗員傷害リスク評価手法の開発手順

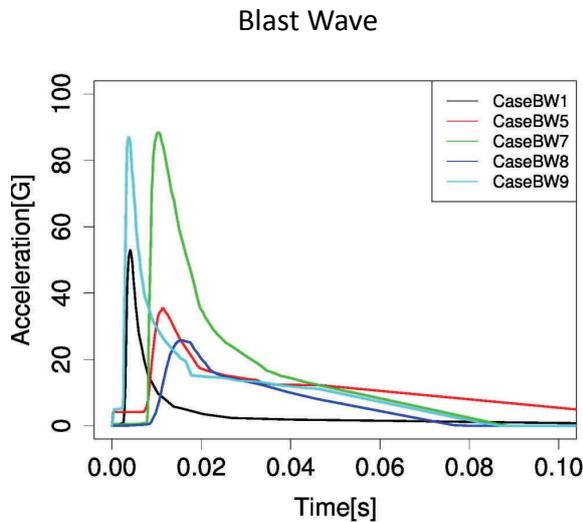
- (手順1) 剛体シート+無装備乗員+ダンピング効果なし
- (手順2) 設計シート+圧カスーツ+ダンピング効果あり
- (手順3) 搭乗員安全規準、安全要求の検討.



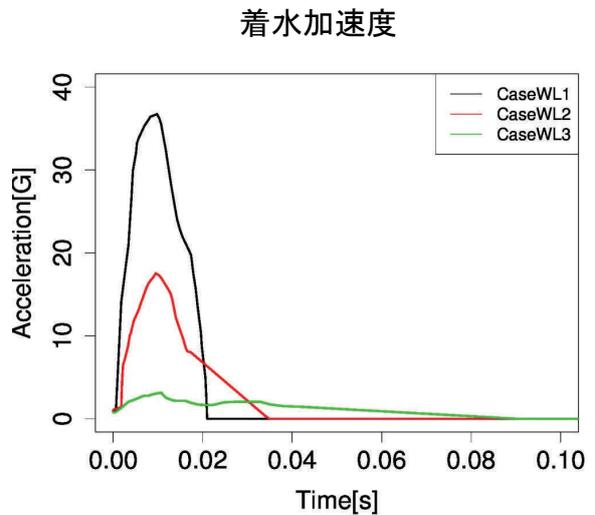
用いられる人体モデル

- Brinkley dynamic response model for trajectory feasibility analysis
- ⁷ - Multi-body analysis for the initial study, FEM for more detailed analysis

(1) 入力加速度



JAXA, Tani et al. 2013



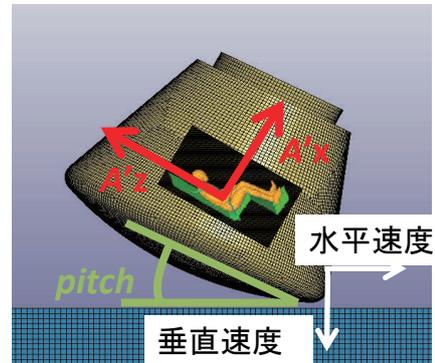
NASA, Sandy 1967

着水解析手法

■ ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian)法を用いた流体構造連成解析
 (解析ソフト:LS-DYNA)

■ 着水解析

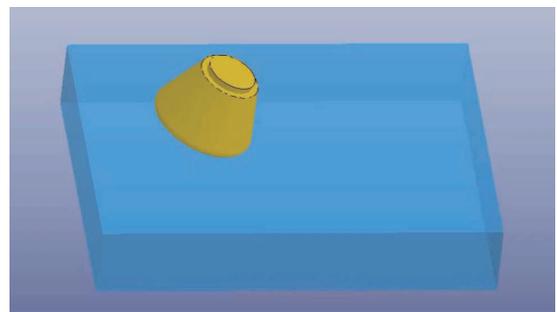
- ・ 着水時のカプセルの傾き (pitch), 垂直速度, 水平速度を入力
- ・ 着水時に人体にかかる加速度(A'z, A'x)を出力



A'z:人体に対して上方向にかかる加速度
 A'x:人体に対して前方向にかかる加速度

■ 着水モデル

- ・ 時間発展手法:陽解法
- ・ タイムステップ:CFL条件を満たすよう自動設定
- ・ カプセル:剛体



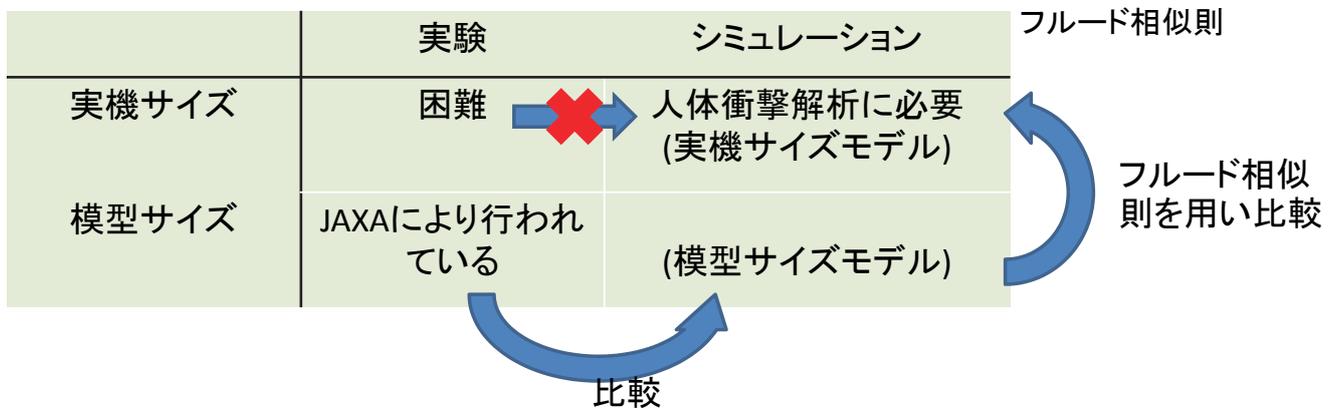
着水解析の様子

9

着水解析モデルのV&V

- ・ メッシュサイズの検討
- ・ 実験との比較
- ・ 模型サイズモデル, 実機サイズモデルをフルード相似則を用いて比較

λ:縮尺	実機サイズ	模型サイズ
時間	t	$\frac{1}{\lambda^2}t$
速度	v	$\frac{1}{\lambda^2}v$
加速度	a	a



フルード相似則^[1]:流れに関する相似則で, 模型実験を行う際に用いられる。
 NASA^[1]やJAXA^[2]の着水実験でも用いられた。
 実機サイズモデルに妥当性があるならば,
 フルード相似則が成り立つはずである。

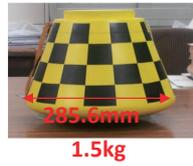
[1]Sandy, M., NASA TN D-3980, 1967

[2]中野英一郎ら, “有人宇宙船帰還時の着水衝撃に関する研究”, 2012

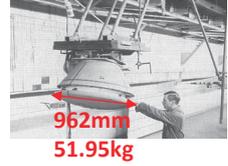
着水衝撃解析の検証

【解析手法】LS-DYNA ALE法, 及びCIP-LSM
 【対象】理論解比較, HTV-R6.8%, Apollo1/4モデル
 【条件】オフノミナル条件を含む機体速度・姿勢角

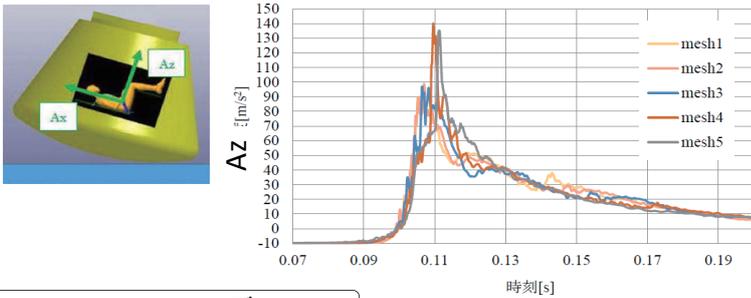
HTV-R6.8%



Apollo1/4

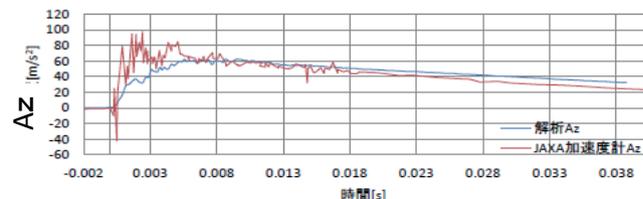
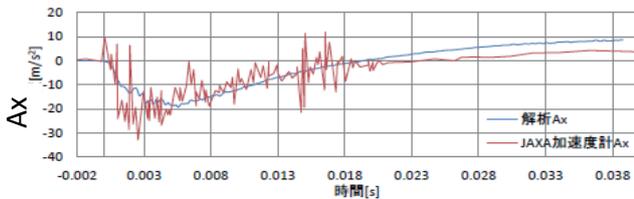


格子解像度スタディ



Case Name	Cell Size [m]	Az Max [G]
Mesh1	0.065	9.381
Mesh2	0.070	10.065
Mesh3	0.080	9.881
Mesh4	0.100	14.276
Mesh5	0.150	13.766

HTV-R 6.8%モデル

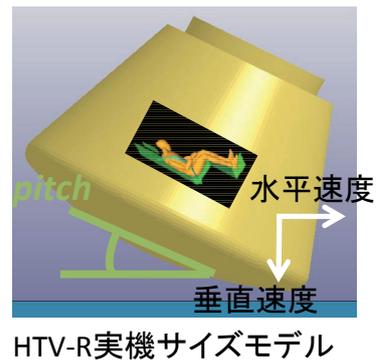


11

広範囲にわたる着水解析条件での検討

垂直速度 [m/s]	×	水平速度 [m/s]	×	pitch[deg]
7		-21		15
9		-14		27.5
13		-7		40
		0		
		7		
		14		
		21		

合計 63条件



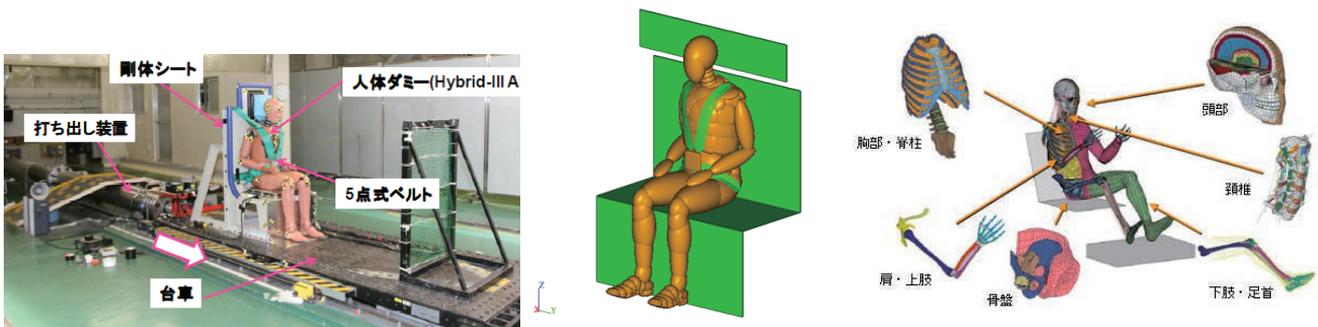
- **垂直速度**はNASAの論文^[1]より
 - パラシュート3個:7m/s
 - パラシュート2個:9m/s
 - パラシュート1個:13m/s
- 水平速度,pitchはNASAが求めた^[2]確率分布より起こりうる最大と最小と中間の値を選択した

[1]Justin, D. Littell, et.al, NASA TM-2007-214681, 2007

[2]Arthur, M. Whitnah, NASA TM X-2430, 1971

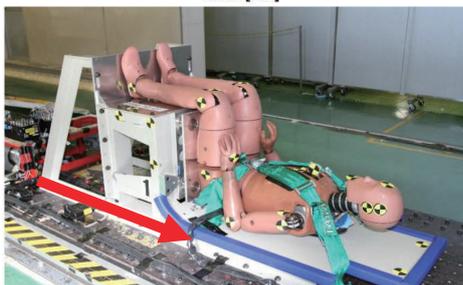
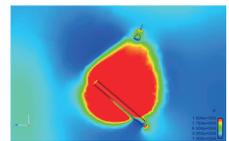
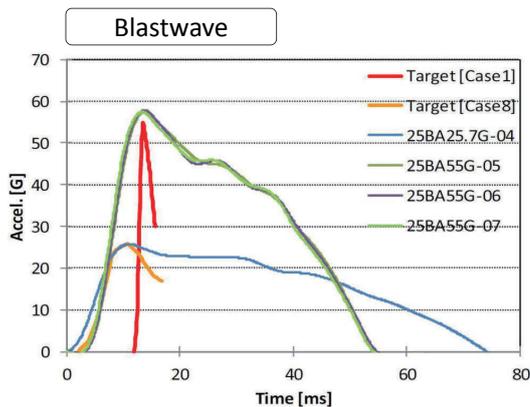
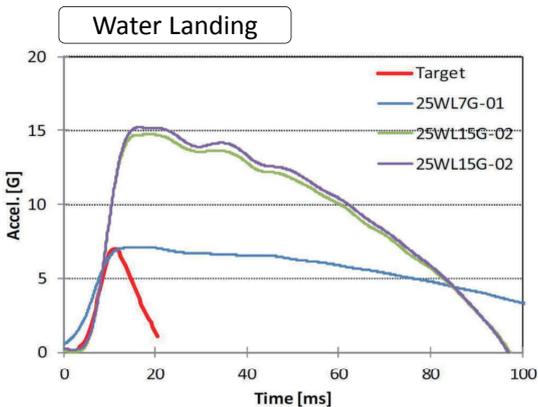
(2) 人体衝撃解析手法の検討

	実験	マルチボディ解析	有限要素法
概要	自動車研究所・スレッド試験	MADYMOによる解析	LS-DYNAによる解析
対象	ダミーモデルHybrid-III 自動車業界で最も一般的なダミーモデル。前突の頭部や頸部で特に高い生体忠実性	Hybrid-III Elipsoid型, THOR 楕円剛体を組み合わせてダミーモデルを表現 Jointに関節の特性を負荷して人体挙動を再現	THUMS Ver.3, Hybrid-III 骨や脳を中心に有限要素法で人体を表現 関節や腱も再現
出力	各部位における加速度や荷重	各部位における加速度や荷重	人体細部における加速度や応力



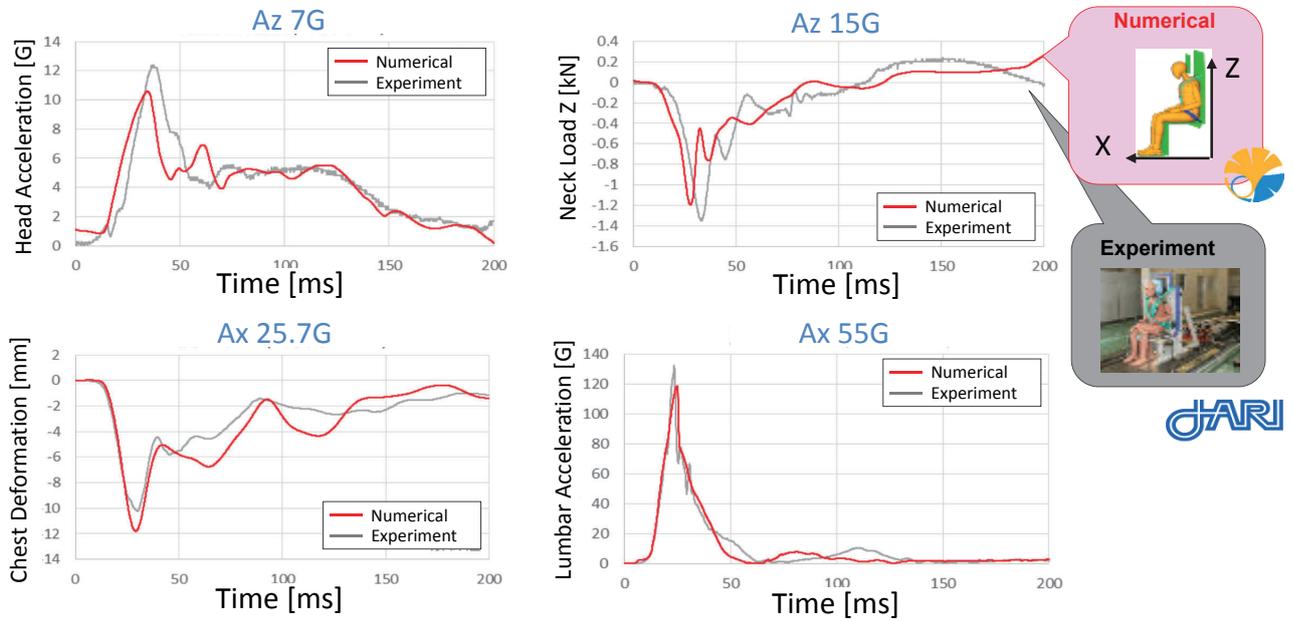
人体ダミーモデルの応答特性・妥当性評価

- ▷ 剛体シート+ Hybrid III AM50 + Harness compatible with SAE AS 8043B.
- ▷ 施設の性能限界で、想定破局加速度を完全に再現できない



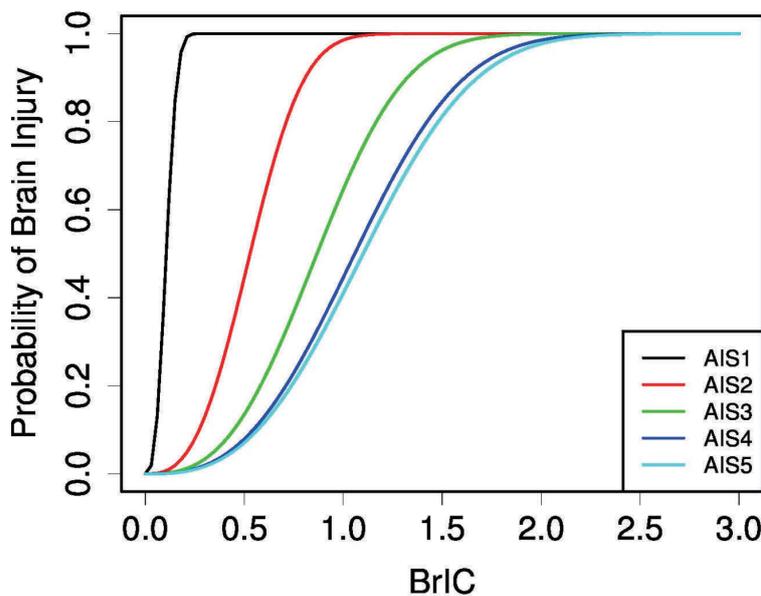
マルチボディ解析による人体ダミーモデル応答の妥当性評価

- ▷ 不確定因子1) bounce, 2) friction 3) initial position of harness, and gap.
広範囲の条件で、物理量の応答の一致を確認



▷ THOR とHybrid III の併用による宇宙環境条件での解析合理化検討

(3) 人体傷害リスク評価



NASA
 NOMINAL: AIS1 4.8%
 OFF-NOMINAL : AIS1 19.1%

- AIS1 軽傷
- AIS2 中等傷
- AIS3 重症
- AIS4 重篤
- AIS5 瀕死

BrIC Risk Curveの例

人体傷害リスク評価基準

$$HIC15 = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{\max}$$

$$BrIC = \sqrt{\left(\frac{\omega_x}{\omega_{xc}} \right)^2 + \left(\frac{\omega_y}{\omega_{yc}} \right)^2 + \left(\frac{\omega_z}{\omega_{zc}} \right)^2}$$

AIS1 4.8% AIS1 19.1%

Table 1 Injury assessment criteria (Jeffrey et al., 2014b).

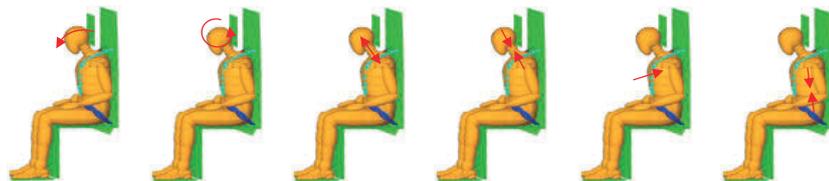
Injury Criteria	Injuries	Assessment values	
		Nominal	Off-Nominal
<i>HIC15</i>	Head injury	340	470
<i>BrIC</i>	Head injury	0.04	0.07
Neck axial tension [N]	Cervical spine trauma	880	1000
Neck axial compression [N]	Cervical spine trauma	580	1100
Max chest deflection [mm]	Rib fracture	25	32
Thoracic spine compression [N]	Thorax-lumbar spine trauma	5800	6500

搭乗員傷害リスク解析



- ▷ 剛体シート+無装備ダミー+ダンピング効果なし
- ▷ かなり厳しめの評価
- ▷ 首と頭の防御が重要な要素

		Head		Neck		Chest	Lumbar	
		HIC15	BRIC	Tension	Comp.	Deform	Load	
		340	0.04	880N	580N	25mm	5800N	
Water Landing	pitch-11	36.7	48.8%	948.9%	82.7%	260.9%	56.7%	90.9%
	pitch-21	17.5	5.0%	398.3%	34.0%	119.2%	25.6%	48.0%
	pitch-38	3.1	0.1%	100.6%	4.5%	31.2%	6.2%	15.2%
Blast-wave	case1	55	9.9%	414.9%	56.3%	112.4%	29.5%	62.1%
	case2	11.7	13.4%	382.3%	69.5%	96.6%	12.5%	50.1%
	case5	41.3	88.8%	611.4%	148.8%	242.1%	56.1%	98.8%
	case7	103.2	716.8%	1124.5%	336.9%	633.2%	125.4%	179.8%
	case8	25.7	39.5%	502.7%	102.7%	167.9%	39.7%	75.5%
	case9	90.29	150.9%	800.9%	190.4%	330.9%	74.9%	122.5%



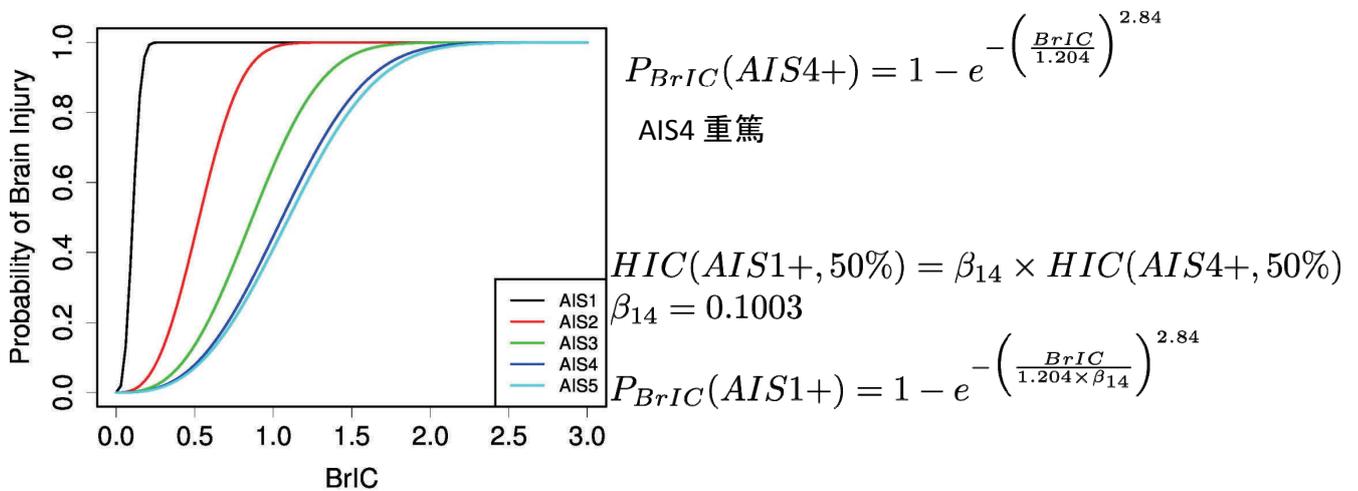
- ▷ 可能な限りあらゆる傷害, 体型, 性別に依存せずを基準値以下とすることがゴール
- ▷ 種々の不確定要因に対して, ロバスト設計を実現する必要がある

THUMS人体傷害解析結果

Table 3 Computed injury metrics calculated using THUMS.

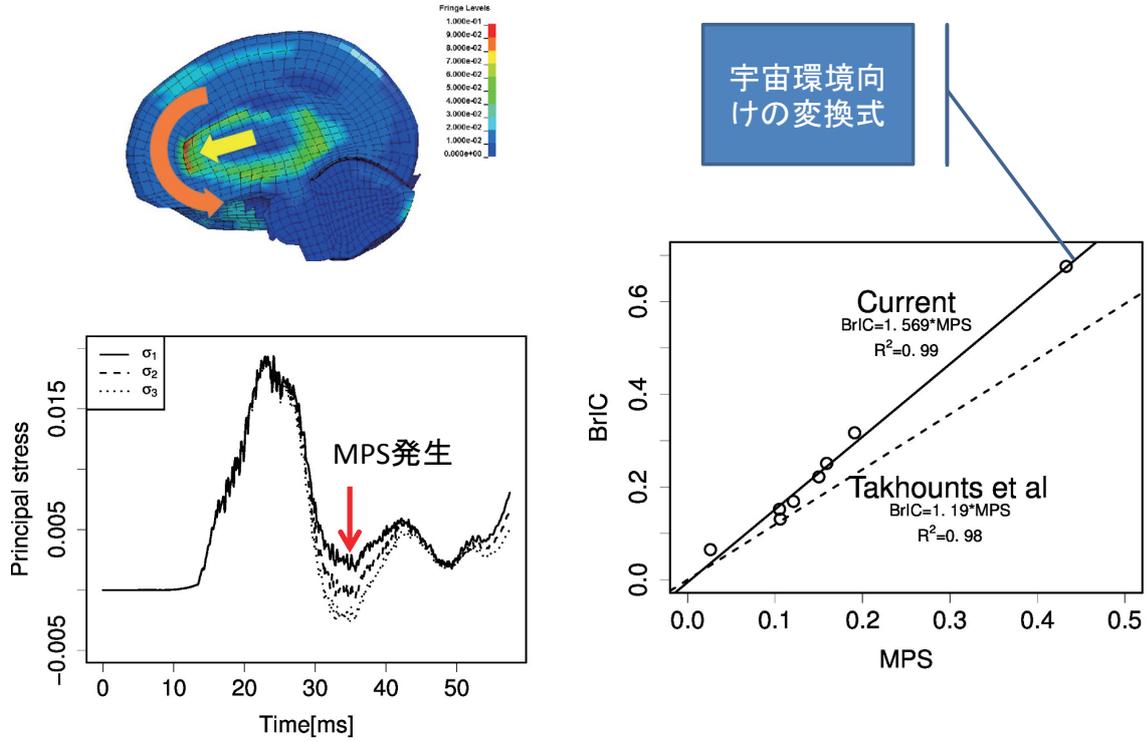
	Acceleration [G]		Head		Neck		Chest	Lumbar
	X axis	Z axis	HIC	BrIC	Tensile force [N]	Compressive force [N]	Deflection [mm]	Compressive force [N]
Off-nominal tolerance value			470	0.070	1000	1100	32	6500
CaseBW1	53.0	0.0	42	0.131	462	78	21	610
CaseBW5	35.4	21.3	246	0.317	1069	415	39	5095
CaseBW7	88.5	53.2	1416	0.676	1635	239	34	12306
CaseBW8	25.8	0.0	362	0.169	687	86	34	852
CaseBW9	87.0	24.1	579	0.251	1266	276	38	3556
CaseWL1	36.7	7.0	314	0.222	1005	151	36	1937
CaseWL2	17.5	6.7	36	0.152	570	52	20	600
CaseWL3	3.1	2.4	2	0.065	196	18	5	1570

宇宙環境に適合した 人体傷害指標の開発



BRIC Risc Curve

最大ひずみMPS発生メカニズム



動物実験文献データに基づく 新リスクカーブの導出

Jacobo et al. 2013

$$P(\text{Concussion}) = \frac{1}{1 + \exp\left(-\frac{\ln(MPS) + 1.44}{\exp(-0.74)}\right)}$$

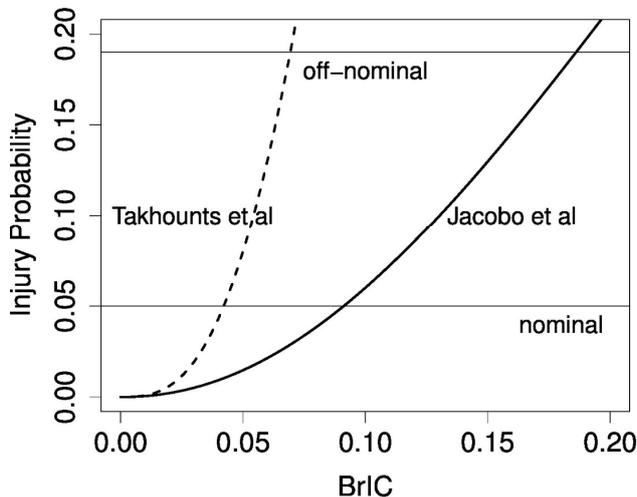


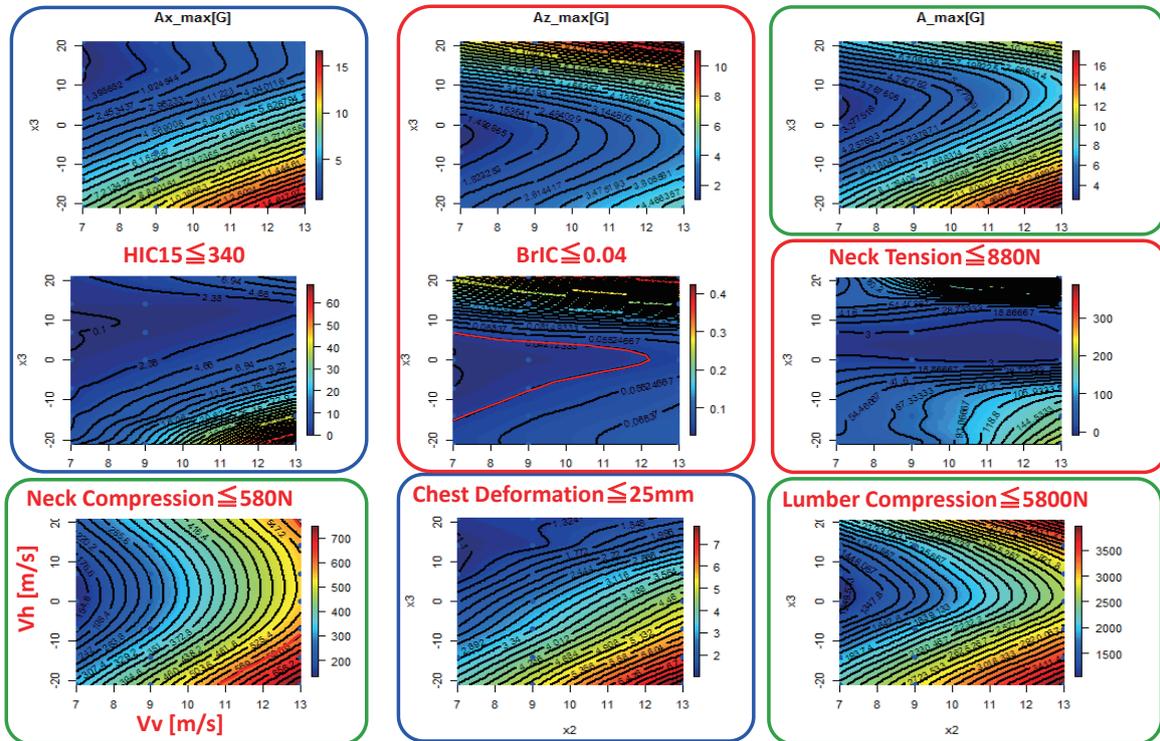
Table 6 proposed criteria for *BrIC*

	Takhounts et al	New criteria
nominal	0.04	0.084
off-nominal	0.07	0.181



(4)搭乗シート設計指針の策定

▷ 着水加速度条件に対する各種傷害指標マップ作成



23 ▷ 設計可能範囲を特定

搭乗シート設計指針の策定(2/4)

Larger Ax cases

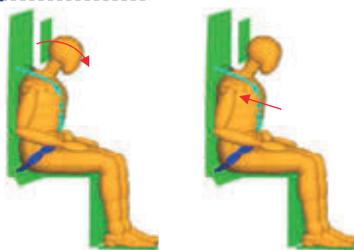
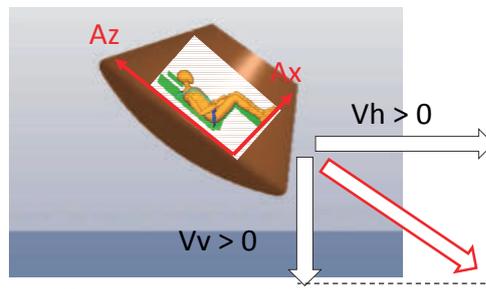
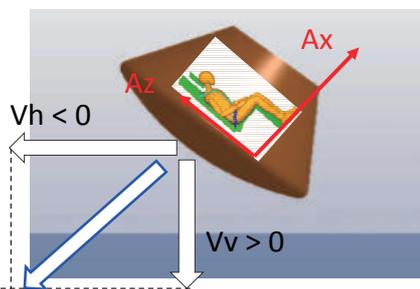
- HIC15
- Chest Deformation

Larger Az cases

- BrIC
- Neck Tension

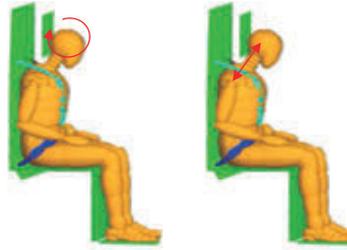
Large total acceleration cases

- Neck Compression
- Lumbar Compression



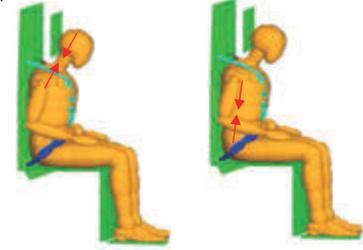
Head move forward,
Chest is pushed by belts

24 Large Ax



Head rotates,
Neck is tensioned

Large Az



Compression force is
traveled through
spine and neck

信頼性工学の社会への実装上の課題

- 機械製品の設計, 製造, 維持の各段階での安全の確認→安全係数
- 安全係数→不確定性に対する安全裕度
- 典型例→許容応力値
- 公式設計→規制側, 事業者側にとっても極めて簡易
- 機械製品に対するリスク管理要求の高まり
 - 機械製品に対する信頼性設計導入の機運高まる
- 結果として我が国の産業が不利な状況に追い込まれているケースがある

JIS B 9955:2017

「機械製品の信頼性に関する一般原則」

第1章 適用範囲

第2章 用語及び定義

第3章 記号

第4章 要求事項および概念

第5章 限界状態設計の原則

第6章 基本変数

第7章 解析モデル

第8章 確率に基づく設計の原則

第9章 部分係数法による設計

第10章 供用期間中の機械製品の評価

附属書A(参考)品質管理と品質保証

附属書B(参考)持続荷重、過渡荷重及び偶発荷重の例

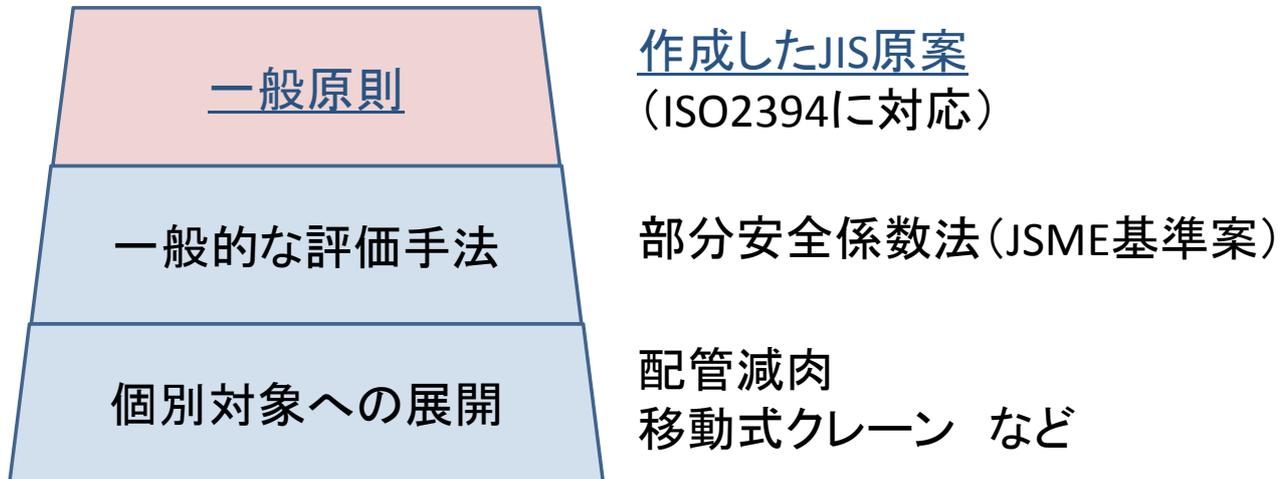
附属書C(参考)累積破損のモデル

附属書D(参考)実験モデルに基づく設計

附属書E 信頼性に基づく設計の原則
解説

- 経産省の支援のもと, 産官学の協力のもとに実現
- 建築分野ではISO2394が存在していたが, 機械分野では世界初

将来の信頼性規格体系（イメージ）



今回作成したJIS原案が、規格基準体系を構築する上で基盤として活用されることを期待したい。

27

規格への適用事例

- 日本高圧力技術協会HPIS Z109 TR「信頼性に基づく圧力設備の減肉評価方法」(2016)
- 日本機械学会基準「部分安全係数法を用いた機械製品の信頼性評価に関する指針」(2018年発行予定)
- 移動式クレーン構造規格への限界状態設計法の取り入れ(2018年の予定)

分野ごとの安全裕度の特徴

分野	限界状態の明確化の必要性	特徴
原子力	△	過剰に安全裕度をとっても、機能上は各段の問題を生じない。経済性、競争力の点で不利になるだけ。
移動式クレーン	○	過剰に安全裕度をとると、長尺化を実現できず、競争力を失う。許容される安全裕度の範囲内での機能を実現できる。
航空機・ロケット	◎	過剰に安全裕度をとると、そもそも機能を実現できなくなる。高度な科学技術の導入で、限界状態を明確化することが必須。

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム
「産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー」

有人安全研究グループ成果報告 「乗員安全に着目した有人宇宙船シートの開発」

2018年1月22日(月)
@東京大学 武田先端知ビル 武田ホール

ティ・エス テック株式会社
開発・技術本部
商品開発部 沼尻浩行

Agenda



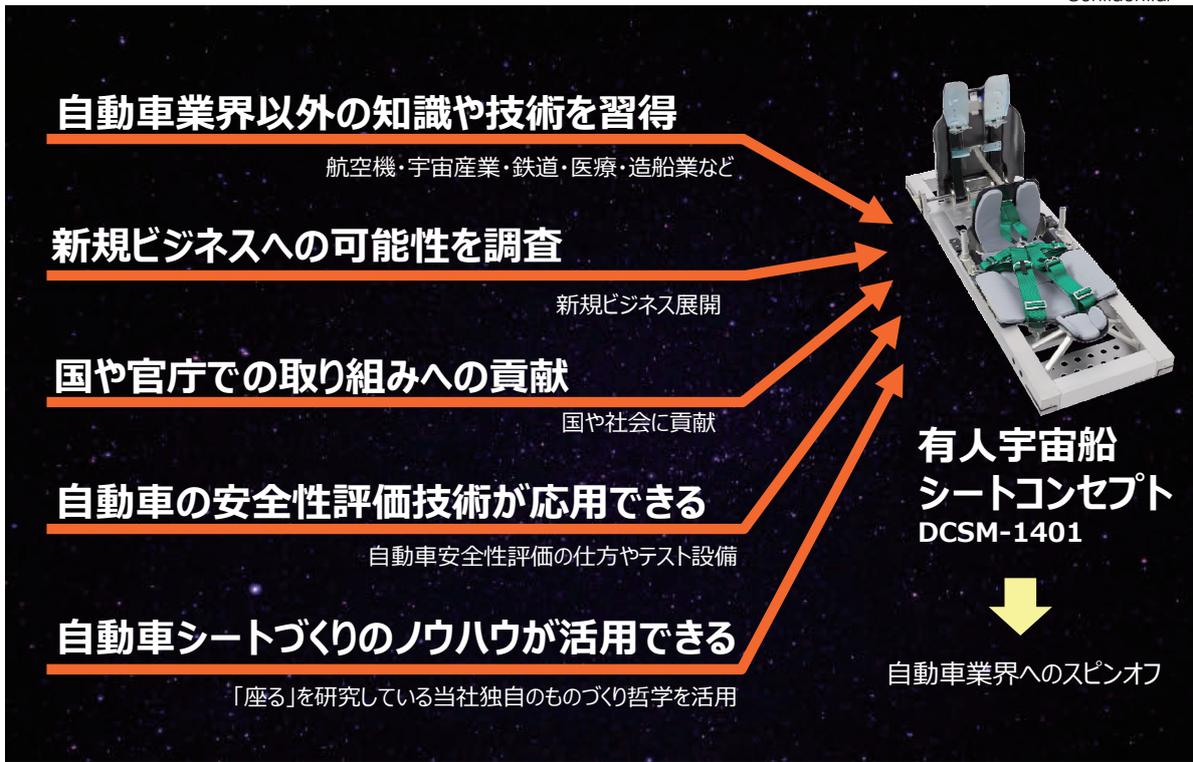
Confidential

1. 研究の背景
2. シートコンセプト
3. 目標要件
4. 共同研究概要
5. 人体安全性の取り組み
6. 結論

研究の背景



Confidential



All Rights Reserved. Copyright TS TECH CO.,LTD.

3

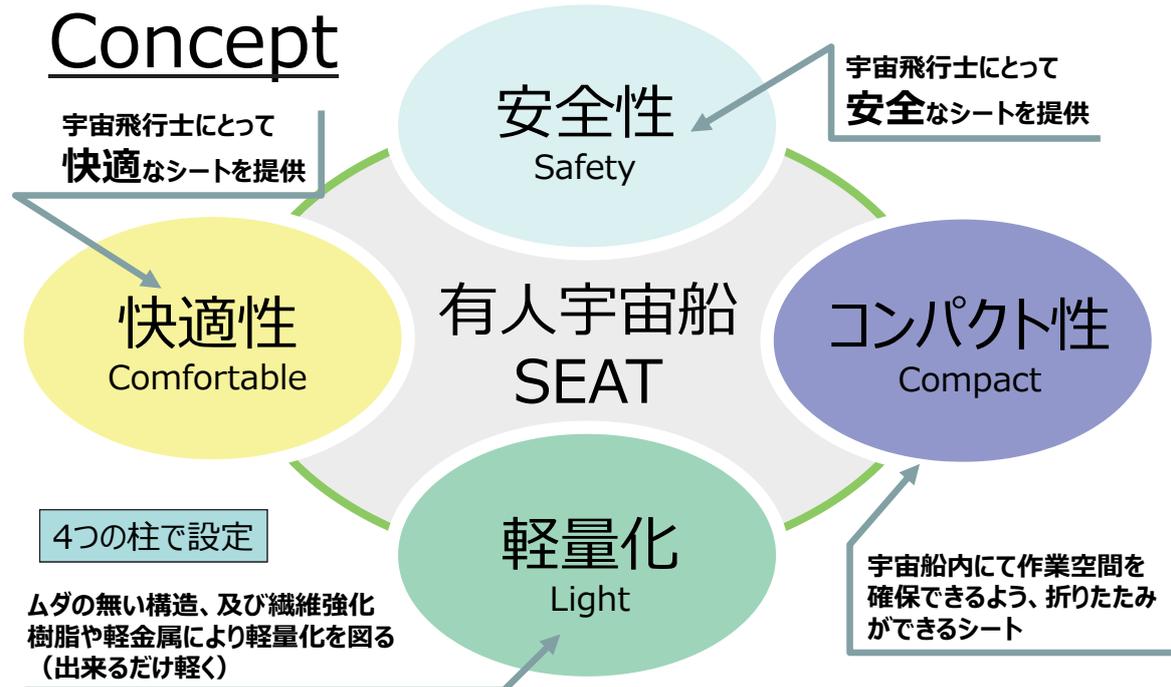
Seat Concept



Confidential

有人宇宙船シートコンセプト

※シートを考える上で必要なコンセプト

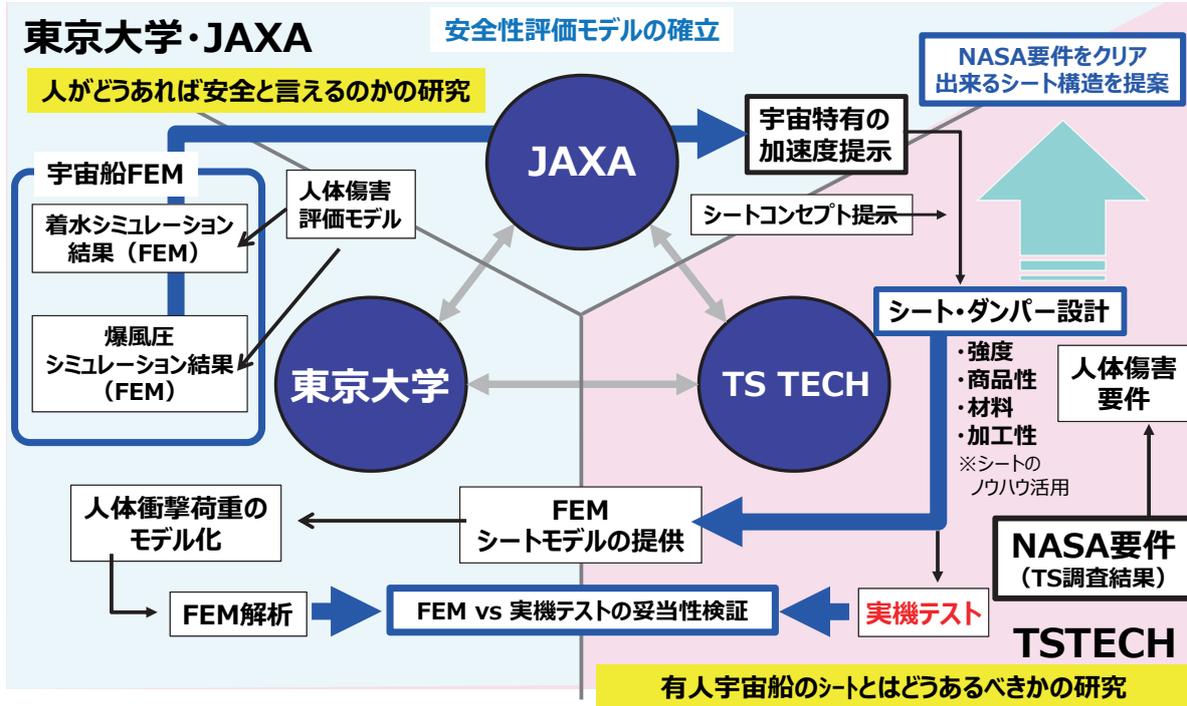


All Rights Reserved. Copyright TS TECH CO.,LTD.

4

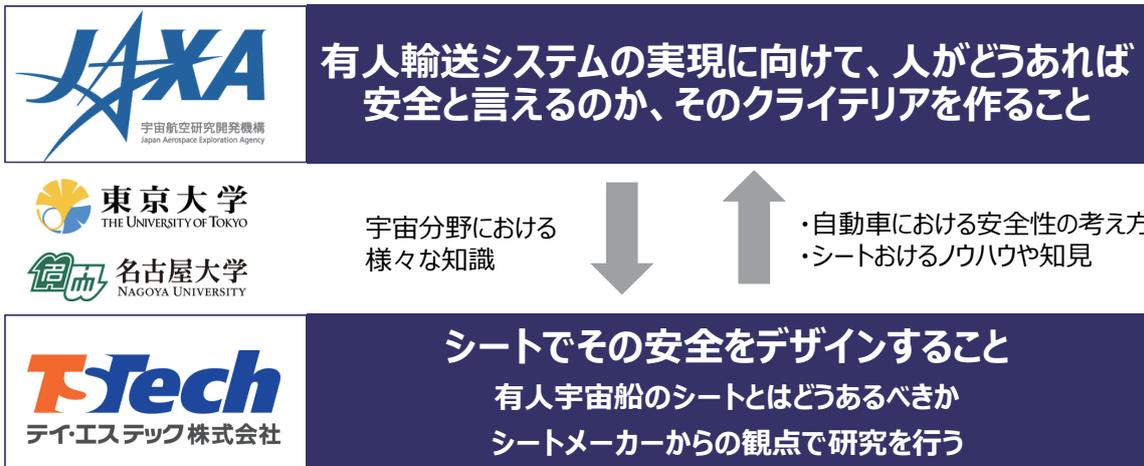
共同研究概要

<研究内容&役割分担>



共同研究概要

■ JAXA × TS TECH 共同研究概要



お互いに情報を共有しながら進めている

共同研究概要



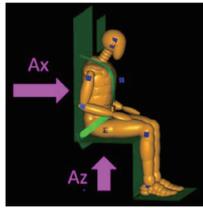
Confidential

JAXA社会連携講座 成果

JARI 実機データ

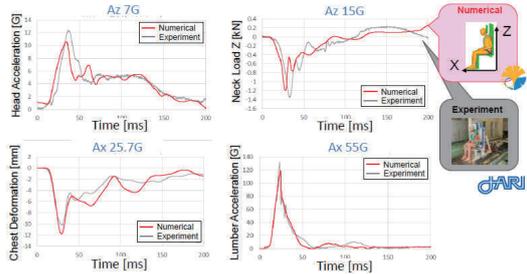


FEMモデル



Human Response by Multi-body analysis – Validation study

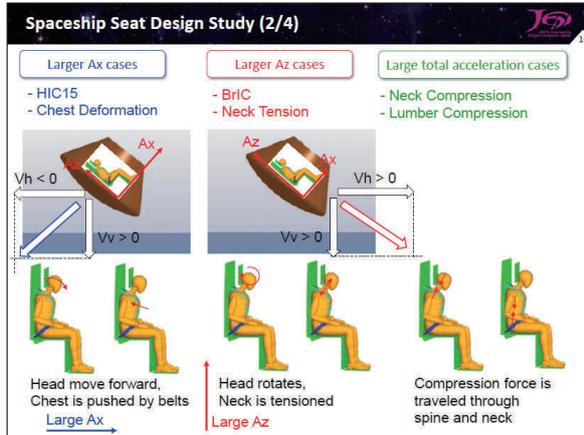
- ▷ Dominant uncertainty factors are 1) bounce, 2) friction and 3) initial position of harness, and gap.
- ▷ Computed results are in good agreement under the wide range of cond.



▷ Model validation of THOR and its use with Hybrid III has been studied.

実験データとFEMでコリレーションがとれて、FEMでの検証が出来るようになってきました

アポロの着水シミュレーション結果 (東京大学)



X方向、Z方向の加速度の度合いによってそれぞれどんな傷害が発生するのか分かってようになってきました



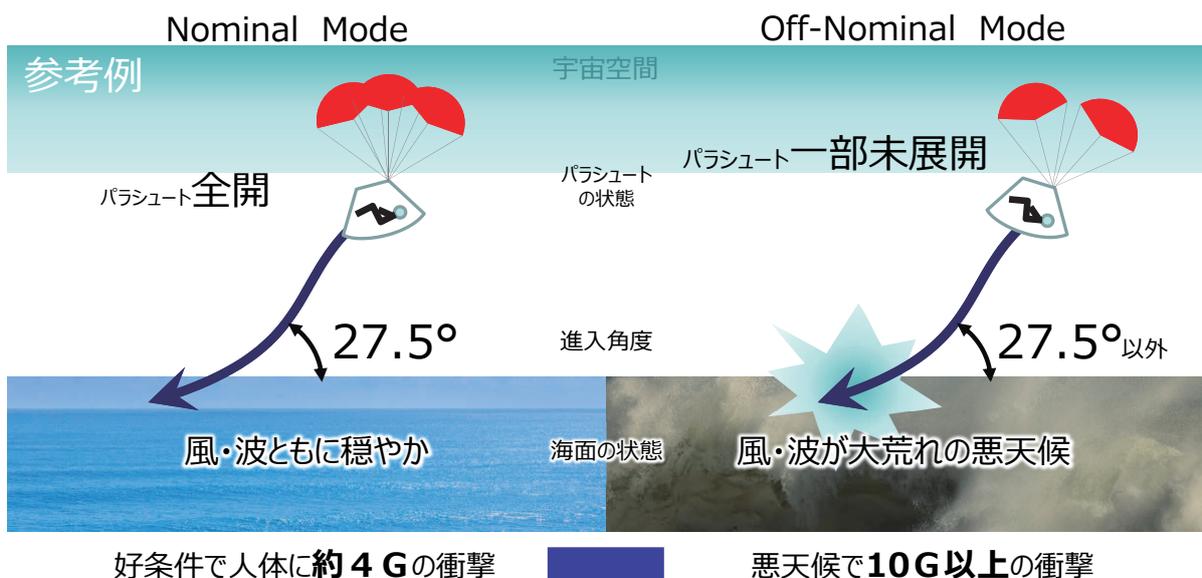
安全を担保するにはどういったシート設計にしなければならぬのかをティ・エス テックで研究しました

安全性：人体安全性への取り組み



Confidential

着水衝撃 (Reference Data) に絞って研究開始



上記条件に合わせて人体安全性評価を行う

安全性：人体安全性への取り組み

評価の仕方：ティ・エス テックの自動車用衝突試験設備を使って検証

◇ダミー



HYBRID III
AM50%、AM95%、AF5%
米国の連邦規則集（パート572 サブパートE）や欧州のECE基準で法的に定められた試験用デバイス

主に前方衝撃テスト用

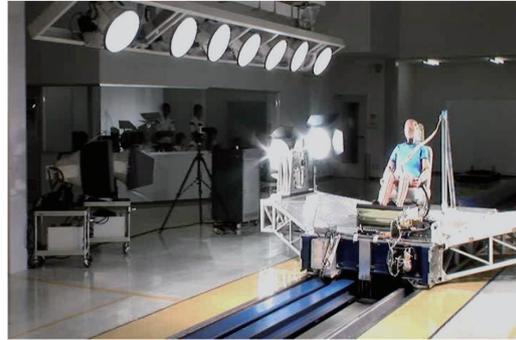


BIORID II
AM50%
後面衝突頸部保護性能試験用ダミー（自動車アセスメント評価）

主に後方衝撃テスト用

◇設備

会社名：SEATTLE SAFETY社
設備名：Servo Sled

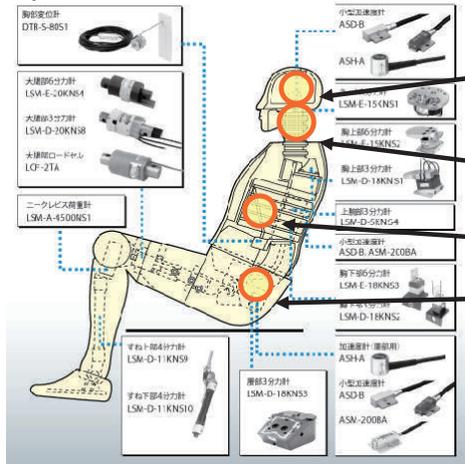


NASA文献上で乗員安全評価を行っているダミーを使用

安全性：人体安全性への取り組み

Hybrid III

どういところを計測するか？



http://www.kyowaei.com/jpn/product/sector/automobile/application_111.html

傷害リスク

外傷の種類と解剖学的重症度を表すコード体系

AIS1 + 19%

軽症レベル 発生する確率

各部位にセンサーが内蔵されており、今回のNASAの傷害値基準に対し計測が可能

Off-Nominal 傷害部位	NASA基準	傷害リスク
HIC 15	470	AIS1 + 19%
BrIC	(0.7)	AIS1 + 19%
Neck axial tension force(N)	860	AIS1 + 19%
Neck axial compression force(N)	950	AIS1 + 19%
Max chest deflection(mm)	32	AIS1 + 19%
Thoracic spine axial compression force(N)	5600	AIS1 + 19%

<p>HIC Head Injury Criterion 頭部に生ずる傷害の判定基準（頭部骨折等）</p> <p>HEAD G 頭部加速度を基に算出</p>	<p>BrIC Brain Injury Criterion 脳に生ずる傷害の判定基準（脳震盪等）</p> <p>HEAD ω 頭部回転速度を基に算出</p>	<p>CHEST Deflection 胸部に生ずる傷害の判定基準（胸骨骨折等）</p> <p>胸部のたわみ量を測定</p>
<p>Neck+Fz Tension 頸部に生ずる傷害の判定基準（むち打ち等）</p> <p>Fz 首の引張り荷重を測定</p>	<p>Neck-Fz Compression 頸部に生ずる傷害の判定基準（むち打ち等）</p> <p>Fz 首の圧縮荷重を測定</p>	<p>Spine Compression 腰部に生ずる傷害の判定基準（腰椎損傷等）</p> <p>Fz 腰部の圧縮荷重を測定</p>

安全性：人体安全性への取り組み



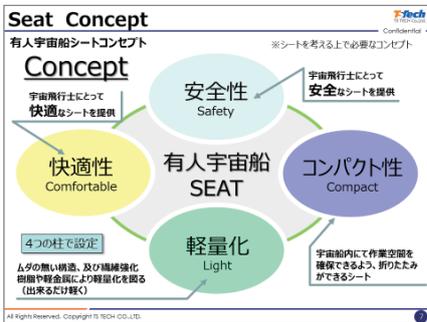
Confidential

TSの取り組み内容について

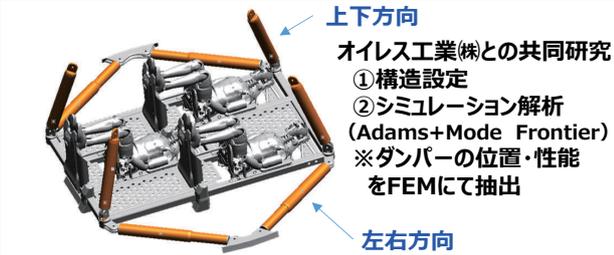
宇宙からの帰還時
 海面着水の衝撃を安全レベルまで緩和



有人宇宙船シート要件



ダンパーで衝撃を安全レベルまで低減



自動車シート開発のノウハウを使って有人宇宙船のシートとはどうあるべきかを研究



All Rights Reserved. Copyright TS TECH CO.,LTD.

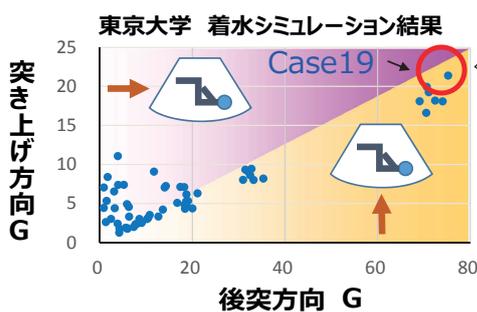
11

安全性：人体安全性への取り組み

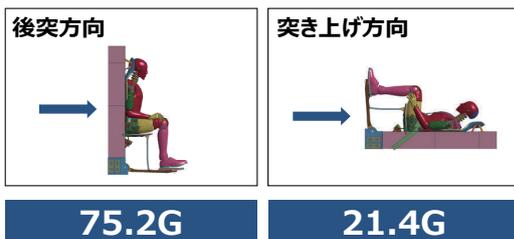


Confidential

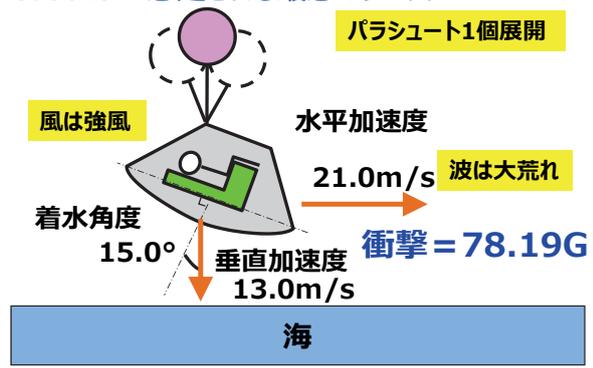
ダンパーの条件設定



各方向からの想定G (力の分力計算結果)

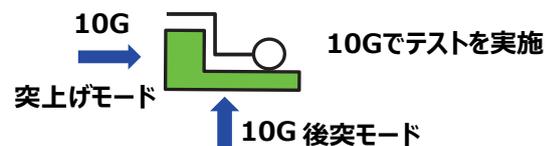


Case19 = 想定される最悪のケース



<NASA：現状の考え方>

風・波共にある程度のバラツキを考慮しモードを設定



最大衝撃75.2Gを10G以下に減衰するダンパーが必要

All Rights Reserved. Copyright TS TECH CO.,LTD.

12

安全性：人体安全性への取り組み



Confidential

ダンパーの条件設定

与圧服重量 $78 \times 3 + 48 \times 3 + 16 \times 3 + 100 = 526\text{kg}$
 パレット重量(仮)
 ↑
 人間重量 シート重量

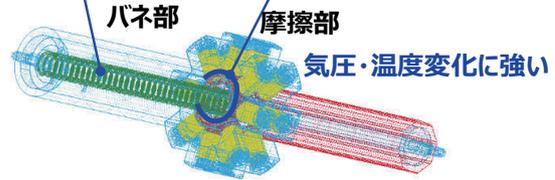
総重量：**526kg**
 ダンパ^o本数：**8本**
 = 1本あたりの重量は**65.75kg**
 入力：75G(後突方向)
 = 1本あたりの荷重は**48kN**
 (65.7kg×75G×9.80665 = 48,000N)

目標減衰荷重 = 48 kN (75G) → **6.4 kN (10G)** 以下

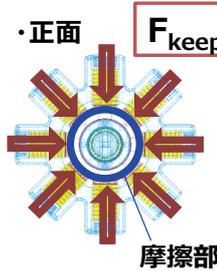
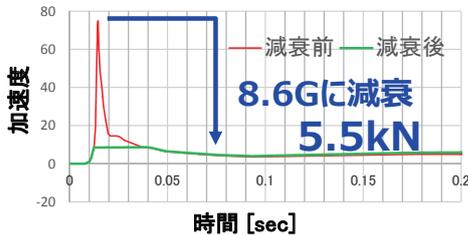
■ 摩擦ダンパー構造(オレス工業(株)共同研究)

バネによりストロークを抑制・摩擦部で荷重を減衰する構造

$$ma + kx + \text{sgn}(v) \cdot \mu \cdot F_{\text{keep}} = F$$



■ 計算結果



$$\mu \cdot \frac{F_{\text{keep}}}{\text{保持荷重}} = 5.5\text{kN}$$

摩擦係数 保持荷重

⇒ $\mu = 0.1, F_{\text{keep}} = 55\text{kN}$ で設定

※ 摩擦係数 μ に保持荷重 F_{keep} を掛けて減衰荷重となる

摩擦ダンパー設定のポイント
 摩擦する表面の粗さ、ストローク量、摩擦面積、保持荷重、バネの本数を設定してあげる事で構造の設定が可能

机上計算上、8.6G (5.5kN) まで減衰達成

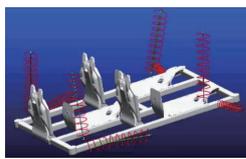
安全性：人体安全性への取り組み



Confidential

ダンパーの性能・位置設定

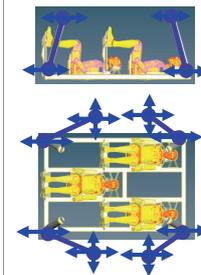
機構解析ソフト



東京大学
 着水シミュレーション解析
 結果のCase19の動きを設定
 ※ 想定最大衝撃

+

最適化計算ソフト

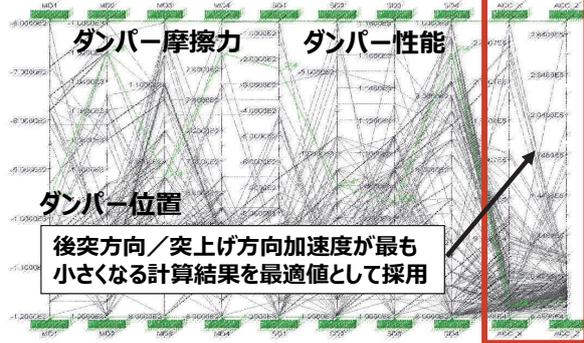


・ダンパー取付け位置の初期値は他宇宙船(アポロ・オリオン)を参考

- ・ダンパーの取付け位置(20箇所)
- ・ダンパーのバネ力(8本)
- ・ダンパーの摩擦力(8本)

計36項目の最適化を繰り返し600回実施

最適化計算結果



最適化後 波形

波形	後突方向		突上げ方向		
	机上	Ada ms	机上	Ada ms	
<p>減衰前 机上波形 解析結果</p> <p>10G</p> <p>時間[sec]</p>	8.6G (5,713N)	6.9G (4,584N)	<p>減衰前 机上波形 解析結果</p> <p>10G</p> <p>時間[sec]</p>	5.0G (3,322N)	4.9G (3,255N)

目標10G (6.4 kN) 以下に対し、6.9G (4.58 kN) まで減衰

安全性：人体安全性への取り組み



Confidential

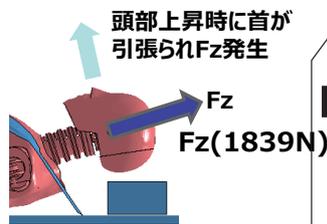
10G入力時 FEM傷害値 解析結果

ダンパーで7Gまで減衰可能だが、安全率を含め10Gで解析

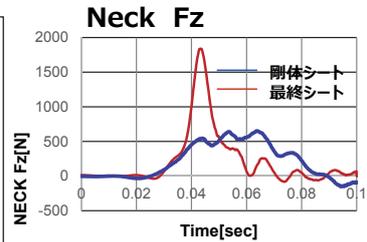
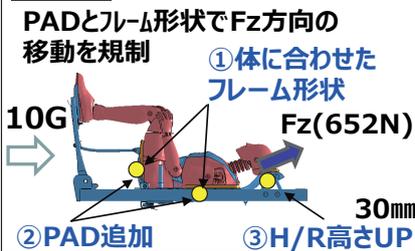


	NASA 基準値	突き上げ方向			後突方向		
		剛体シート	フレームのみ	最終シート	剛体シート	フレームのみ	最終シート
HIC	470	68.3	36.9	12.89	6.3	47.0	7.7
BRIC	0.7	0.032	0.028	0.29	0.042	0.220	0.091
NECK COMP [N]	960	132.0	465.3	465.3	112.6	673.8	460.7
NECK TEN [N]	860	1839.0	1035.2	652.1	263.0	442.5	393.2
CHEST DEF	32.0	4.7	4.0	5.83	5.2	4.6	4.3
LUMBER Fz [N]	5600.0	6823.8	3984.3	2391.2	2694.3	1500.5	1377.75

Neck Fz NG解析



対策案



2/末 実機にて確認予定

安全性：人体安全性への取り組み



Confidential

Vhdw hvljq

JAXA デザイン要件 (仮)

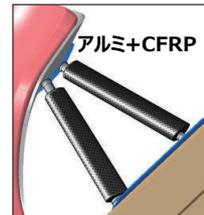
- 空間の有効活用
シートを使用しない時の空間の有効活用
- 危害性の少ない構造
宇宙飛行士へのひっかかりを防ぐ
- 日本ならではのデザイン
世界へ発信できる技術力をアピール

◆必要最小限の構造

居住空間を出来るだけ活用できる最小構造

◆危害性

ひっかかりをしないシームレスな形状とカバー追加



◆日本をイメージできるデザイン

日本の「書道」をイメージ



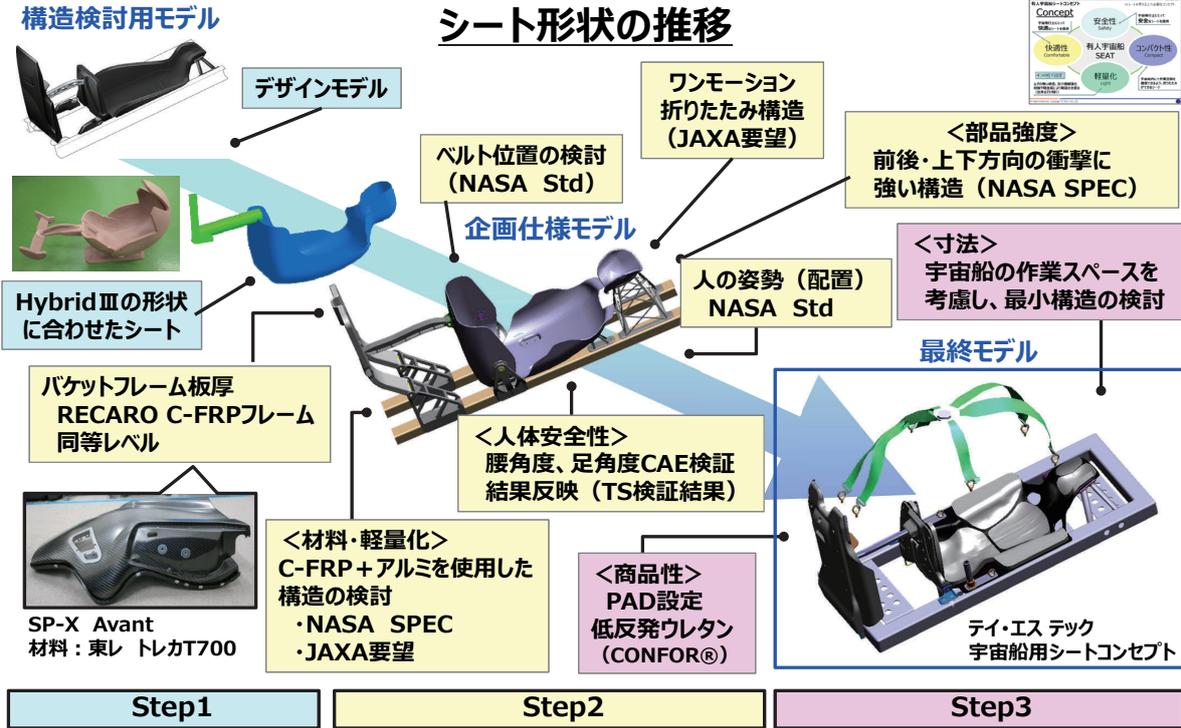
筆の持つ独特の力強さ、柔らかさを表現



安全性：人体安全性への取り組み



Confidential



安全性：人体安全性への取り組み



Confidential

SEAT構造のPOINT

自動車における傷害発生メカニズム (頸部)

シートと人体のスキマ = 傷害値に不利な方向

Zero-GAP構造

衝撃を分散させる フレーム構造

可能な限りスキマを無くす

露：Soyuz

クルー毎に石膏で型取りをしている

PAD設定 低反発PAD (CONFOR® Foams)

Density 93kg/m3(lb/ft3) Hardness 547N/q200

スキマあり

「CONFOR®」材を使用し 体圧を分散

力を分散

衝撃を体全体に分散させる構造

最大応力 36% 向上

Tekscan,inc製 I-Scan system

<星出宇宙飛行士コメント> Soyuzのシートは腿が痛い →PADで集中応力を回避する構造

有人宇宙船 シートコンセプト DCSM-1401

Spacecraft Seat Concept Design

自動車用シートと有人宇宙船シートの違い



Confidential

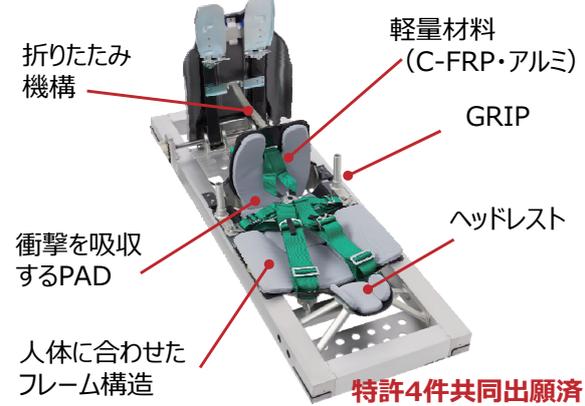
<自動車用シート>



<特徴>

- 乗員の**運転姿勢**を違和感なく保持しつつ、衝突等があった場合でも**乗員を安全に拘束**する構造
- 長時間使っていてもその車の走行性能に合わせて**乗り心地が良く、デザインを損なわず、かつ壊れない**こと
- 自分の好きな**姿勢やポジション**が**設定**できる機能が備わっている

<有人宇宙船シート>



特許4件共同出願済

<特徴>

- 宇宙航行中の**着座状態**を保持し、想定された衝撃に対して**人体に最も安全で壊れない**構造
- 軽量化**を最重視した必要最小限で、かつ**与圧服等を破損しない**部品で設定
- シートを使わない時には、**居住空間を有効活用**できるよう、簡単なワンモーションで**折りたためる**ような構造
- 既存製品に対し、**快適性を追求**した構造

主に着座姿勢・乗員安全・軽量化・使い勝手に特化した構造となっている

All Rights Reserved. Copyright TS TECH CO.,LTD.

19

結論



Confidential

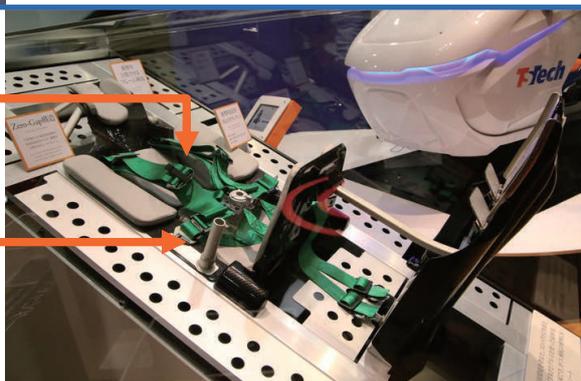


<今後の課題>

- 宇宙服・ヘルメット
 装備品を装着した場合の人体への影響 (人体傷害)
- GRIP
 構造による、人体に入力される加速度を軽減させる為の設計検討

<今回の研究を通して分かったこと>

- 宇宙航行での特有の加速度における乗員安全性の定義
- 想定される加速度と人体への影響
- その安全性評価の仕方
- 評価を行う設備とツール (FEM含む)
- シート、及びダンパーの設計の考え方



All Rights Reserved. Copyright TS TECH CO.,LTD.

20

END

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム
～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～
2018年1月22日(月)@東京大学 浅野キャンパス 武田先端知ビル

接触・摩擦研究グループ成果報告

全体概要

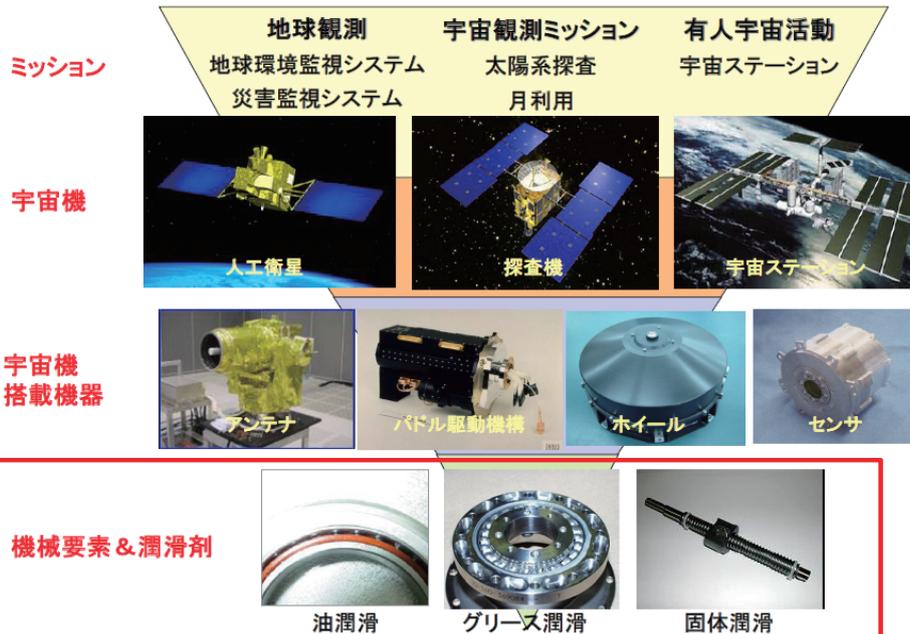
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

雨川 洋章

1

1. トライボロジーが支える宇宙ミッション

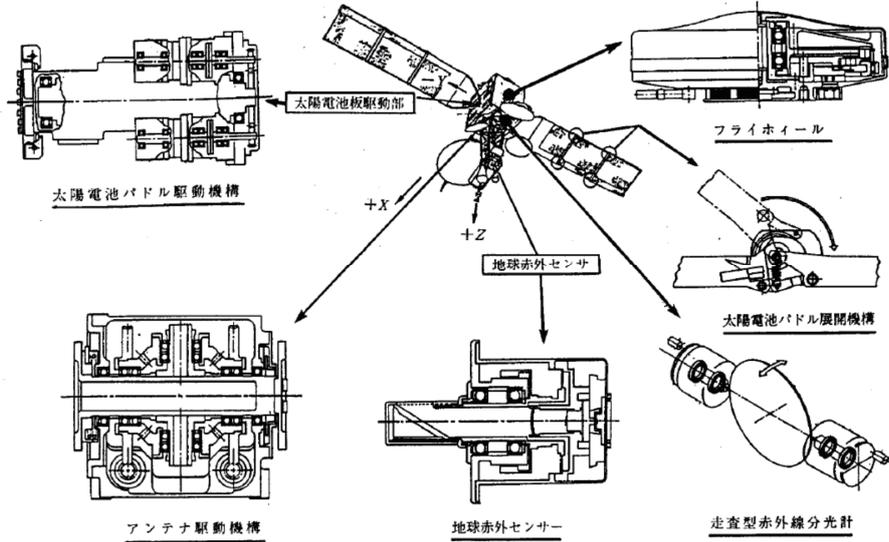
トライボロジーは宇宙機ミッションの成否に大きく影響する。



2

2. 衛星用コンポーネントでの機械要素

姿勢制御や観測センサ制御のために軸受、歯車装置、ボールねじなどの機械要素の駆動部が多い。中でも多くは転がり玉軸受を使用(100箇所以上)。



3

3. 宇宙機の状況と問題点

宇宙機に求められていること

- 危機管理や災害に即応できるよう観測精度の高精度化。
- 運用年数の長期化(衛星の寿命を5~10年⇒20年)。

問題点 機械要素の接触摩擦に関する問題がボトルネック

- 組立のガタや誤差で生じる微小な振動擾乱の地上での実証が難しい。
- 宇宙機の寿命は機械要素の潤滑寿命の影響が大きいが、寿命の加速試験法が確立しておらず寿命の予測ができない。
- 接触・摩擦・潤滑の物理モデルが不足しており、十分な精度で解析できていない。数値シミュレーションの導入が他分野に比べ遅れている。

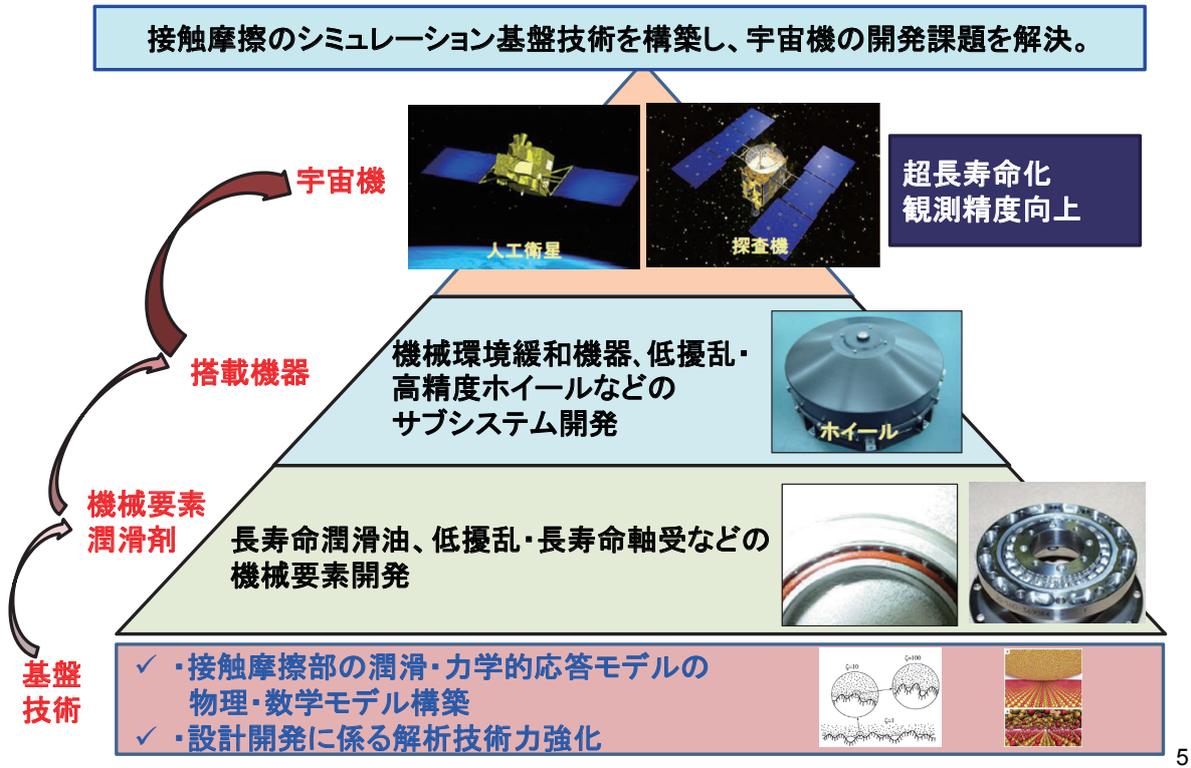


解決策

1. 接触摩擦に関する物理・数学モデルの開発
2. 数値シミュレーション手法の開発と物理・数学モデルの組み込み
3. 数値シミュレーションを用いた振動擾乱・寿命予測手法の確立

4

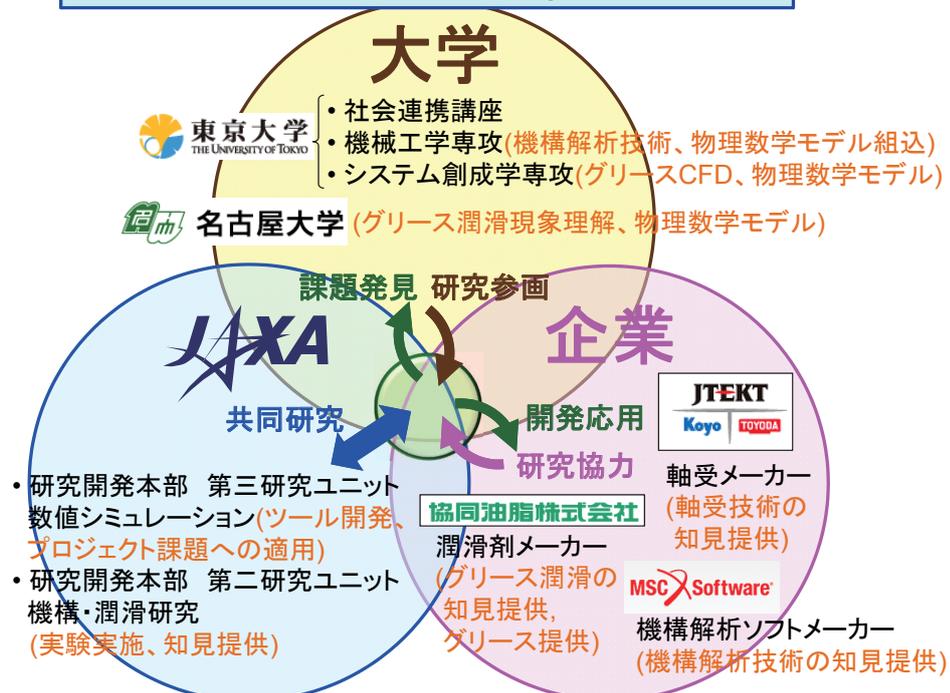
4. 接触摩擦グループの研究目的



5

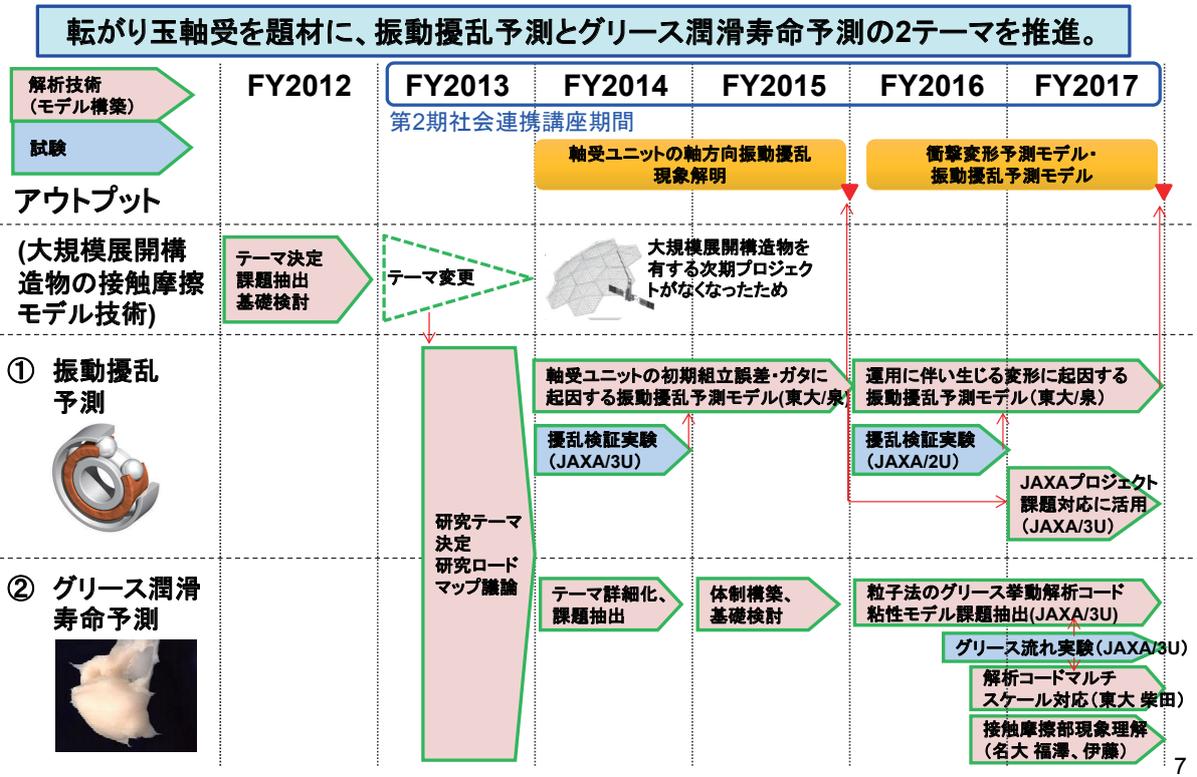
5. 研究体制

数値計算、トライボロジー、流体工学、航空宇宙工学と、専門の異なるメンバーが集まるAll Japan体制を構築。



6

6. 研究の変遷



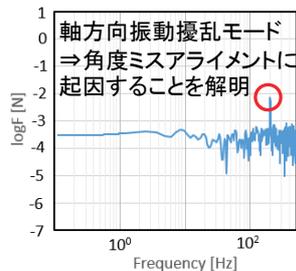
7. 研究のアウトプット

振動擾乱予測

- 転がり玉軸受の機構解析モデルに潤滑の物理数学モデルを組み込んだ数値解析手法を構築。
- メカニズムが不明だった組合せアンギュラ玉軸受の軸方向振動擾乱は、角度ミスアライメントに起因することを解明。



軸受の機構解析モデル



軸方向振動擾乱予測結果

【代表論文】

- [1] 橋本浩平ら, “人工衛星用リアクションホイールの微小擾乱制御のためのアンギュラ玉軸受の軸方向振動のマルチボディダイナミクス解析” (投稿中)

【対外発表】

論文1件(投稿中)、国内発表2件

グリース潤滑寿命予測

- 転がり玉軸受の潤滑長寿命化を目的として、グリース挙動数値解析技術の研究体制を構築(科研費採択)。
- グリース挙動CFDとして粒子法を選定。粒子法のグリース挙動解析コードを開発し、物理・数学モデルの課題を抽出。

グリース挙動数値解析技術の研究体制

グリース挙動解析コードの課題抽出

【代表論文】

- [1] 根岸秀世ら, “宇宙機の長寿命化に向けた転がり玉軸受内グリース流動数値解析技術構築に向けた展望”, 第31回数値流体力学シンポジウム, E10-3 (2017).

【対外発表】

国内発表2件、招待講演1件、科研費採択(17K06137)

8. 研究のアウトカム

構築した数値シミュレーション手法を応用して、JAXAのプロジェクト課題対応として設計開発段階で数値シミュレーション技術を活用し開発リスクを低減。

機構系の設計開発を支援

- リアクションホイール、新型宇宙ステーション補給機(HTV-X(仮称))のISSとのドッキング機構などの評価を想定中。



社会連携講座

- 接触摩擦に関する物理・数学モデルの開発
- 数値シミュレーション手法の開発と物理・数学モデルの組み込み

機構運動 現象理解

- 国際宇宙ステーション(ISS)のきぼう日本実験棟に設置の静電浮遊炉(ELF)。
- 試料搬送機構の機構運動現象理解に活用中。



リアクションホイール

9

9. さいごに

- ✓ 社会連携講座の成果によってJAXA第三研究ユニットの機構解析技術が向上した。
- ✓ 産業・大学・研究機関のトライボロジー、流体力学、数値計算工学、航空宇宙工学などの専門の異なるメンバーから成る研究協力体制を構築できた。
- ✓ トライボロジーの研究分野は現象が非常に複雑であるが故に、設計開発の現場での数値シミュレーションの活用が遅れている分野である。本研究会の研究基盤をさらに発展させて数値シミュレーション技術を確立し、宇宙機の開発課題解決に貢献したい。

10

人工衛星用リアクションホイールの微小振動制御のためのアンギュラ玉軸受の軸方向振動のマルチボディダイナミクス解析

東京大学大学院 工学系研究科 機械工学専攻
橋本 浩平、波田野明日可、泉聡志、酒井信介
JAXA研究開発部門 間庭和聡、小原新吾、西元美希
エムエスシーソフトウェア 山中 孝司



The University of Tokyo

研究履歴

- 2013年度卒業論文 舘 祐樹 “宇宙機器用転がり軸受における保持器挙動についての機構解析”
- 2014年度卒業論文 中嶋 智司 “宇宙機器用転がり軸受ユニットの振動擾乱についての機構解析”
- 2015年度修士論文 橋本 浩平 “宇宙機器用アンギュラ玉軸受の機械的因子による振動擾乱のマルチボディダイナミクス解析”
- 2016年度卒業論文 小杉祐紀 “宇宙機器用転がり軸受の繰り返し振動による圧痕形成の有限要素法解析”
- 2017年度卒業論文 浅川悟大 “衝撃振動を受ける宇宙機器用アンギュラ玉軸受の圧痕形成と転動体の挙動解析”として継続中
- その他、展開構造物、ボルト、グリースなどを研究会では検討



The University of Tokyo

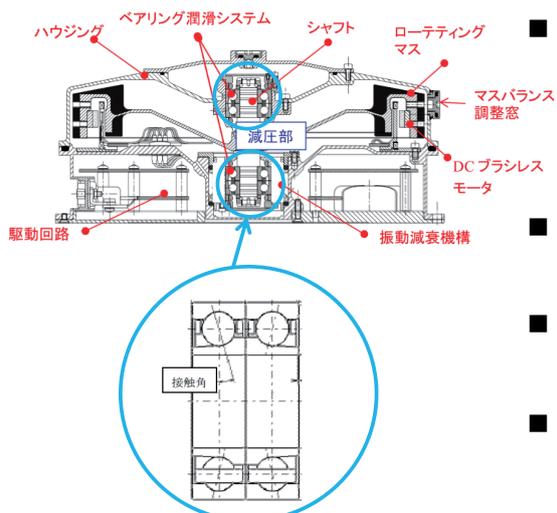
発表内容

1. 背景と目的
2. モーダル解析
3. 機械的因子による振動のメカニズム
4. リアクションホイールへの応用
5. パラメータ設計
6. 結論



The University of Tokyo

背景



- 宇宙用リアクションホイール^[1]
 - 人工衛星の姿勢を制御する機器
 - 組合せアンギュラ玉軸受を使用
 - 観測センサなどへ悪影響を与えないために、回転中の軸受の振動擾乱を抑える必要がある
- 半径方向の振動
 - ロータの不釣り合いが原因
 - マスバランスの調整により制御しやすい
- 軸方向の振動
 - 軸受の形状誤差やホイールの組立誤差が原因
 - あるレベル以下では制御困難
- 高周波の振動
 - 振幅が小さいため問題になりにくい

組合せアンギュラ玉軸受^[2]

500Hz以下の低周波の軸方向振動の低減とばらつき抑制が課題

[1] 井澤克彦, 岩田隆敬, 田島崇男, 田邊和久, 梶田直希, 谷口典史, 高信頼性低擾乱ホイールファミリー小型タイプの開発, 宇宙科学技術連合講演会講演集(2012).

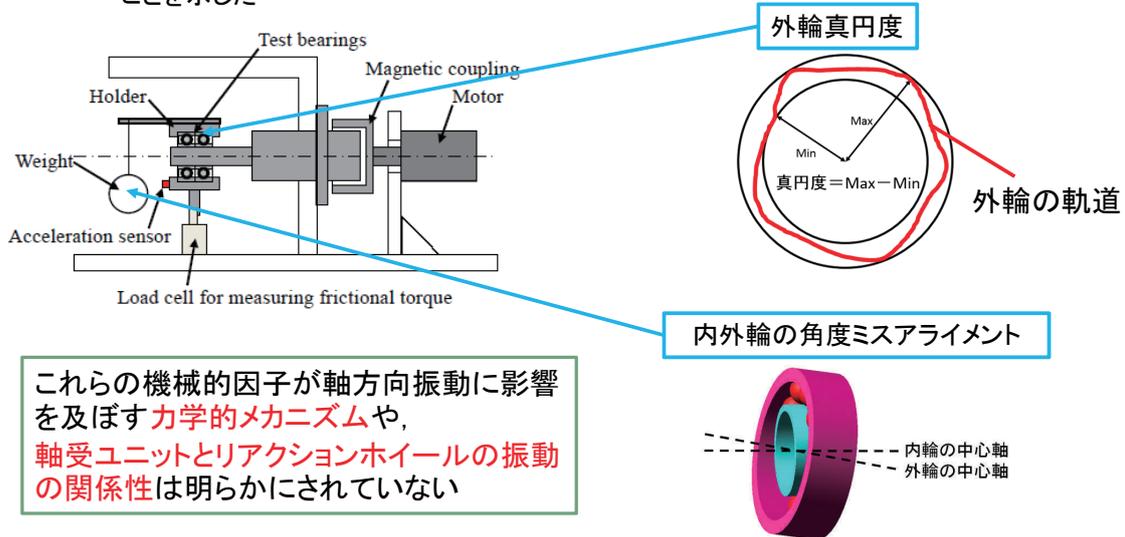
[2] 井澤克彦, 市川信一郎, 高速回転ホイール(高速回転ホイール開発を通しての知見), 宇宙航空研究開発機構研究開発報告(2008).



The University of Tokyo

背景 回転試験

- リアクションホイールに用いられる軸受ユニットの回転試験^[3]
 - 外輪真円度や内外輪の角度ミスアライメントを変化させて試験
 - これらの機械的因子が軸方向振動の回転2次成分(回転数×2の周波数)を増加させることを示した



これらの機械的因子が軸方向振動に影響を及ぼす**力学的メカニズム**や、**軸受ユニットとリアクションホイールの振動の関係性**は明らかにされていない

[3] 間庭和聡, 小原新吾. アンギュラ玉軸受の軸方向微小振動を発生させる機械的因子について, トライボロジー会議予稿集, 盛岡(2014).



The University of Tokyo

目的

- 機械的因子が玉軸受の振動に影響を与える力学的メカニズムの解明
 - リアクションホイールの一部である軸受ユニットのマルチボディダイナミクス解析
 - 形状誤差や組立誤差による影響を観察
- リアクションホイールの軸方向振動を低減させる設計指針の提案
 - リアクションホイール全体のマルチボディダイナミクス解析
 - パラメータ設計により各機械的因子の影響の大きさを相対的に評価



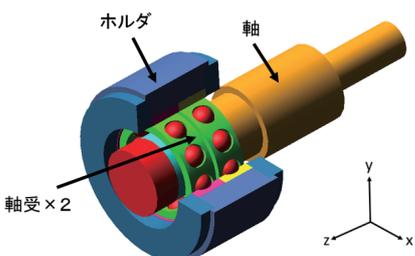
The University of Tokyo

発表内容

1. 背景と目的
2. モーダル解析
3. 機械的因子による振動のメカニズム
4. リアクションホイールへの応用
5. パラメータ設計
6. 結論

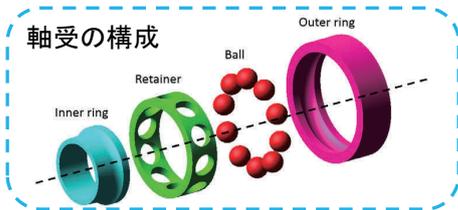
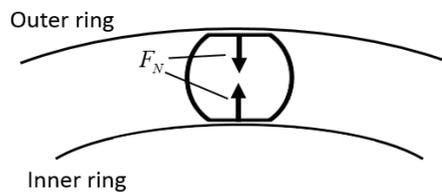


モーダル解析 モデリング・解析条件



軸受ユニットの解析モデル(モーダル解析用)

- 軸はビーム要素
- 軸以外は剛体
- 転動体-軌道輪間に法線力を定義



法線力: Hertzの弾性接触理論

$$F_N = K \delta^{3/2} \quad K: \text{剛性係数(等価弾性係数)} \\ \delta: \text{幾何学的干渉量}$$

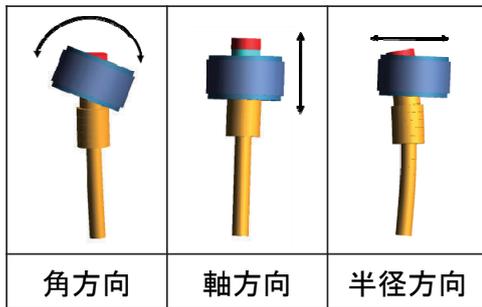
解析条件

ソフトウェア	Adams2014.0.1 (MSC Software)
拘束条件	両端フリー: 軸とグラウンドを非常に弱いばねで結合 片端固定: 軸の片端を固定
解析タイプ	静解析, モーダル解析

両端フリー、片端固定の
2つの境界条件でモーダル解析



モーダル解析 試験結果と解析結果



加振試験、解析ともに
3つのモード形状を観測

固有振動数[Hz]

モード		試験	解析
両端フリー	角方向	533	481
	軸方向	3150	2977
	半径方向	7970	8138
片端固定	角方向	477	476
	軸方向	1850	1849
	半径方向	8300	7667

試験と解析で、固有振動数が概ね一致

静止状態の軸受ユニットの振動特性を再現する解析モデルが完成



The University of Tokyo

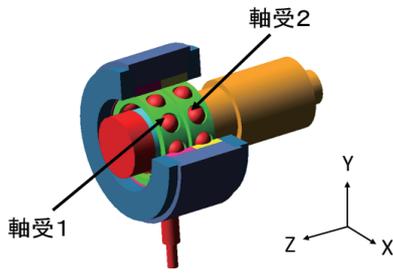
発表内容

1. 背景と目的
2. モーダル解析
3. 機械的因子による振動のメカニズム
4. リアクションホイールへの応用
5. パラメータ設計
6. 結論



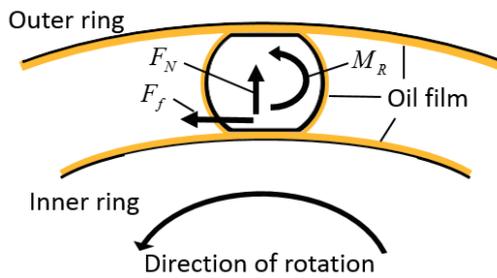
The University of Tokyo

動解析モデル



動解析用の軸受ユニットモデル

- 回転中は転動体-軌道輪間に油膜が発生
- 転動体-軌道輪間に法線力・接線力・転がり粘性抵抗を定義



法線力: Hertzの弾性接触理論

接線力: $F_f = \mu F_N$
 摩擦係数 μ は油膜厚さ H_c の関数として定義
 H_c は弾性流体潤滑理論(EHL理論)^[4]で求める

転がり粘性抵抗:
 転動体の回転を妨げるトルク^[5]
 $M_R = R_b \times 2.86 E' R_x^2 k^{0.348} G^{0.022} U^{0.66} W^{0.47}$

[4] B.J.Hamrock and D.Dowson. Isothermal Elastohydrodynamic Lubrication of Point Contacts, Part II - Ellipticity Parameter Results, Transactions of the ASME Journal of Lubrication Technology, Vol.98, pp.375-378, 1976.

[5] Luc Houperit, Ball Bearing and Tapered Roller Bearing Torque: Analytical, Numerical and Experimental Results, Tribology Transactions Vol.45 3 pp.345-353 (2002).



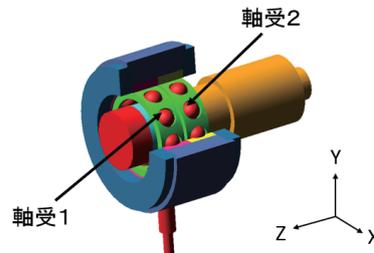
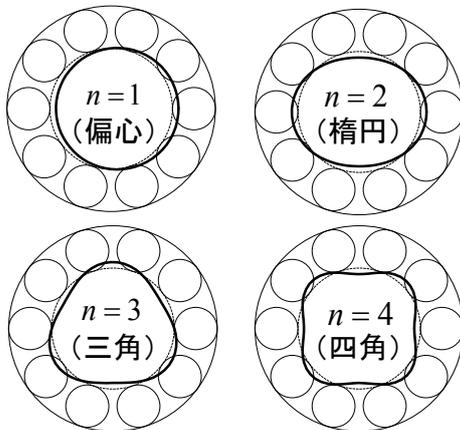
機械的因子の与え方 1. 内外輪の非真円性

内外輪の軌道円に1~4次のうねり

$$r(\theta) = r_{def} + \sum_{n=1}^4 A_n \cos(n\theta + \phi_n)$$

内輪のn次のうねり
 ↓
 内輪1回転につきn周期の加振力
 ↓
 回転n次成分の振動を誘発^[6]

低周波の振動が課題であるため, n=1~4とする



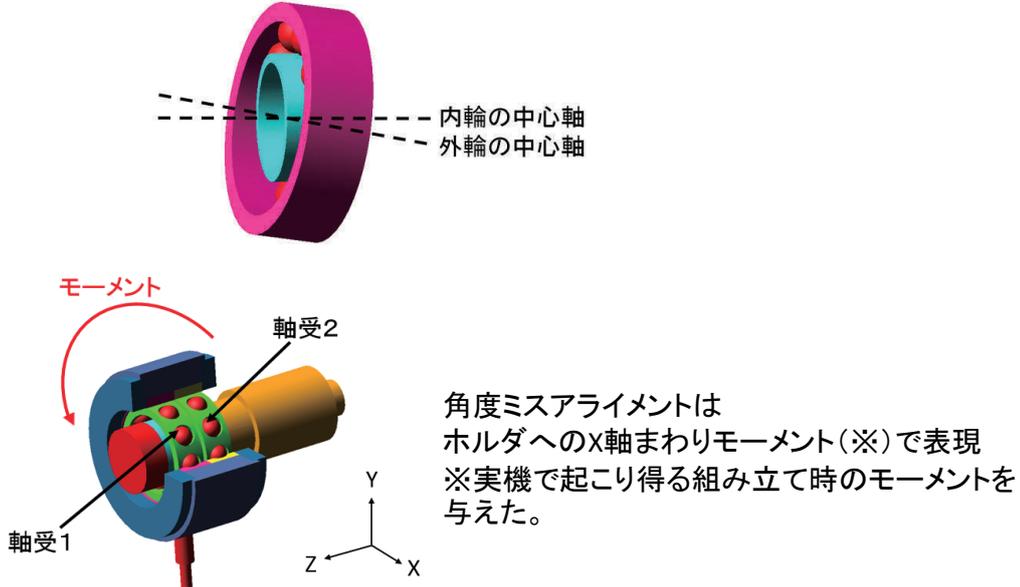
非真円性は軸受1の内外輪にのみ与える

[6] J. Sopanen, A. Mikkola, "Dynamic model of a deep-groove ball bearing including localized and distributed defects. Part 2: Implementation and results," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-body Dynamics, 217(3), 213-223, 2003.



機械的因子の与え方 2. 角度ミスアライメント

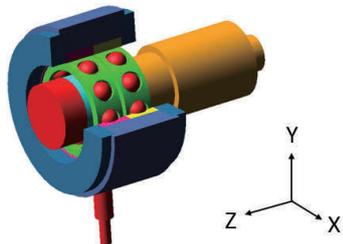
内外輪の角度ミスアライメント＝内外輪の中心軸の傾きのずれ



メカニズム解明の流れ・解析条件

内輪のn次のうねり: 回転n次成分の振動を誘発

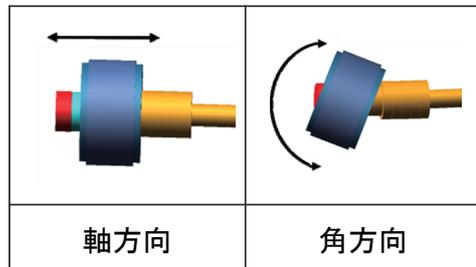
- ①内輪の非真円性のみ
 - ②内輪の非真円性+角度ミスアライメント
 - ③内輪の非真円性+外輪の非真円性
- 角速度ミスアライメント・外輪の非真円性が回転次数成分に与える影響を観察



解析条件

拘束条件	軸の端の「z軸まわりの回転以外の自由度」を拘束
変位境界条件	軸の端をz軸まわりに100Hzで回転
解析タイプ	動解析
解析時間	1.0s
出力	ホルダの軸方向, 角方向加速度

軸の回転数が100Hz
⇒100 × n Hzの振動が回転n次成分に相当

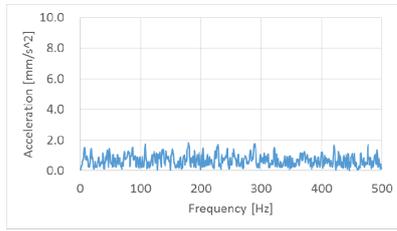


角方向を観察対象に含めたのは、リアクションホイールへの軸方向擾乱への影響が無視できないと考えたため

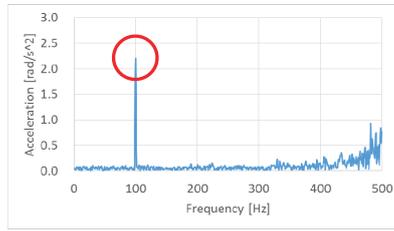


①内輪非真円性のみ

軸受1の内輪に1～4次のうねりを重ねあわせ、ホルダの加速度をFFT解析



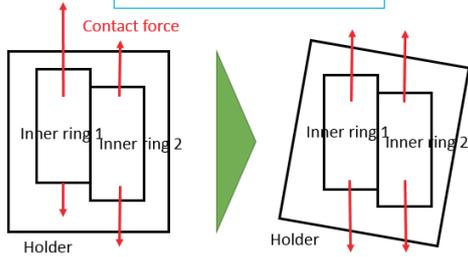
軸方向



角方向

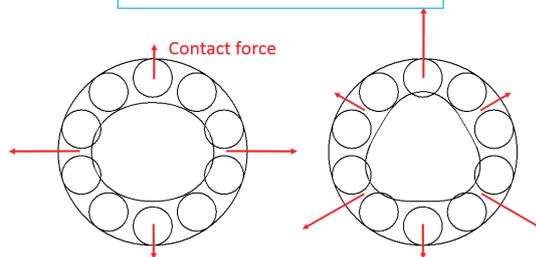
回転1次成分の
角方向振動が観測
2次以上の成分は
観測されなかった

内輪の1次のうねり



ホルダが傾いて荷重バランスをとる

内輪の2次以上のうねり



全体の荷重バランスが乱れない

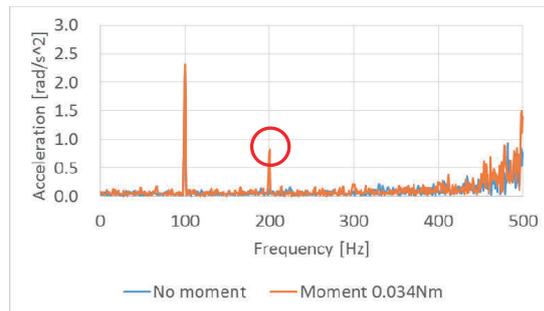
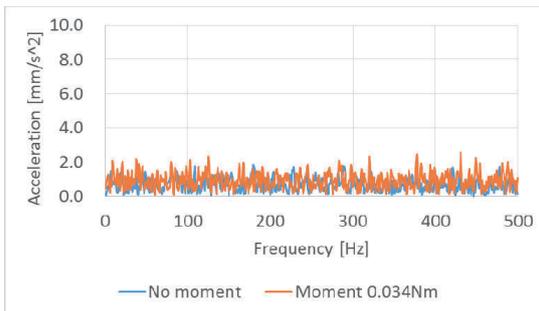


The University of Tokyo

②内輪非真円性＋角度ミスアライメント

※内輪に1～4次のうねりをすべて重ね合わせた状態でモーメントを負荷

軸方向 ホルダの加速度をFFT解析 角方向



①との比較	角度ミスアライメントによる影響
回転1次(内輪1次うねり)	変化なし
回転2次(内輪2次うねり)	角方向
回転3次(内輪3次うねり)	—
回転4次(内輪4次うねり)	—

(内輪2次うねり)+(角度ミスアライメント)=(回転2次成分の角方向振動)

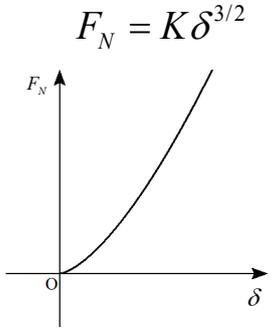
角度ミスアライメントは回転2次成分にのみ影響を与える



The University of Tokyo

②内輪非真円性+角度ミスアライメント メカニズム

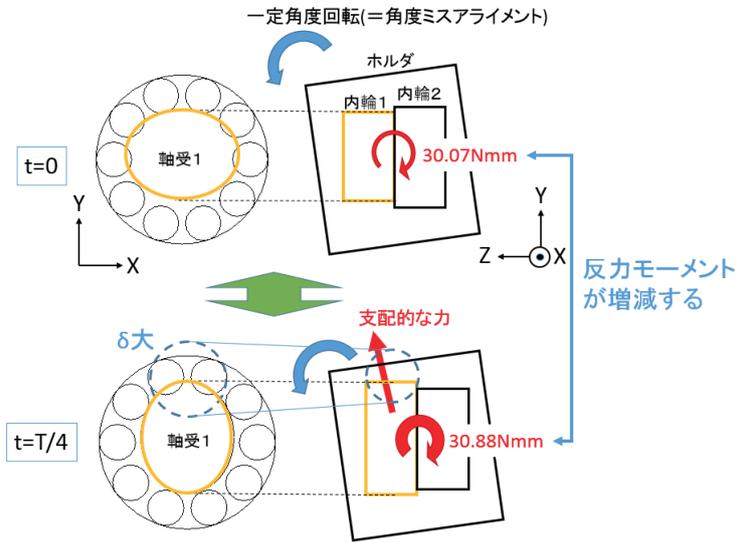
転動体-軌道輪間の法線力:



幾何学的干渉量 δ は非線形性を持ち、特に δ が大きい領域がホルダの運動に強く影響する。

内輪2次のうねり=楕円

ホルダを一定の角度傾けたときの反力モーメントを算出



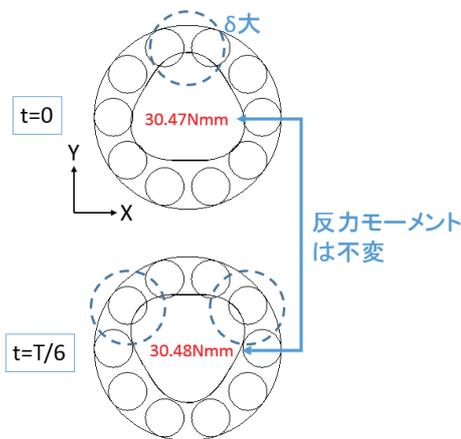
δが大きい領域の有無の変化が角方向の加振力となる

②内輪非真円性+角度ミスアライメント メカニズム

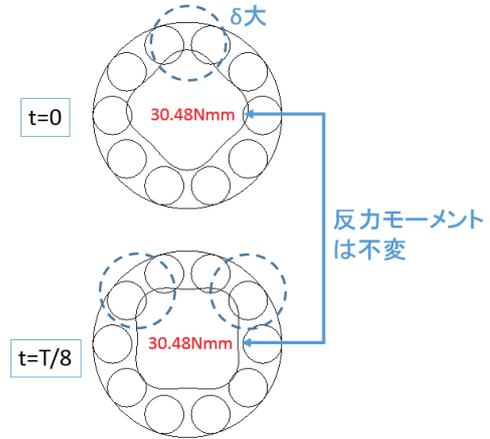
内輪3次のうねり=三角

内輪4次のうねり=四角

ホルダを一定の角度傾けたときの反力モーメントを算出



常に上側にδが大きい領域があり、荷重バランスが変化しない

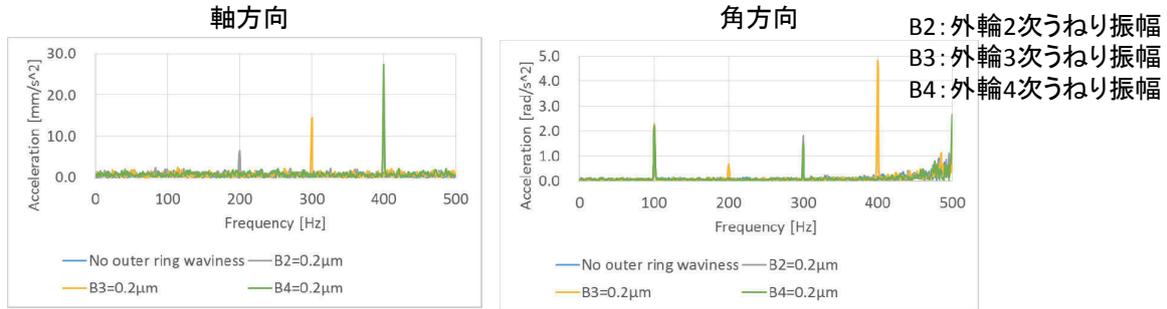


常に上側にδが大きい領域があり、荷重バランスが変化しない

回転2次成分のみ角度ミスアライメントの影響を受けるメカニズムが解明された

③内輪非真円性＋外輪非真円性

ホルダの加速度をFFT解析

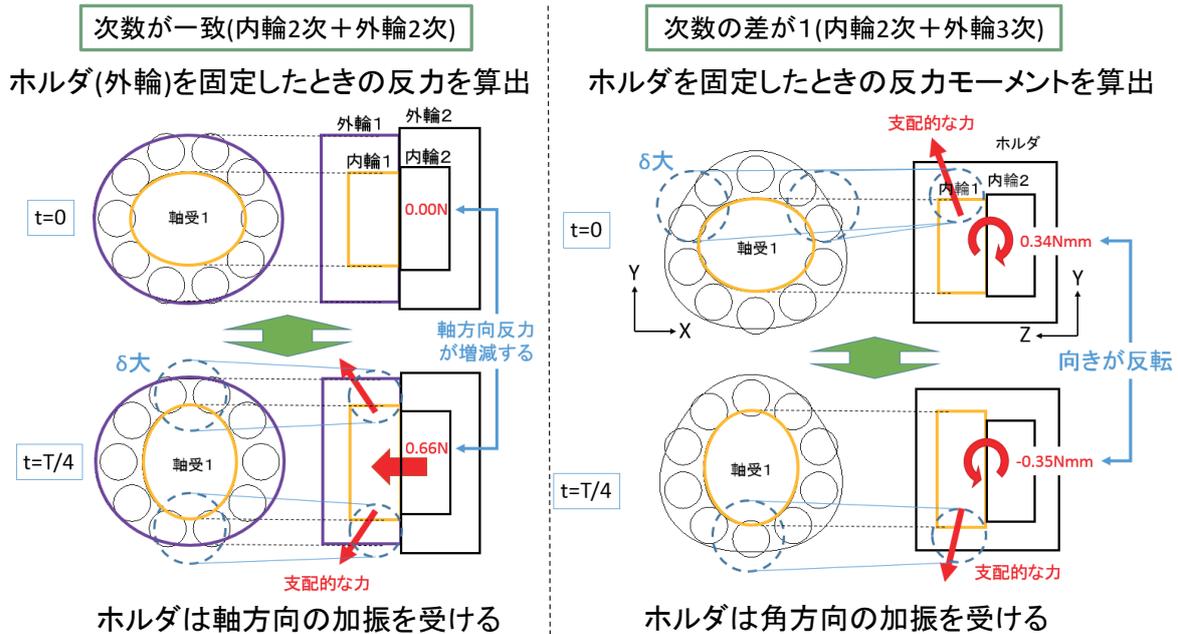


	外輪2次うねり	外輪3次うねり	外輪4次うねり
回転1次(内輪1次うねり)	変化なし	変化なし	変化なし
回転2次(内輪2次うねり)	軸方向	角方向	—
回転3次(内輪3次うねり)	角方向	軸方向	角方向
回転4次(内輪4次うねり)	—	角方向	軸方向

内外輪のうねりの次数が一致⇒軸方向振動
 内外輪のうねりの次数の差が1⇒角方向振動



③内輪非真円性＋外輪非真円性 メカニズム



内外輪のうねりの次数と発生する振動方向の力学的メカニズムが解明された



発表内容

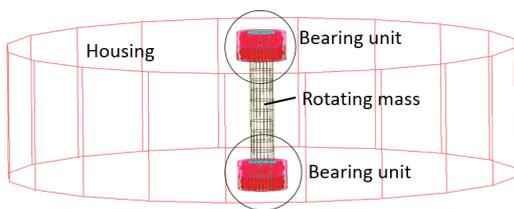
1. 背景と目的
2. モーダル解析
3. 機械的因子による振動のメカニズム
4. リアクションホイールへの応用
5. パラメータ設計
6. 結論



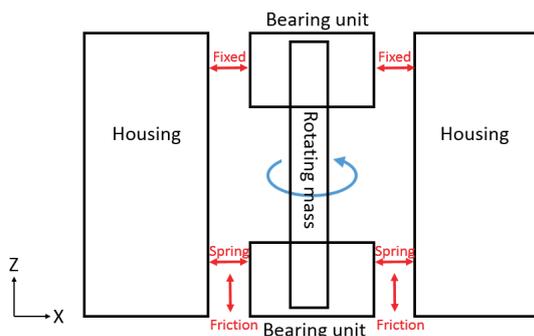
The University of Tokyo

リアクションホイールの解析 モデリング・解析条件

リアクションホイール全体をモデリング



- ・上側のホルダをハウジングに固定
- ・下側のホルダとハウジング間に半径方向のばね力と軸方向の摩擦力を定義
- ・内輪・外輪の非真円性、角度ミスアライメントをすべて与えた



解析条件

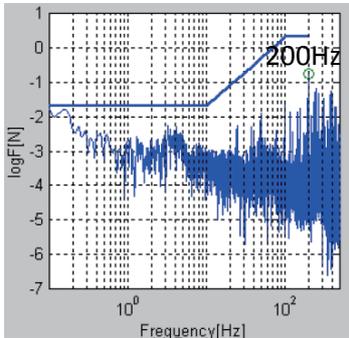
ソフトウェア	Adams2014.0.1 (MSC Software)
拘束条件	ハウジングをグラウンドに固定
変位境界条件	ローテティングマスをZ軸まわりに100Hzで回転
解析タイプ	動解析
解析時間	0.5s
出力	ハウジングのZ軸方向並進力



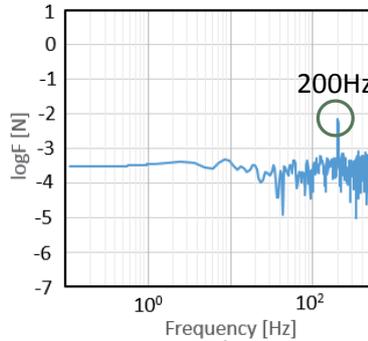
The University of Tokyo

リアクションホイールの解析 解析結果

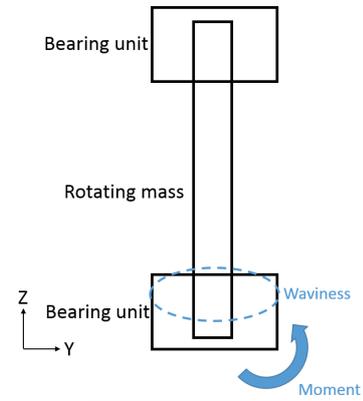
ハウジングの軸方向並進力をFFT解析



試験[4]



解析



内輪2次のうねり
 +
 角度ミスアライメント
 外輪2次のうねり

- 解析モデルは軸方向擾乱のオーダーの観点で妥当
- リアクションホイールでも軌道輪の非真円性や角度ミスアライメントにより回転2次成分の擾乱が発生することを確認

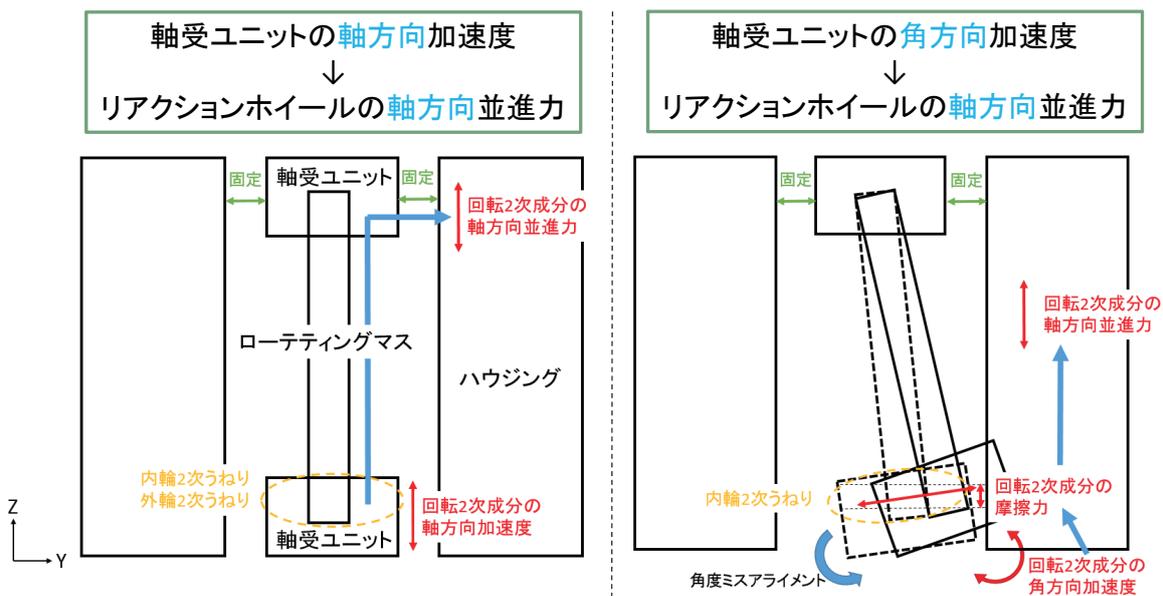
[4] 田邊 他, 次世代高性能フライホイールの擾乱特性評価, 第51回宇科連(2007).



The University of Tokyo

リアクションホイールの軸方向擾乱のメカニズム

軸受ユニットの回転2次成分の振動がリアクションホイールに伝わるメカニズム



軸受ユニットの角方向, 軸方向振動はともにリアクションホイールの軸方向擾乱を招く



The University of Tokyo

発表内容

1. 背景と目的
2. モーダル解析
3. 機械的因子による振動のメカニズム
4. リアクションホイールへの応用
- (5. パラメータ設計)
6. 結論

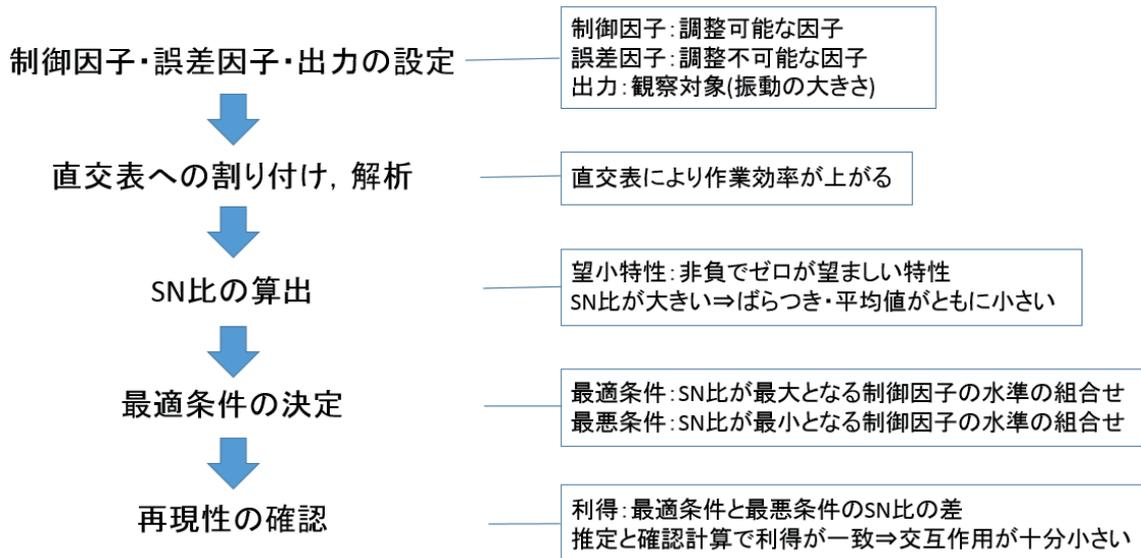


The University of Tokyo

パラメータ設計 概要

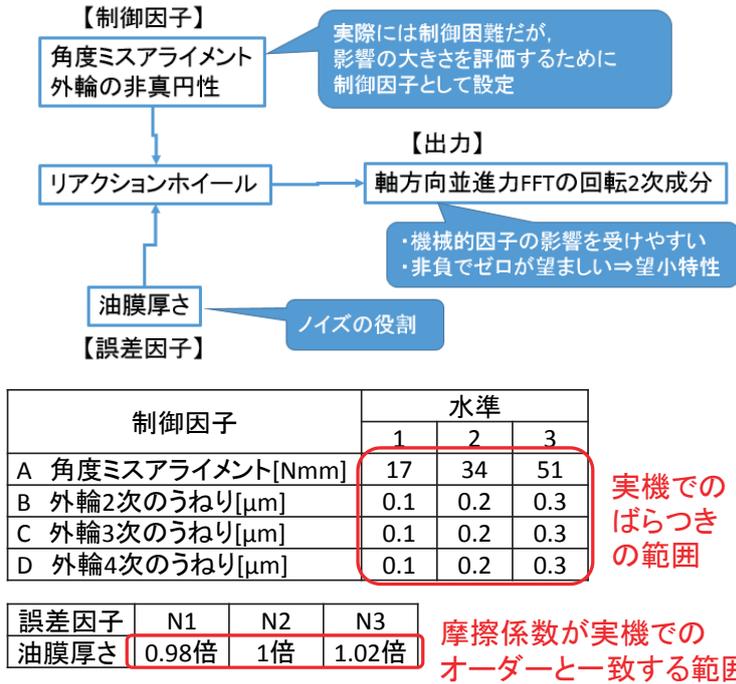
■ パラメータ設計

- 品質工学における設計手法
- 外乱によるばらつきを抑える設計を目指す



The University of Tokyo

パラメータ設計 手法



直交表

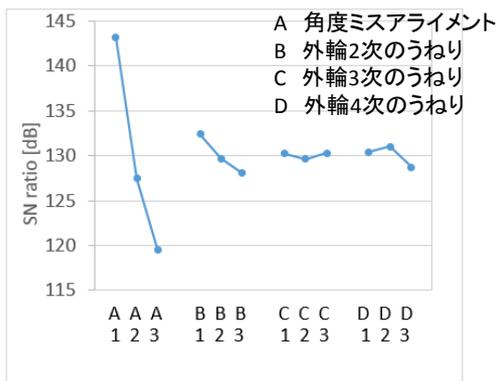
No.	A	B	C	D
1	1	1	1	1
2	1	2	2	2
3	1	3	3	3
4	2	1	2	3
5	2	2	3	1
6	2	3	1	2
7	3	1	3	2
8	3	2	1	3
9	3	3	2	1

9 × 3 = 27回の解析を行う



The University of Tokyo

パラメータ設計の結果の概略



	制御因子の組合せ				SN比[dB]	
	A	B	C	D	推定結果	確認計算結果
最適条件	1	1	3	2	48.57	48.55
最悪条件	3	3	2	3	39.06	39.02
利得					9.51	9.53

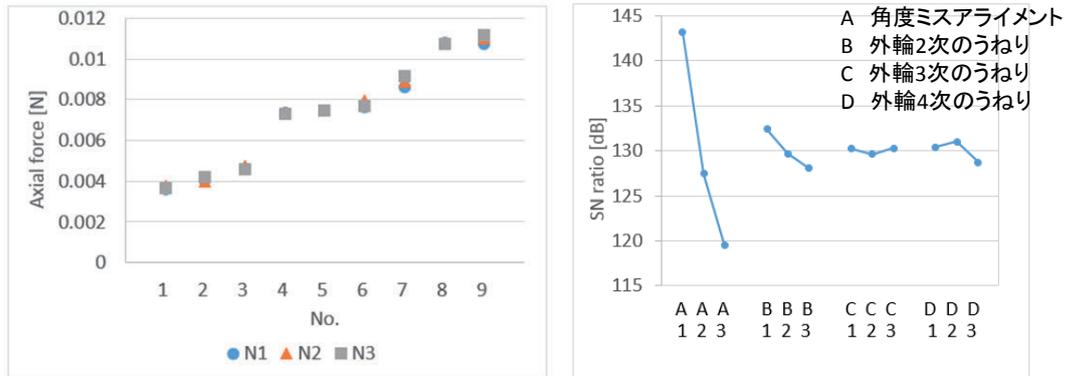
SN比への影響の大きさ=軸方向擾乱への影響の大きさ
角度ミスアライメント >> 外輪の非真円性

推定と確認計算で利得がほぼ一致→各制御因子間に交互作用はほぼ存在しない
 ⇒それぞれの機械的因子が独立に振動に影響する



The University of Tokyo

パラメータ設計 解析結果とSN比



各制御因子ごとのSN比に換算

SN比への影響の大きさ＝軸方向擾乱への影響の大きさ
角度ミスアライメント >> 外輪の非真円性



パラメータ設計 再現性の確認

	制御因子の組合せ				SN比[dB]	
	A	B	C	D	推定結果	確認計算結果
最適条件	1	1	3	2	48.57	48.55
最悪条件	3	3	2	3	39.06	39.02
利得					9.51	9.53

- 外輪の3次, 4次のうねり(C, D)は小さいほどよいという結果にならなかった
 - 影響がほぼないため, どの値でも関係がない
- 推定と確認計算で利得がほぼ一致
 - 各制御因子間に交互作用はほぼ存在しない
 - ⇒ **それぞれの機械的因子が独立に振動に影響する**



発表内容

1. 背景と目的
2. モーダル解析
3. 機械的因子による振動のメカニズム
4. リアクションホイールへの応用
5. パラメータ設計
6. 結論



The University of Tokyo

結論

- 機械的因子が軸受の軸方向振動に影響を及ぼすメカニズムを明らかにした
 - 内外輪の角度ミスアライメントは回転2次成分の振動にもっとも強く影響する
 - 内外輪のうねりの次数が一致すると軸方向振動が発生する
- 軸受ユニットの角方向, 軸方向振動はともにリアクションホイールの軸方向擾乱を招く
- パラメータ設計によってリアクションホイールの設計指針を提案した
 - 角度ミスアライメントは外輪真円度よりも優先的に抑えるべき因子である
 - 角度ミスアライメントと外輪の各次数のうねりはほぼ独立な因子である



The University of Tokyo

人工衛星打ち上げ時に形成される 軸受圧痕が振動擾乱に及ぼす影響

東京大学大学院 工学系研究科 機械工学専攻
 浅川悟大、小杉祐紀、波田野明日可、泉聡志、酒井信介
 JAXA研究開発部門 間庭和聡、小原新吾
 エムエスシーソフトウェア 山中 孝司



先行研究と課題

◎ 打上げ振動を模擬した加振試験 [1]

- ▶ リアクションホイールの簡略化モデルを加振試験
- ▶ 様々なパラメータの振動条件と圧痕形成の関係性を示した
- ▶ 加振中の軸受内部の接触力および挙動を明らかにした

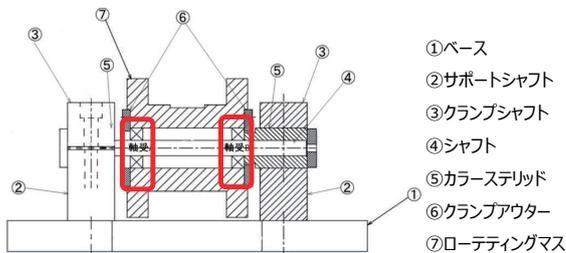


図.リアクションホイールの簡略化モデル

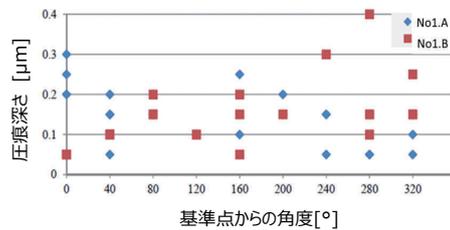
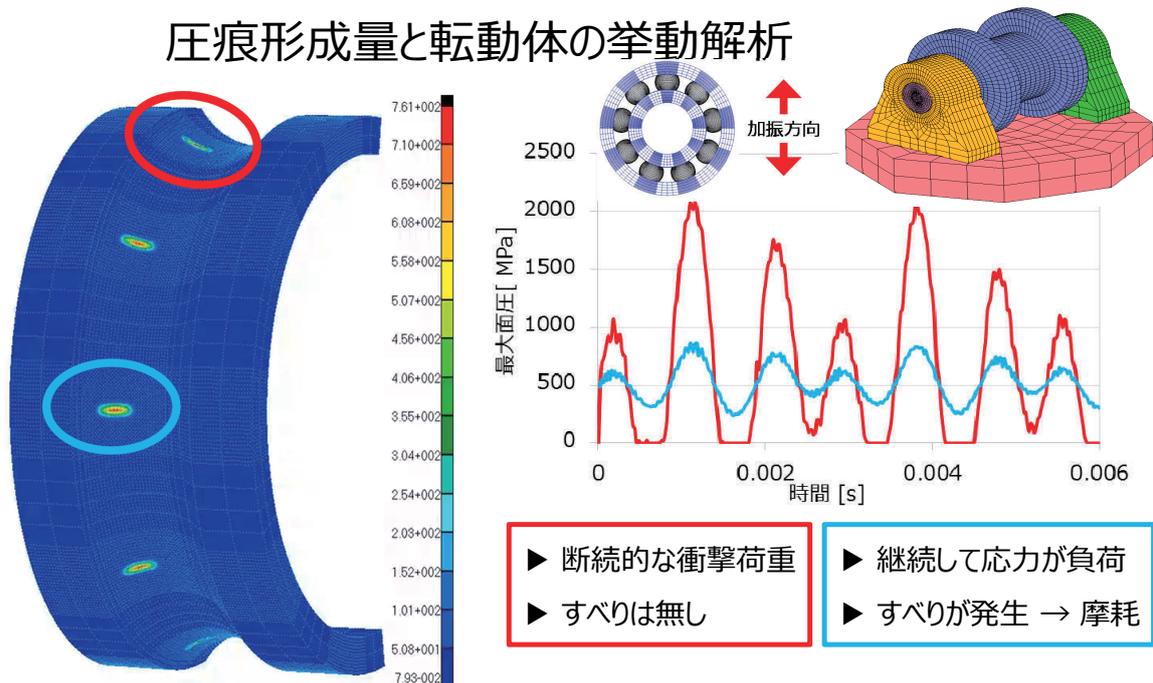


図.内輪に形成された圧痕数と深さ

課題	<ul style="list-style-type: none"> ▶ 加振中の転動体/内外輪の圧痕形成量が未知 ▶ 定量的な予測には至っていない
-----------	--

[1] 星加幹, 打上げ環境下における高精度アンギュラ玉軸受の圧痕生成メカニズム, 首都大学東京大学院修士論文, 2012

振動衝撃を受ける宇宙機器用アンギュラ玉軸受の 圧痕形成量と転動体の挙動解析



➔ 加振方向に対する転動体の位置により、
圧痕形成メカニズムが異なる可能性

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム
 ～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～
 2018年1月22日(月)@東京大学 浅野キャンパス 武田先端知ビル

接触・摩擦研究グループ成果報告

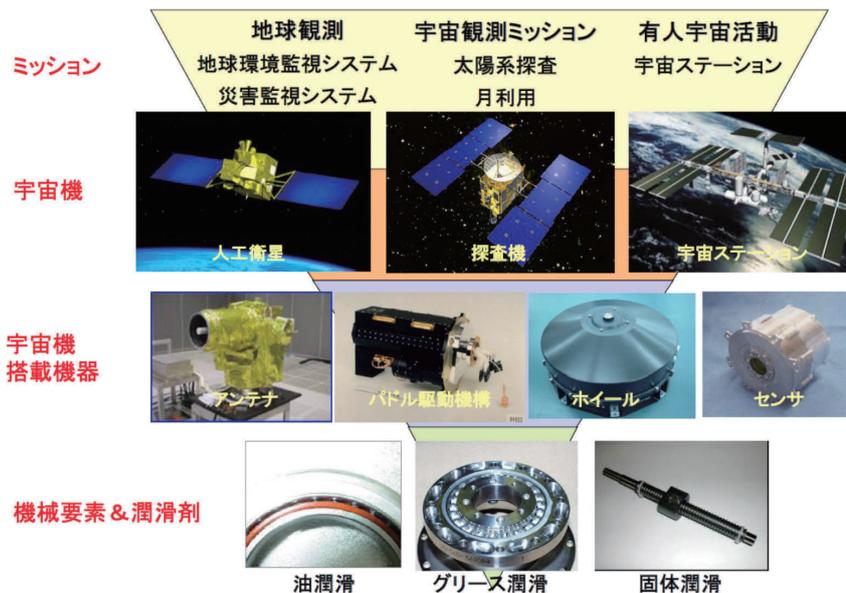
転がり軸受内のグリース流れ予測解析手法の開発

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

雨川 洋章

1. 背景(宇宙機の潤滑)

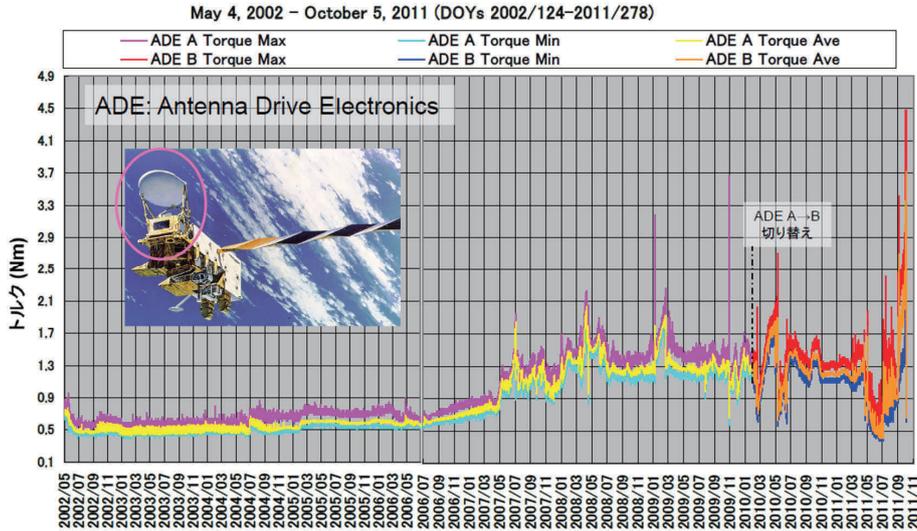
◆ 人工衛星等の宇宙機では、高い潤滑性能と保油性からグリース潤滑の利用が拡大。



宇宙空間での運用中のメンテナンスは困難であり長寿命であることが求められる一方で、搭載機器が使える電力が限られ低摩擦であることも求められることから、低摩擦化と長寿命化の両立が必要。

2. 背景(長寿命化)

- ◆ 機構系の潤滑寿命が人工衛星の寿命を決める場合が多い。



マイクロ放射計駆動機構(AMSR-E)のトルク上昇

宇宙開発委員会報告(委30-4) 2011年10月11日より

- 設計寿命を現状の5~10年から10~20年に延ばすべく長寿命化研究を進めている^[1]。

[1] 間庭ら, トライボロジー会議2016秋新潟予稿集, C2 (2016)

3. 研究背景; グリース挙動数値解析への期待

今後の宇宙機設計開発の目標

- 長寿命化; 5~10年 → ~30年
- 低擾乱化 → 観測精度向上
- 低トルク → 省エネ化



技術課題

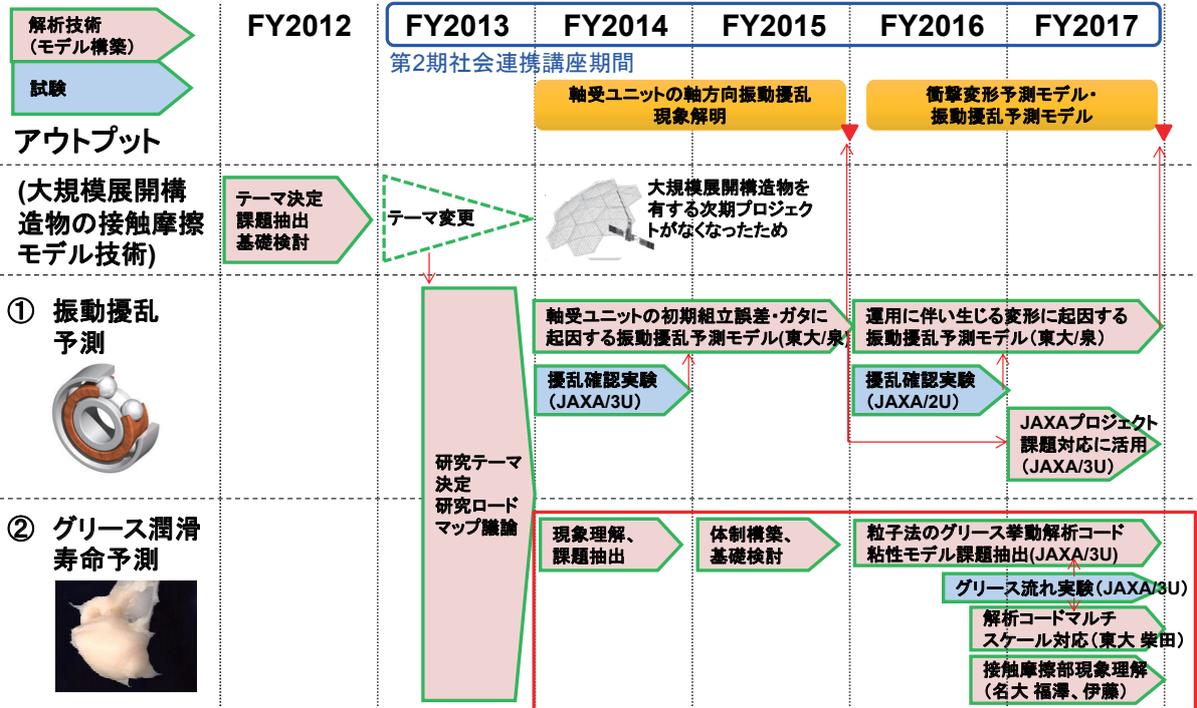
- 軸受の潤滑メカニズムの解明 → グリース挙動把握
- 擾乱発生メカニズムの解明 → トルクの高精度予測
- 軸受寿命の加速試験法の確立 → 支配要因の特定



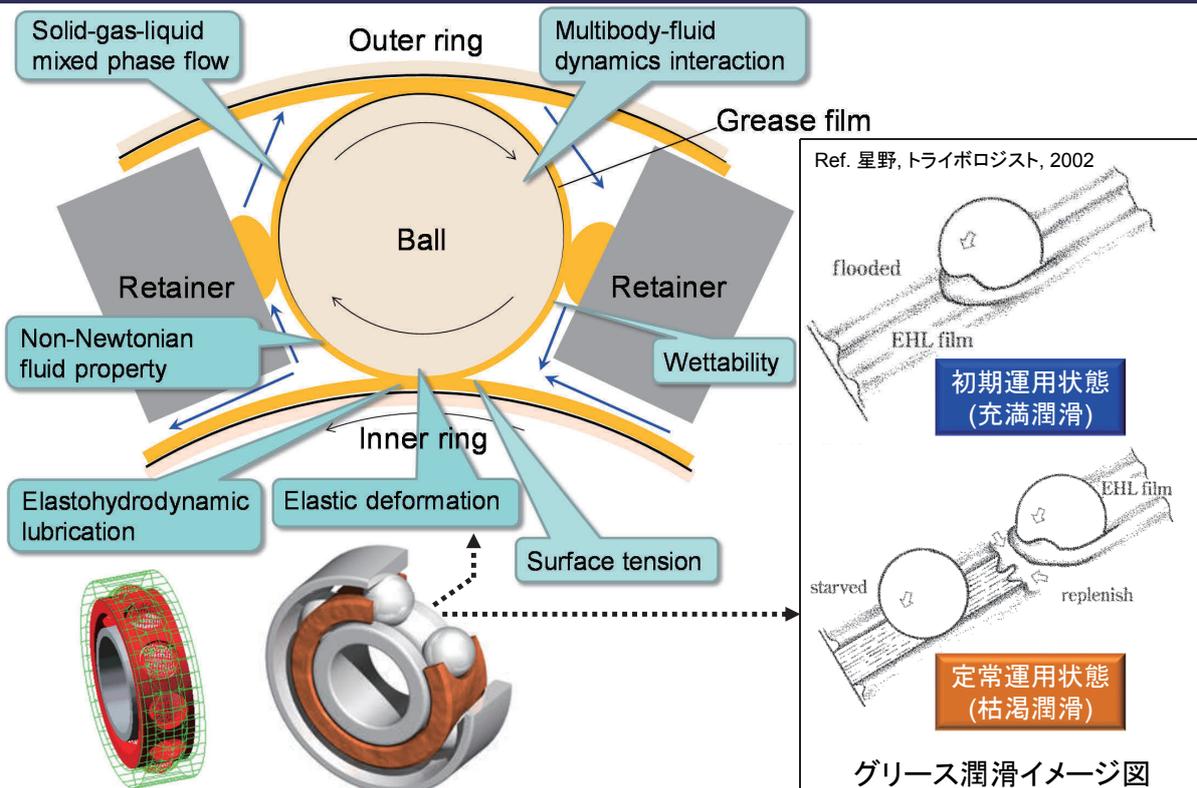
数値シミュレーション技術への期待 軸受内のグリース挙動解析の確立

- 転がり軸受内のマクロなグリース挙動の把握
- 潤滑部(弾性流体潤滑)近傍のグリース挙動と軸受トルクの把握
- 長寿命化、低擾乱化、低トルク化を実現する新たな設計提案

4. 研究の変遷

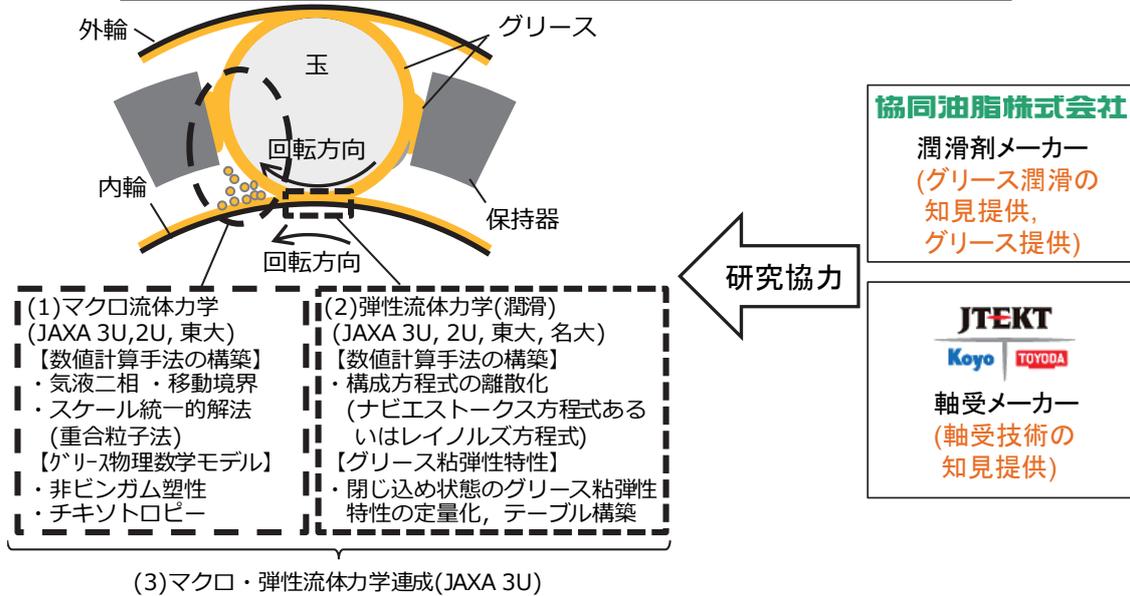


5. 転がり軸受内グリース流れ解析で考慮すべき物理現象



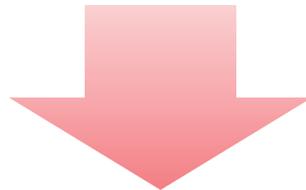
6. 研究体制

- ✓ 数値計算、トライボロジー、流体力学と、専門の異なるメンバーが集まるAll Japanの研究体制を構築。
- ✓ 科研費採択(研究期間2017～2019年度)。
- ✓ 第一段階として、グリースのマクロな挙動の解析技術を構築。



7. 研究目的

宇宙機の長寿命化(低トルク化、低擾乱化含む)に向けた
 転がり玉軸受内のグリース挙動解析技術の構築



本発表では、研究の第一段階として実施した以下の項目について報告する。:

- ①グリースマクロ挙動の把握と検証データの取得
 → グリースダム崩壊実験
- ②グリースマクロ挙動のCFD解析技術構築
 → 粒子(MPS)法ベースの基本ソルバー構築

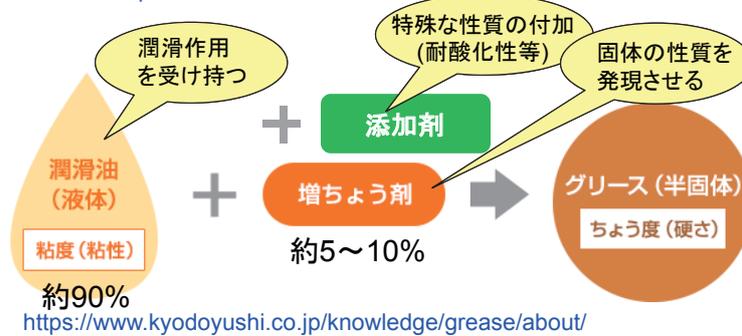
8. グリースの特徴

グリースの定義(JIS):

潤滑油中に増ちょう剤を分散させて半固体または固体状にしたもの。
 特殊な性質を与える他の成分(添加剤)が含まれる場合もある。



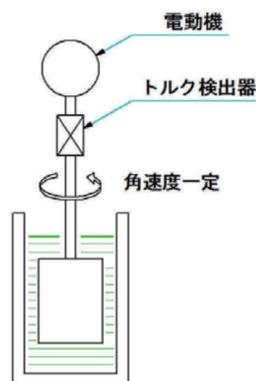
<http://www.kure.com/lubrication/>



9. 供試グリースの流動特性

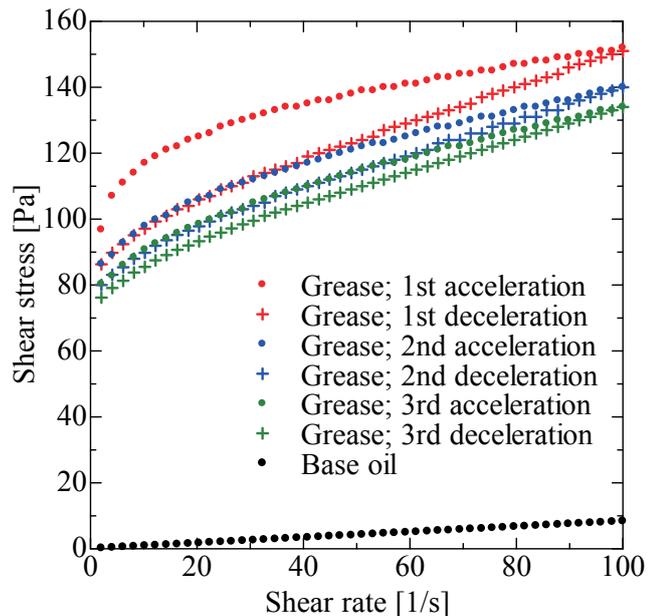


供試グリース



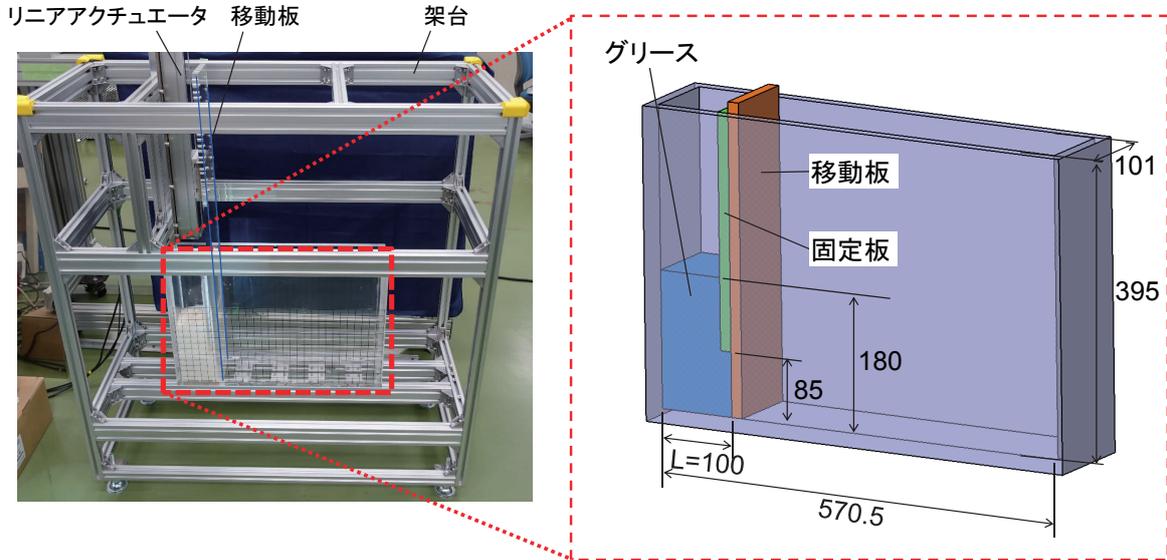
回転式粘度計

- ・増ちょう剤: リチウム石けん
- ・基油: 合成炭化水素油
- ・基油密度: 870 kg/m³
- ・基油動粘度(40°C): 47.7 mm²/s



- ✓ 降伏応力(塑性)を有する
- ✓ せん段ひずみ速度依存性を有する
- ✓ 時間依存性(チキソトロピー)を有する

10. グリースダム崩壊実験の概要



- グリースをよく攪拌して充填した後、約30分後に試験を実施
- 移動板を除去した後の崩壊の様子を高速度カメラで撮影

11. 数値計算手法; Moving Particle Simulation(MPS)法

支配方程式: **非圧縮性Navier-Stokes方程式**

音速と圧力
の関係式
(微圧縮性を仮定)

$$\frac{dp}{d\rho} = c^2$$

(注: c は音速, p は圧力, ρ は密度)

$$\Delta t \leq C_D \frac{l^2}{\nu}$$

(注: Δt と拡散数 C_D , l は粒子径, ν は粘性係数)

運動量保存式

$$\frac{D\vec{u}}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla \cdot (p\vec{I}) + \frac{\mu(\dot{\gamma})}{\rho} \nabla^2 \vec{u} + \frac{2\bar{S}}{\rho} \nabla \mu(\dot{\gamma}) + \vec{g}$$

(注: $\frac{D}{Dt}$ は時間微分, $\mu(\dot{\gamma})$ は粘性係数, $\nabla \mu(\dot{\gamma})$ は速度勾配テンソル, \vec{g} は平均せん断速度と外力項(重力))

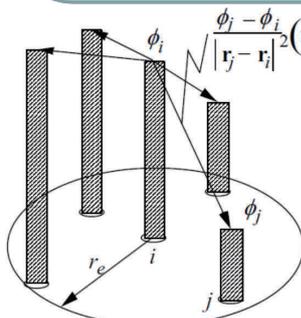


図2 勾配モデル

空間微分を“粒子間相互作用モデル”で表現

グラディエントモデル

$$\langle \nabla \phi \rangle_i = \frac{d}{n^0} \sum_{j \neq i} \frac{\phi_j - \phi_i}{|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|^2} (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i) w(|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|)$$

(注: w は重み関数)

ラプラシアンモデル

$$\langle \nabla^2 \phi \rangle_i = \frac{2d}{\lambda n^0} \sum_{j \neq i} [(\phi_j - \phi_i) w(|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|)]$$

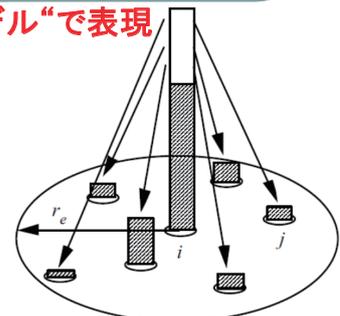


図3 ラプラシアンモデル

越塚, “粒子法による流れの数値解析,” ながれ, 2002.

12. グリース粘性係数のモデル化

- ✓ 不動状態を高粘度でモデル化し、塑性とひずみ速度依存性を考慮
- ✓ 時間依存性(チキントロピー)は非考慮

Bingham-Papanastasiou model

- 1987年に提案された修正ビンガム流体モデル *Ref. Papanastasiou, J. of Rheology, 1987*
- 不動状態と流動状態を指数関数で滑らかに接続

$$\mu(\dot{\gamma}) = \eta_p + \frac{\tau_Y}{\dot{\gamma}} \left(1 - e^{-m|\dot{\gamma}|} \right)$$

降伏応力
応力成長指数

塑性粘度
平均せん断速度

where

平均せん断速度

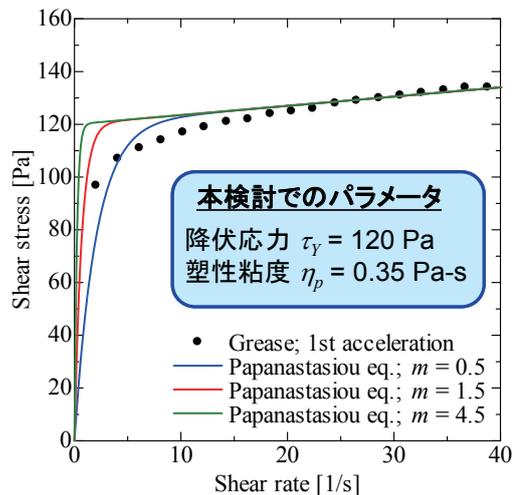
$$\dot{\gamma} = \sqrt{2\Pi_D}$$

$$\Pi_D = \frac{1}{2} D_{ij} : D_{ij}$$

$$= D_{xx}^2 + D_{yy}^2 + D_{zz}^2 + 2(D_{xy}^2 + D_{yz}^2 + D_{zx}^2)$$

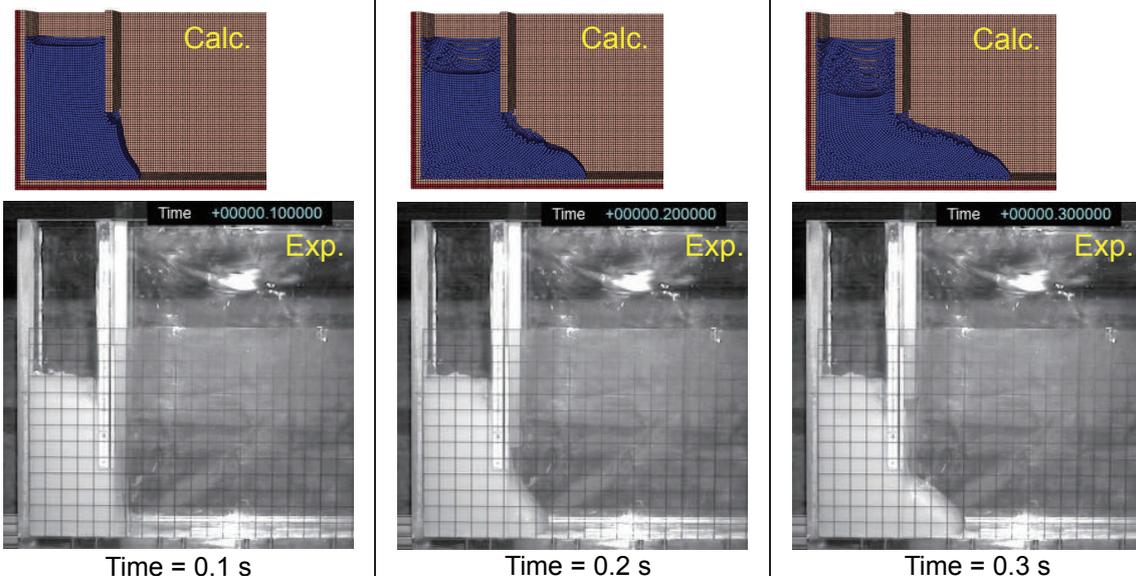
速度勾配テンソル

$$D_{ij} = \begin{bmatrix} D_{xx} & D_{xy} & D_{xz} \\ D_{xy} & D_{yy} & D_{yz} \\ D_{xz} & D_{yz} & D_{zz} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$$



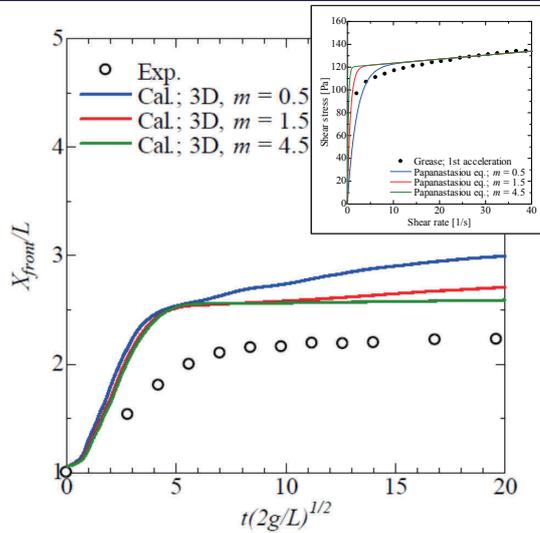
※“1回目増速”時の計測値をモデル化

13. ダム崩壊の様子



- 稼働板を除去するとともにグリース柱が崩壊を開始。
- グリースは流動開始からブーツ状となり流動停止。ブーツ状となる現象は解析と試験で一致。

14. ダム崩壊の前縁部移動履歴



3D計算での応力成長指数 m の影響評価

- 応力成長指数 m の調整で後半の崩壊速度は調整可能
- 崩壊時の速度や減速時の位置が合わない
 - ➔ グリース粘度モデルの選定&改良、不動状態(固体)の計算が課題

15. まとめ

- 宇宙機の長寿命化(低トルク化、低擾乱化含めて)に向けた転がり玉軸受内グリース挙動数値解析技術の必要性和課題、今後の展望について説明した。
- 研究の第一段階として、マクログリース挙動の把握と数値解析手法の検証のための「グリースダム崩壊実験」について説明した。
- MPS法をベースとしたグリースマクロ流れ解析手法を構築し、「グリースダム崩壊実験」との比較結果と今後の課題を示した。

- ✓ グリース流動(粘度)特性のモデル化(特に低ひずみ速度域)
- ✓ 不動状態のモデル化(弾塑性:変位と応力の関係)
- ✓ 弾性流体潤滑のモデル化(粘度の圧力依存性、固体弾性変形)
- ✓ 流体-機構連成

etc ...



文書番号:08E1-B-18-015

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム
「産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー」

軸受メーカーにおける接触摩擦研究の 取り組みと数値計算に対する期待

株式会社 ジェイテクト
研究開発本部
解析技術研究部
春山 朋彦

JTEKT CORPORATION

本日の内容



1. ジェイテクトの軸受製品と接触摩擦研究
各軸受製品と潤滑状態計測概要
2. グリース潤滑玉軸受の事例
蛍光粒子によるグリース流動可視化
(内容: 春山, 澤田, 南里, トライボロジー会議2016 秋 新潟, B34
春山, 澤田, トライボロジー会議2017 春 東京, E13)
3. 油潤滑円すいころ軸受の事例
PIV法による流速分布計測
(内容: 春山, 南里, 戸田, トライボロジー会議2016 春 東京, A13)
4. まとめと数値計算に対する期待

JTEKT CORPORATION

1. ジェイテクトの軸受製品と潤滑



<p>モータ用</p> <p>HV/EV用軸受 事務機器用軸受</p>	<p>駆動部品用</p> <p>低トルク 円すいころ軸受</p>
<p>ホイール用</p> <p>駆動輪用 ハブユニット</p>	<p>鉄道車両用</p> <p>車軸用軸受</p>

出展: <https://koyo.jtekt.co.jp/>

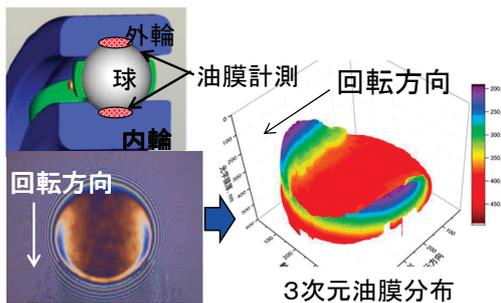
製品の要求性能により、**グリース潤滑**と**油潤滑**がある

JTEKT CORPORATION

1. ジェイテクトの軸受製品と潤滑(弊社の計測技術)

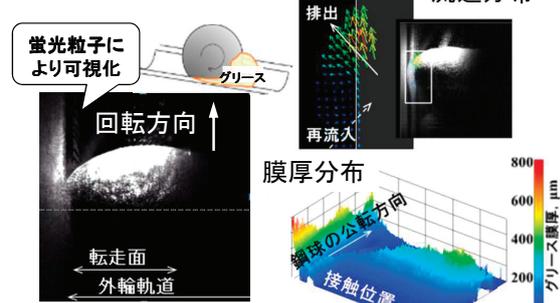


◇玉軸受:3波長光干渉法



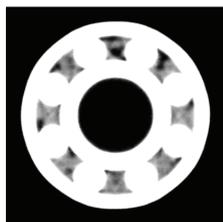
村田ら, トライボロジー会議2016春東京, B11

◇玉軸受:蛍光法



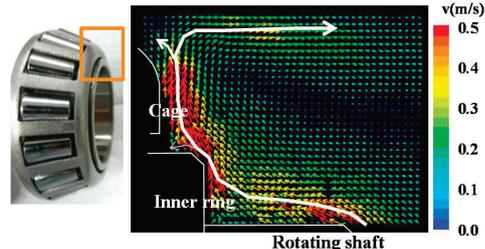
春山ら, トライボロジー会議2017春東京, E34

◇転玉軸受:X線CT計測



試験軸受6204, 産業用X線CT使用

◇円すいころ軸受:PIV法



春山ら, トライボロジー会議2016春東京, A13

JTEKT CORPORATION

本日の内容



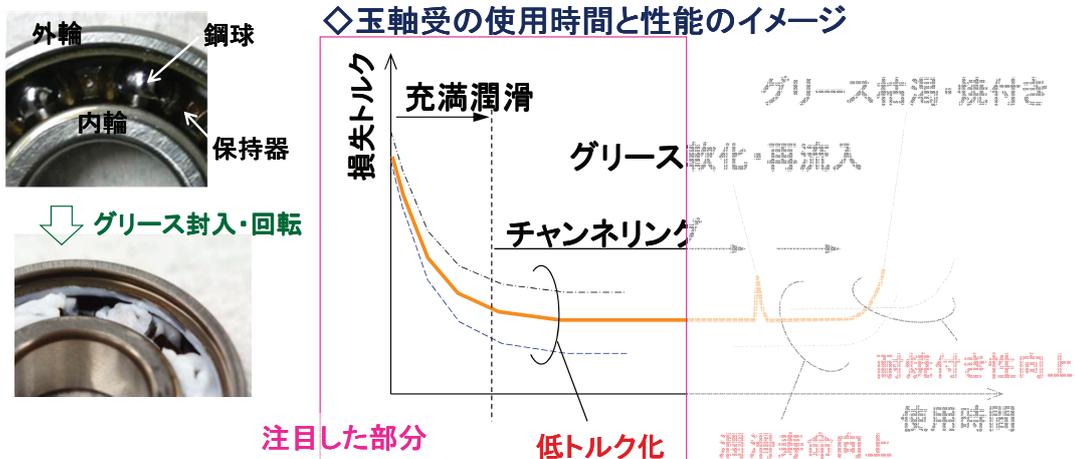
1. ジェイテクトの事業領域と接触摩擦研究
各軸受製品と潤滑状態計測概要
2. グリース潤滑玉軸受の事例
蛍光粒子によるグリース流動可視化
(内容: 春山, 澤田, 南里, トライボロジー会議2016 秋 新潟, B34
春山, 澤田, トライボロジー会議2017 春 東京, E13)
3. 油潤滑円すいころ軸受の事例
PIV法による流速分布計測
(内容: 春山, 南里, 戸田, トライボロジー会議2016 春 東京, A13)
4. まとめと数値計算に対する期待

JTEKT CORPORATION

2. グリース潤滑玉軸受の事例(着目点)



転がり玉軸受の低トルク化や潤滑寿命向上を目的とし、
グリースや保持器の開発が行われている



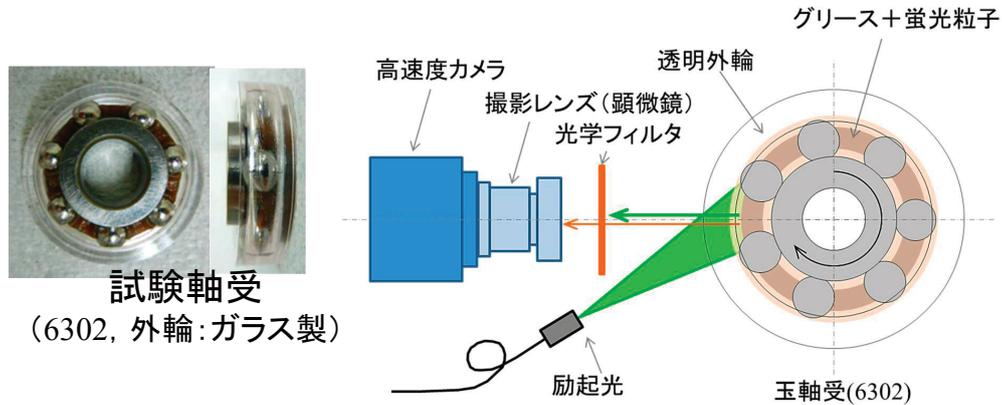
回転トルクが安定化する現象を明らかにする

JTEKT CORPORATION

2. グリース潤滑玉軸受の事例(計測システム)



軸受を回転させ、可視化と同時に損失トルクを計測



グリース可視化計測システム

試験軸受	6302, d15 × D42 × B13
高輝度光源	レーザ(532nm), 5W, CW
高速度カメラ	FASTCAM SA-Z (1024 × 1024pixel)

JTEKT CORPORATION

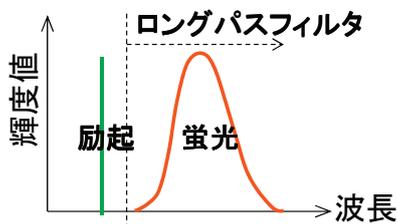
2. グリース潤滑玉軸受の事例(可視化原理)



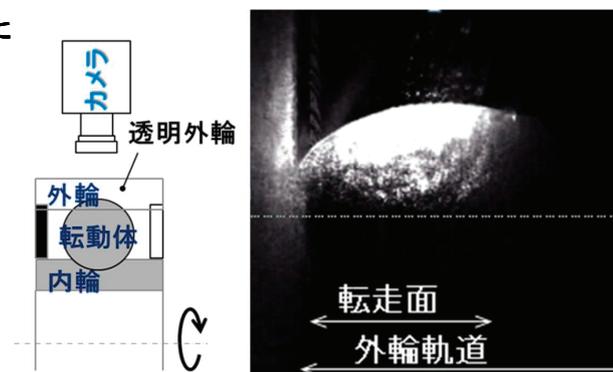
蛍光粒子とレーザ光を利用し、表面反射とグリースを分離

○ 蛍光粒子とその特性

粒子: 蛍光物質を樹脂で固めた



蛍光物質	Rhodamine B
樹脂	アクリル樹脂
平均粒径	15μm



撮影方向: 外輪

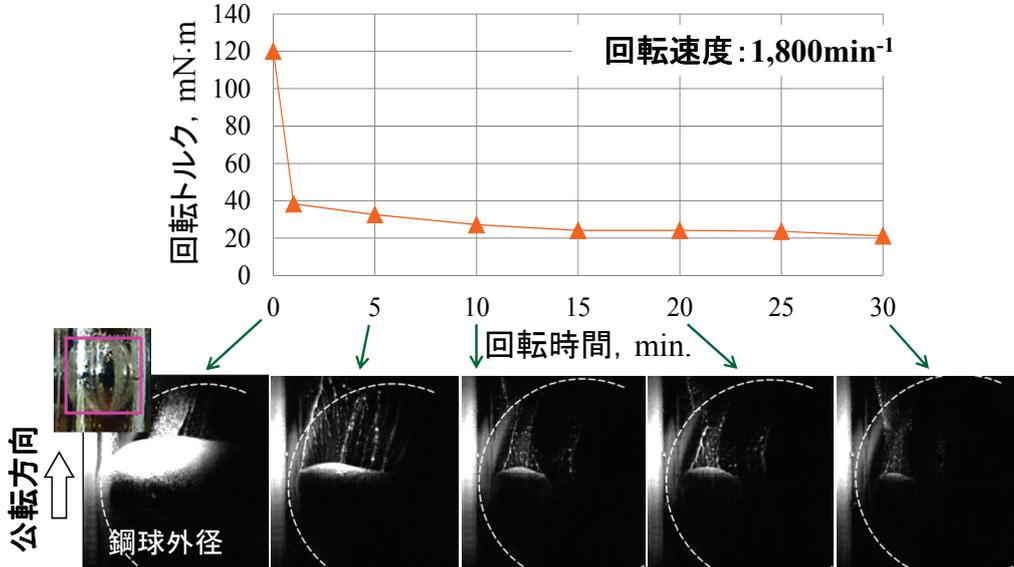
グリースを可視化
 連続撮影によりグリース移動を観察

JTEKT CORPORATION



2. グリース潤滑玉軸受の事例(計測結果)

軸受回転トルクとグリース分布を同時計測



グリース分布変化が回転トルク変化の一因

2. グリース潤滑玉軸受の事例(流速分布)

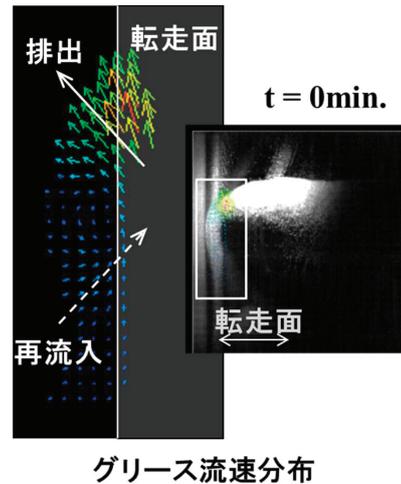
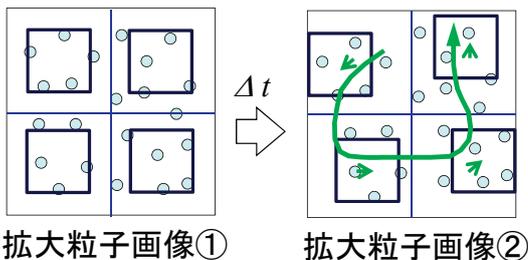


画像処理を応用し、蛍光粒子移動量を計算(PIV法)

相関係数の計算式

$$R_{fg}(\Delta X, \Delta Y) = \frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \{f(X_i, Y_j) - f_n\} \{g(X_i + \Delta X, Y_j + \Delta Y) - g_n\}}{\sqrt{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \{f(X_i, Y_j) - f_n\}^2 \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \{g(X_i + \Delta X, Y_j + \Delta Y) - g_n\}^2}}$$

($f(X, Y)$: 時刻 t の輝度値, f_n : $f(X, Y)$ の平均値,
 $g(X, Y)$: 時刻 $t + \Delta t$ の輝度値, g_n : $g(X, Y)$ の平均値)



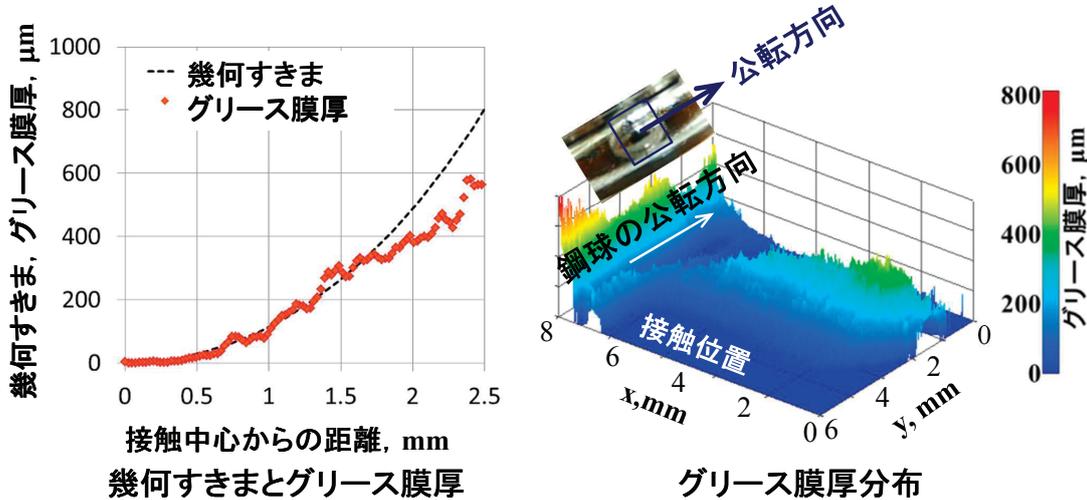
グリース流速分布

軸受回転中のグリース流速分布を計測
 ⇒グリースの排出・再流入現象を確認

2. グリース潤滑玉軸受の事例(膜厚計測)



蛍光輝度値から、グリース膜厚を換算(In-site)



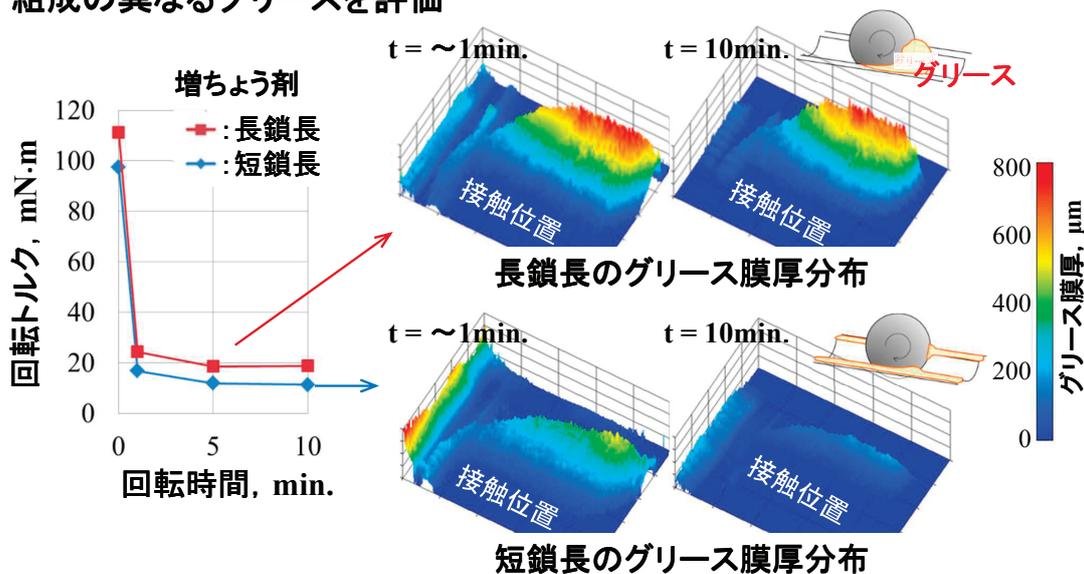
軸受回転中のグリース膜厚分布を計測
 鋼球がグリースを押しつけることで損失発生

JTEKT CORPORATION

2. グリース潤滑玉軸受の事例(開発への活用)



組成の異なるグリースを評価



低トルクメカニズムを解明 ⇒ 低トルク・長寿命軸受の開発に活用

JTEKT CORPORATION

本日の内容



1. ジェイテクトの事業領域と接触摩擦研究
各軸受製品と潤滑状態計測概要
2. グリース潤滑玉軸受の事例
蛍光粒子によるグリース流動可視化
(内容: 春山, 澤田, 南里, トライボロジー会議2016 秋 新潟, B34
春山, 澤田, トライボロジー会議2017 春 東京, E13)
3. 油潤滑円すいころ軸受の事例
PIV法による流速分布計測
(内容: 春山, 南里, 戸田, トライボロジー会議2016 春 東京, A13)
4. まとめと数値計算に対する期待

JTEKT CORPORATION

3. 油潤滑円すいころ軸受の使用事例



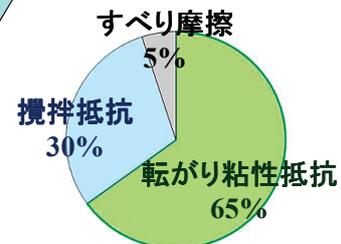
用途: デファレンシャル



出展: 弊社円すいころ軸受のカタログ



円すいころ軸受



軸受の損失割合

特徴

- ・油潤滑で使用
- ・大きなラジアル・アキシアル荷重を支えられる

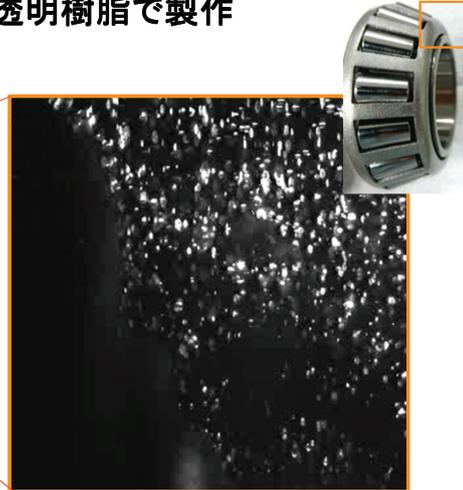
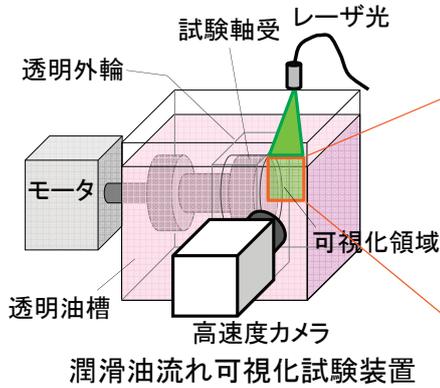
JTEKT CORPORATION

3. 油潤滑円すいころ軸受の事例(計測装置)



PIV法による計測では、流体を透視したい

⇒ 油槽と円すいころ軸受の外輪を透明樹脂で製作



円すいころ軸受回転中の様子
 (回転軸2,000min⁻¹)

表1 試験軸受

軸受	円すいころ軸受
内径, mm	35
軸受幅, mm	23.5
転動体数	16

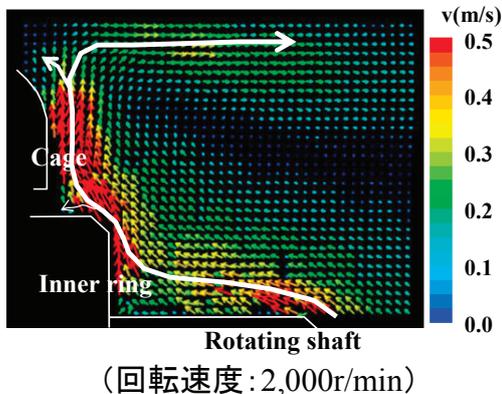
JTEKT CORPORATION

3. 油潤滑円すいころ軸受の事例(計測と解析)

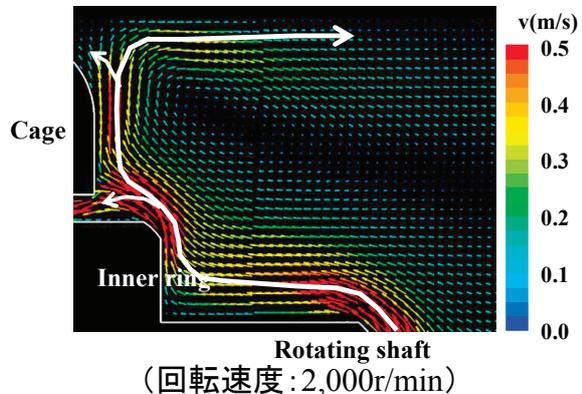


PIV法による流速分布と流体解析による流速分布を比較
 (解析には汎用の熱流体解析ソフトを利用)

◇計測(PIV法)



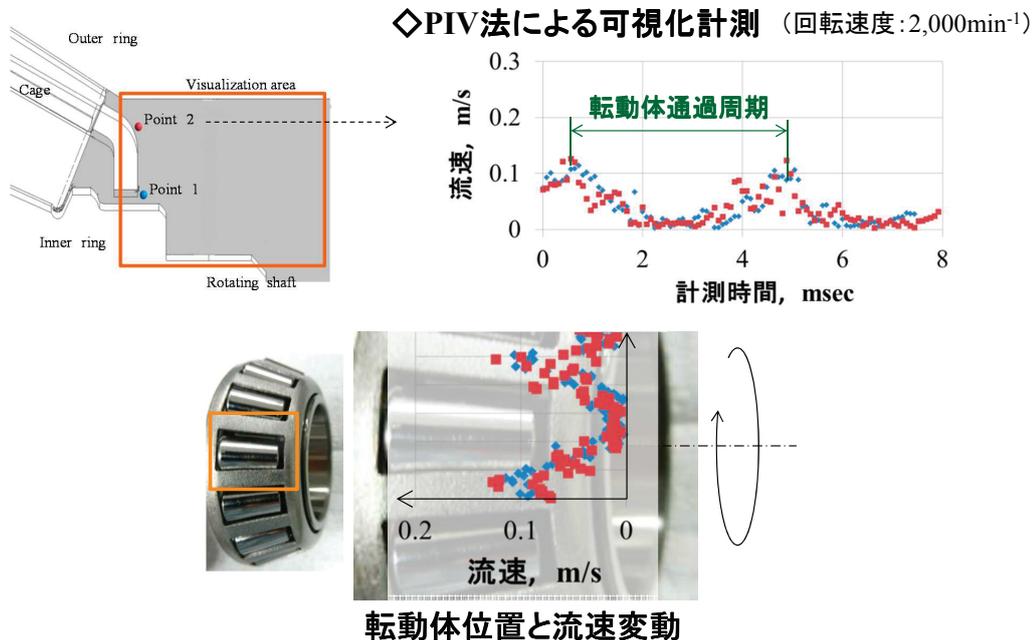
◇解析



潤滑油は2ヶ所から軸受へ入っていく
 ⇒ すき間や形状により潤滑状態が変化

JTEKT CORPORATION

3. 油潤滑円すいころ軸受の事例(流速変動)



転動体通過周期で流速が変化 ⇒ 攪拌状態を計測

JTEKT CORPORATION

4. まとめと数値計算に対する期待



軸受の潤滑には油潤滑とグリース潤滑があり、
損失トルクや潤滑寿命には潤滑剤の流動が大きく影響

・グリース潤滑玉軸受

蛍光粒子とPIV法を組合わせて、グリースの流動を計測

⇒グリースの流動をコントロールし、低トルク化、長寿命化へ

・油潤滑円すいころ軸受

PIV法を用いて、流速分布計測を行い、解析との比較も実施

⇒潤滑油の流入量をコントロールし、低トルク化、低昇温化へ

◇数値計算に対する期待

- ・マルチスケール(現状はマイクロ、マクロで解法が異なる)
- ・マルチフィジックス(挙動、応力、熱 ⇒ 潤滑剤劣化と表面損傷の解析)
- ・設計者が使用可能(検討に使用可能な計算時間)

JTEKT CORPORATION

2018年1月22日 東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム
産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー

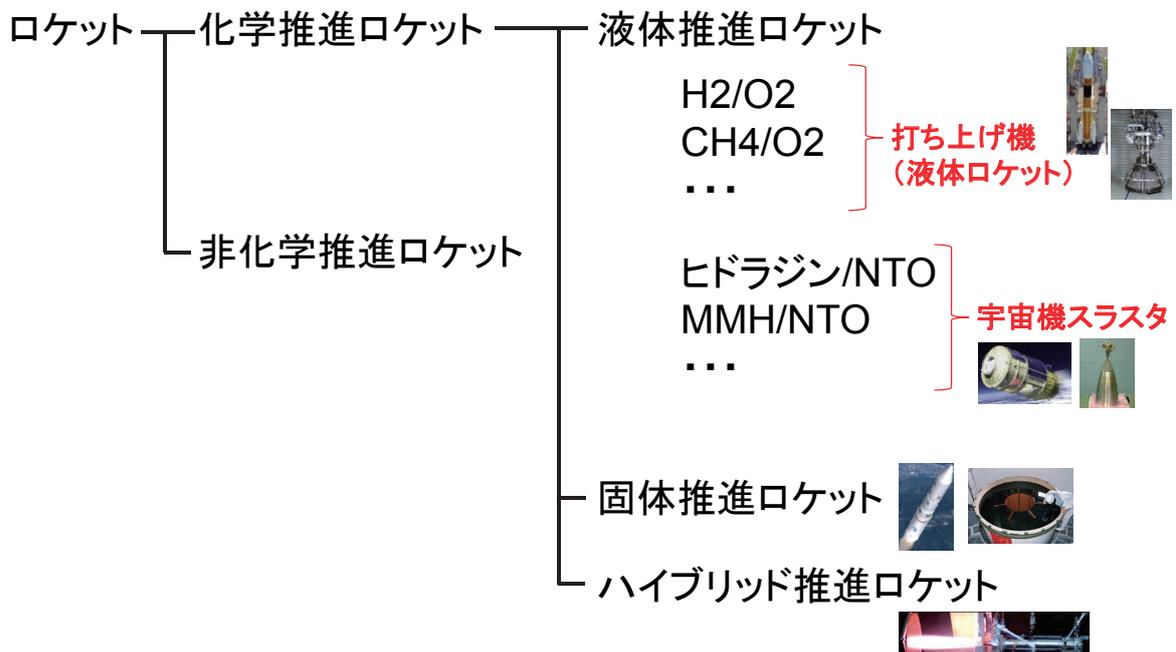
反応性熱流動グループ成果概要

大門優(宇宙航空研究開発機構 研究開発部門)

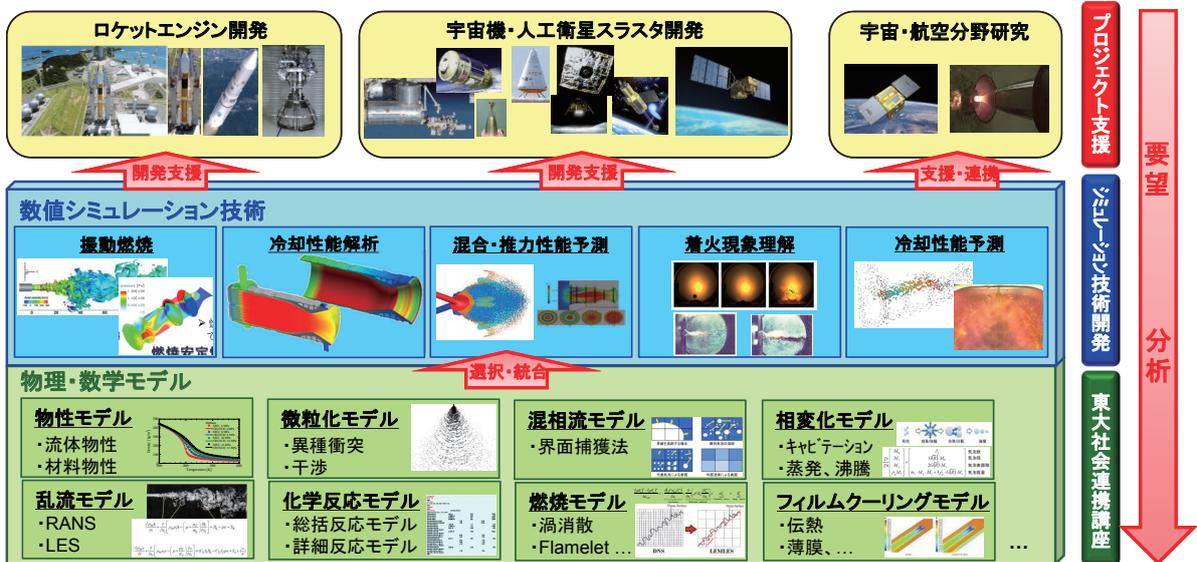
JAXA's Engineering Digital Innovation Center
Japan Aerospace Exploration Agency



ロケットの種類と研究対象範囲

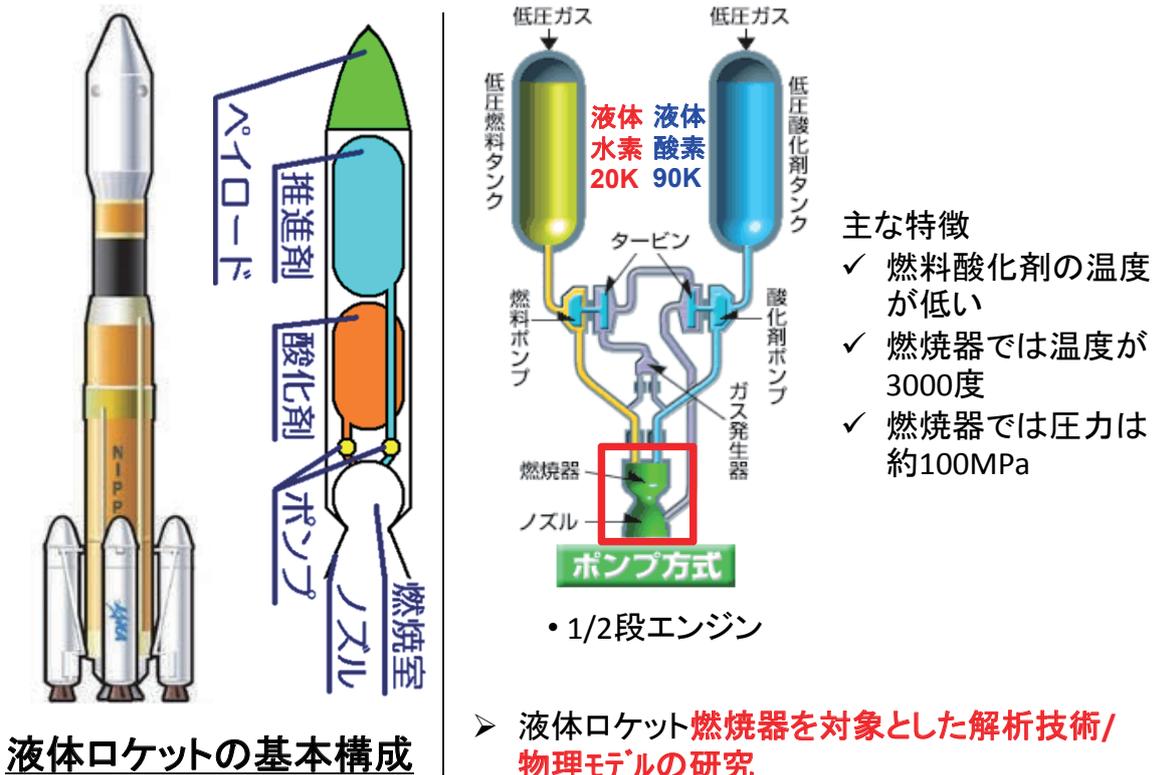


反応性熱流動研究の進め方と役割分担



- ① プロジェクト支援を通して要望を知ること、開発現場に必要な技術を選定
- ② 複雑現象を連携講座にて分析することで必要な物理・数学モデルの研究を実施
- ③ 完成した物理・数学モデルを解析技術に反映することで、プロジェクトに貢献

液体ロケットエンジンの基本構成と研究対象

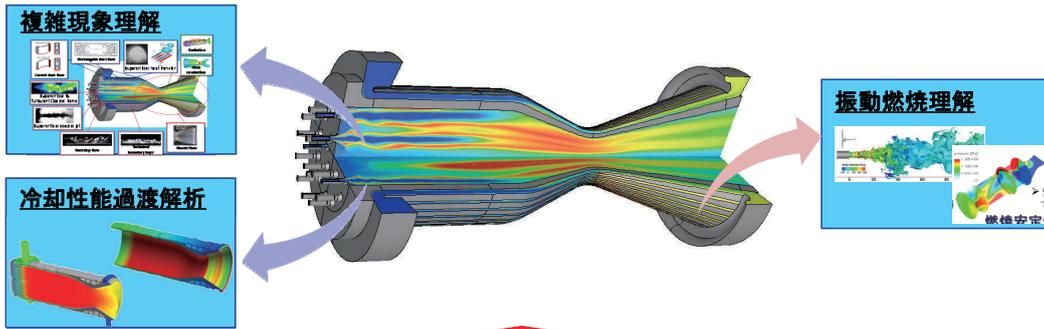


液体ロケット燃焼目指す技術

【将来像】

- ✓ 設計パラメータ感度を持った性能・寿命評価解析を実現し、上流設計に適用
- ✓ 振動燃焼など非定常燃焼挙動の解明し、高信頼なエンジン開発に貢献
- ✓ 現象理解に基づいた設計クライテリアの再評価と新規コンセプトの創出 etc.

【5年前不可能だった解析技術】

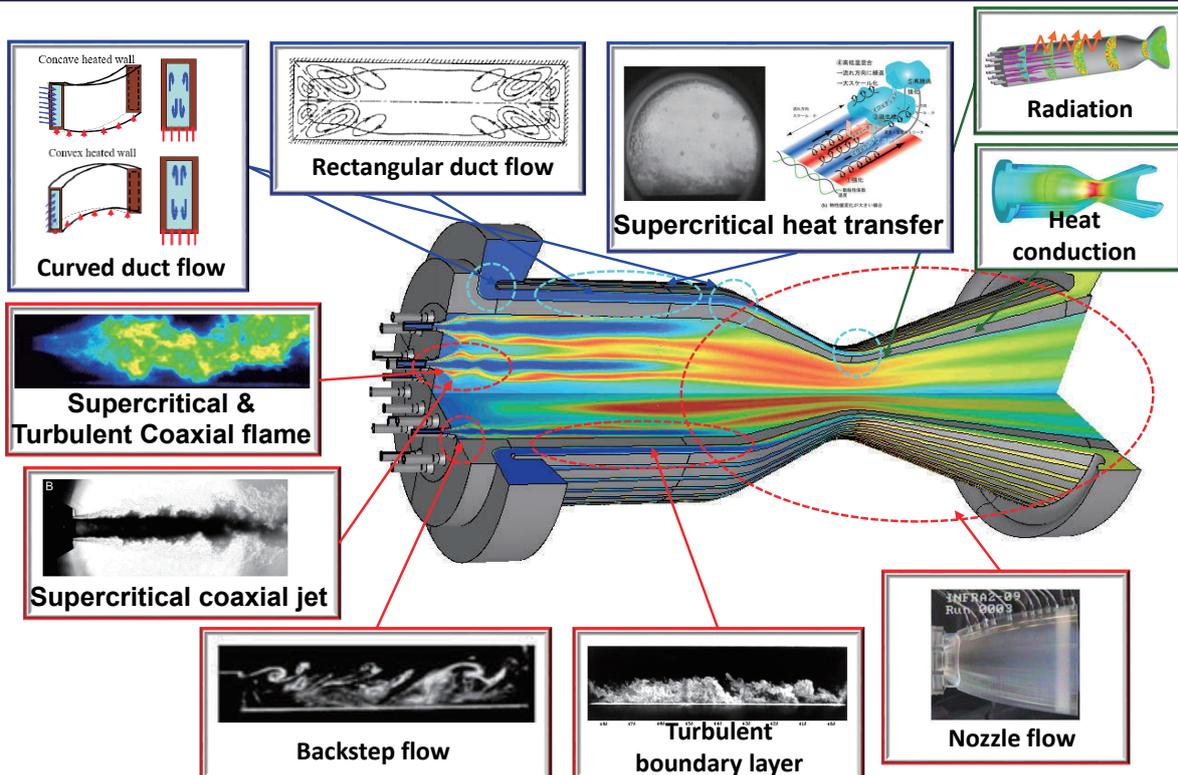


【東大社会連携講座】

理解促進・選択・統合

反応 <ul style="list-style-type: none"> ・反応モデル ・化学種バンドル ・数値解法 etc 	亜臨界燃焼 <ul style="list-style-type: none"> ・噴霧燃焼 ・亜臨界物性 ・相変化 ・数値解法 etc 	超臨界燃焼 <ul style="list-style-type: none"> ・拡散燃焼? ・超臨界物性 ・乱流燃焼 ・数値解法 etc.
--	--	---

液体ロケット燃焼器物理的特徴(考慮すべき物理現象)

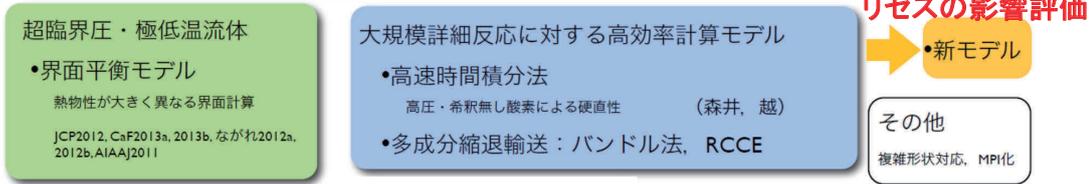


ロードマップと5年間で実現できたこと



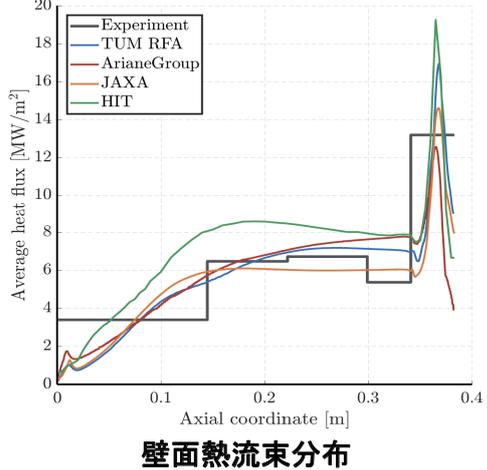
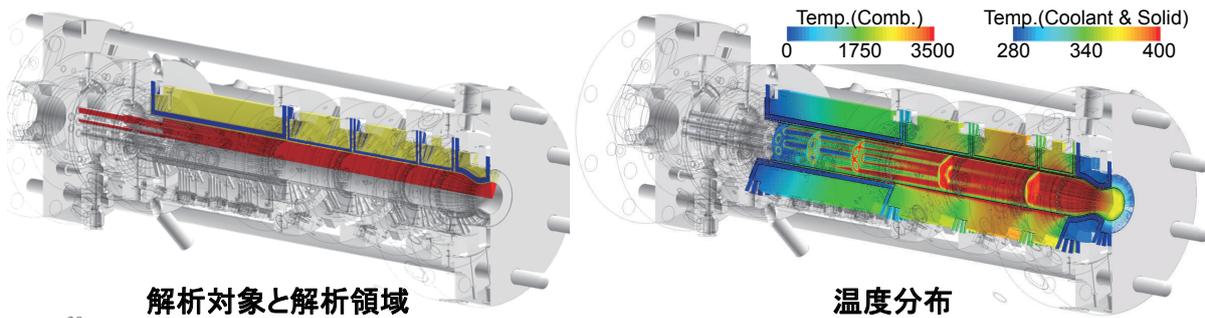
超臨界・遷臨界燃焼現象に対する反応性熱流体解析技術
 Superiority: 詳細反応機構, 乱流燃焼, 圧縮性, 非理想性, 流体高次精度

2013 → 2015 → 2017



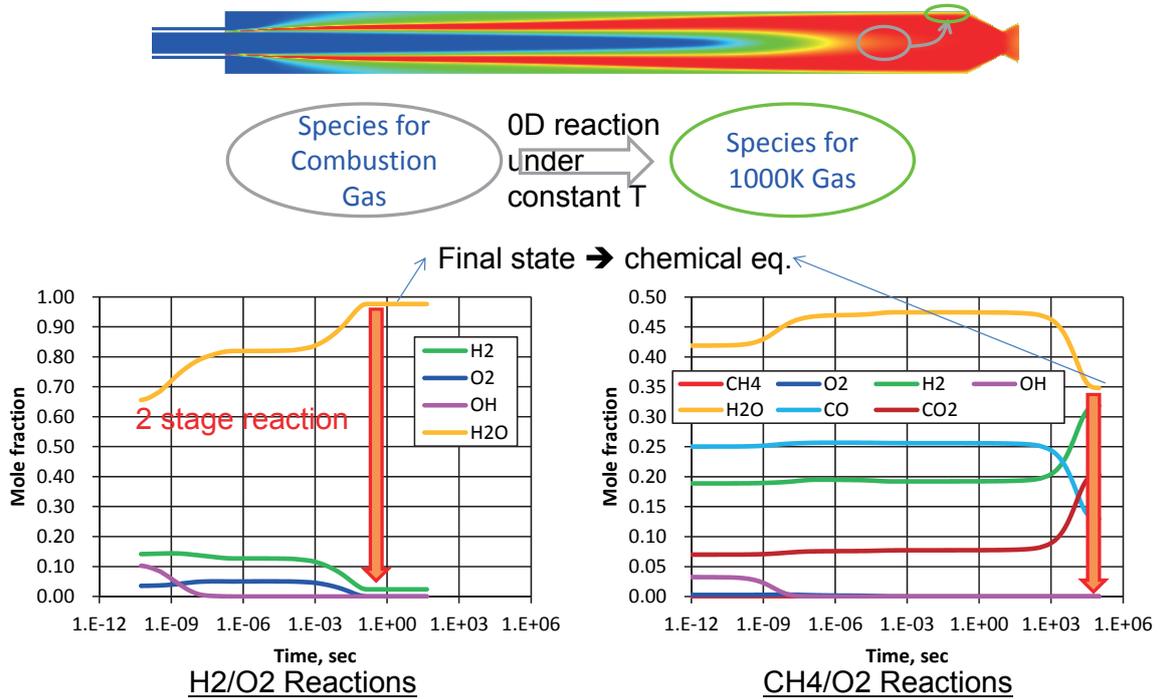
- 高速時間積分法、化学種バンドル法、詳細反応モデルの縮退により、着火などが重要である場であっても燃焼解析が可能に(メタン、ヒドラジン、モノメチルヒドラジン)
- フレームレットを導入することで、マルチエレメント振動燃焼解析が可能に
- 連成解析を実現したことで、再生冷却性能、フィルムクーリング性能を予測可能に

メタン酸素マルチエレメント燃焼/冷却連成解析



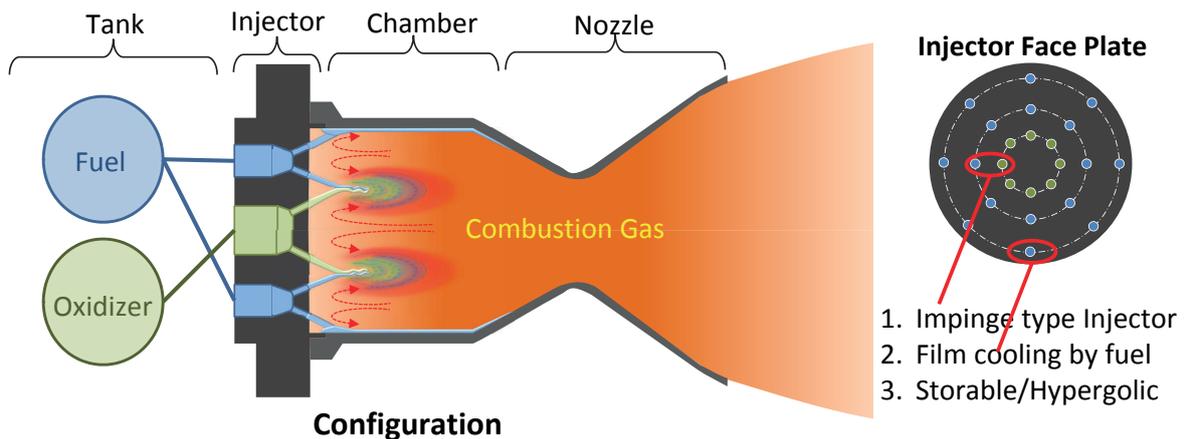
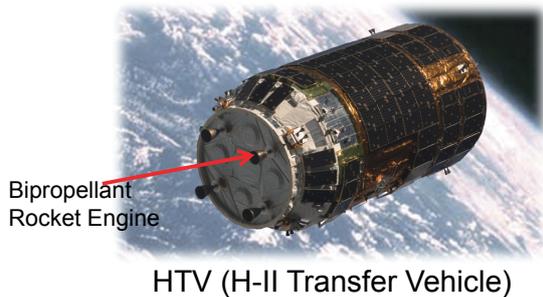
- メタン酸素マルチエレメント燃焼/冷却連成解析を実現
- 壁面熱流束の予測精度5%以内
- 参加6チーム中(ドイツ3、中国2、日本1、そのうち2チーム棄権)最高予測精度を達成
- 予測精度が高い理由は？

詳細反応が必要な理由 H₂/O₂ と CH₄/O₂ の比較



✓ CH₄/O₂反応系では、壁面近傍にて起こる有限時間の化学反応を考慮する必要がある。

宇宙機スラスタの基本構成と研究対象

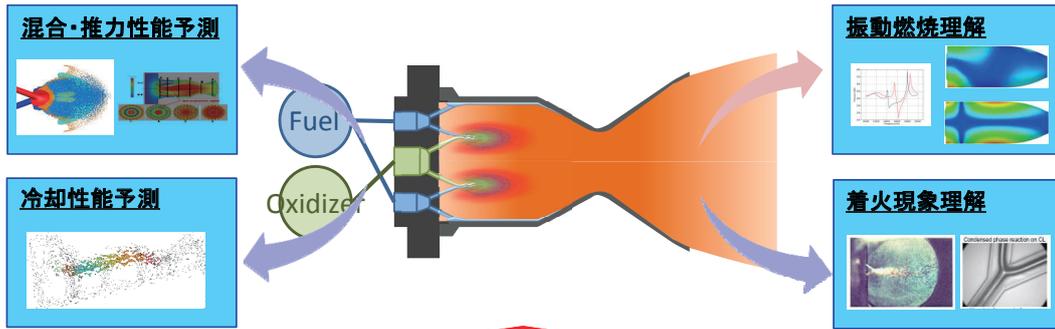


宇宙機スラスタ燃焼目指す技術

【将来像】

- ✓ 設計パラメータ感度を持ったスラスタ性能予測解析を実現し、上流設計に適用
- ✓ 振動燃焼や着火問題等非定常燃焼挙動の解明し、高信頼なエンジン開発に貢献
- ✓ パルス燃焼時におけるスラスタ熱解析を実現し、上流設計に適用 etc.

【5年前不可能だった解析技術】

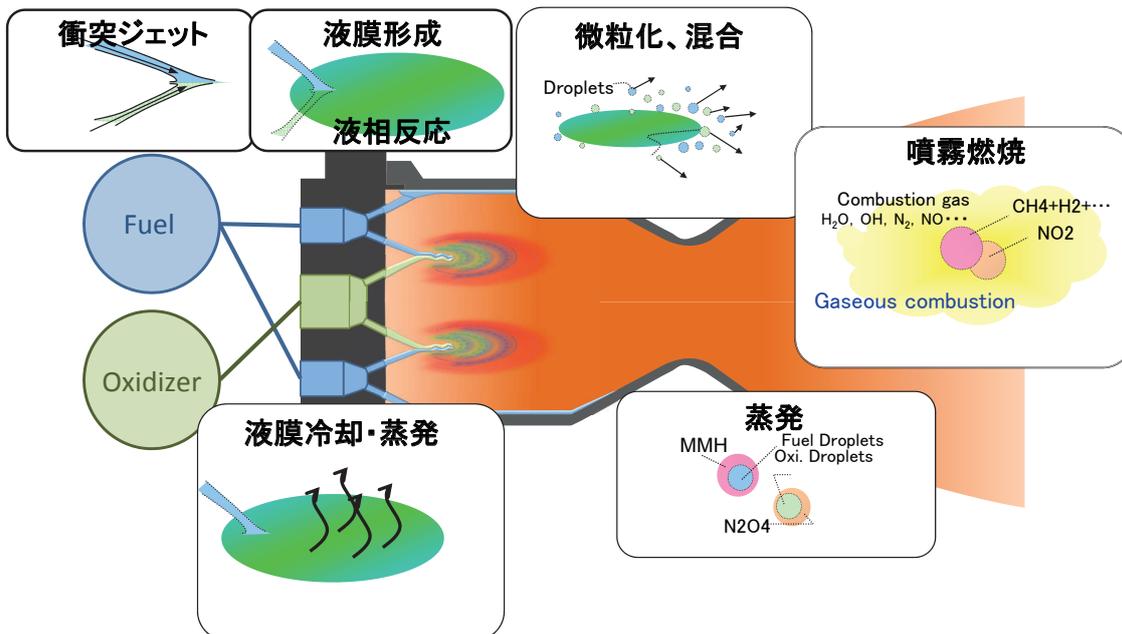


【東大社会連携講座】

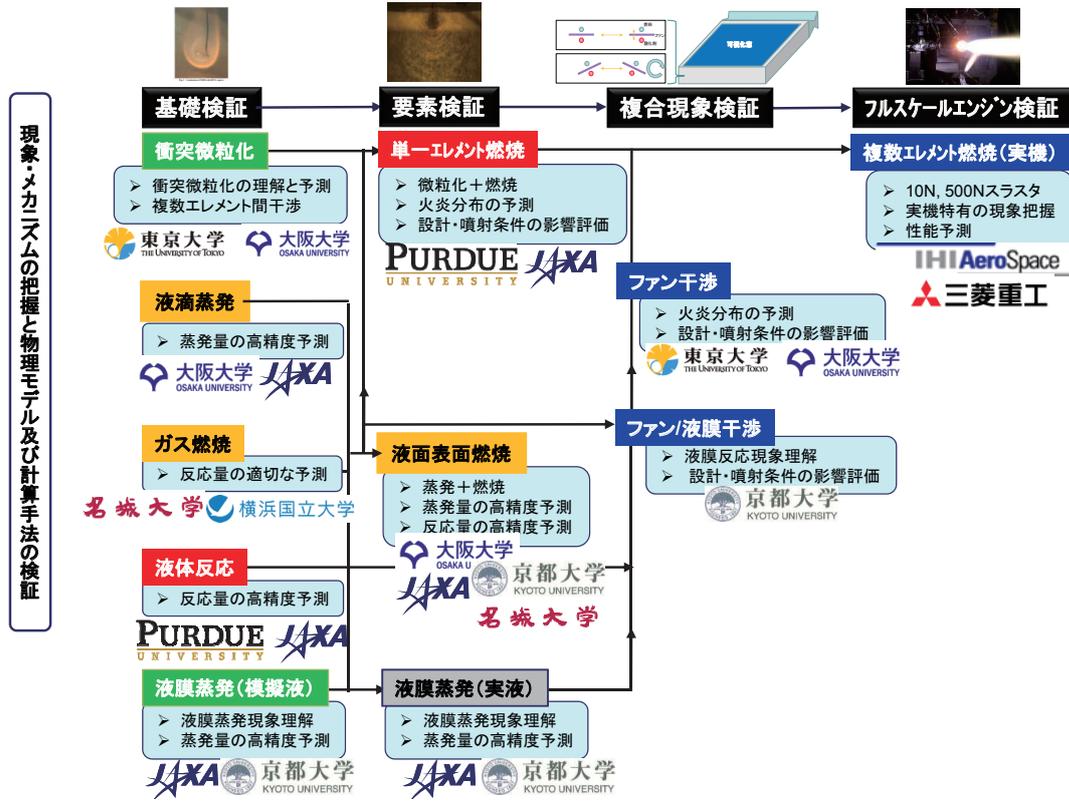
理解促進・選択・統合

微粒化 ・異種衝突 ・混相流 ・乱流 ・混合 etc.	反応 ・化学反応 ・液/液反応 ・自己分解 ・自己着火 etc.	噴霧燃焼 ・噴霧燃焼 ・乱流燃焼 ・相変化(蒸発) ・二相流取扱い etc.	フィルムクーリング ・境界層熱伝達 ・薄膜取扱い ・相変化 ・反応 etc.
---	--	--	--

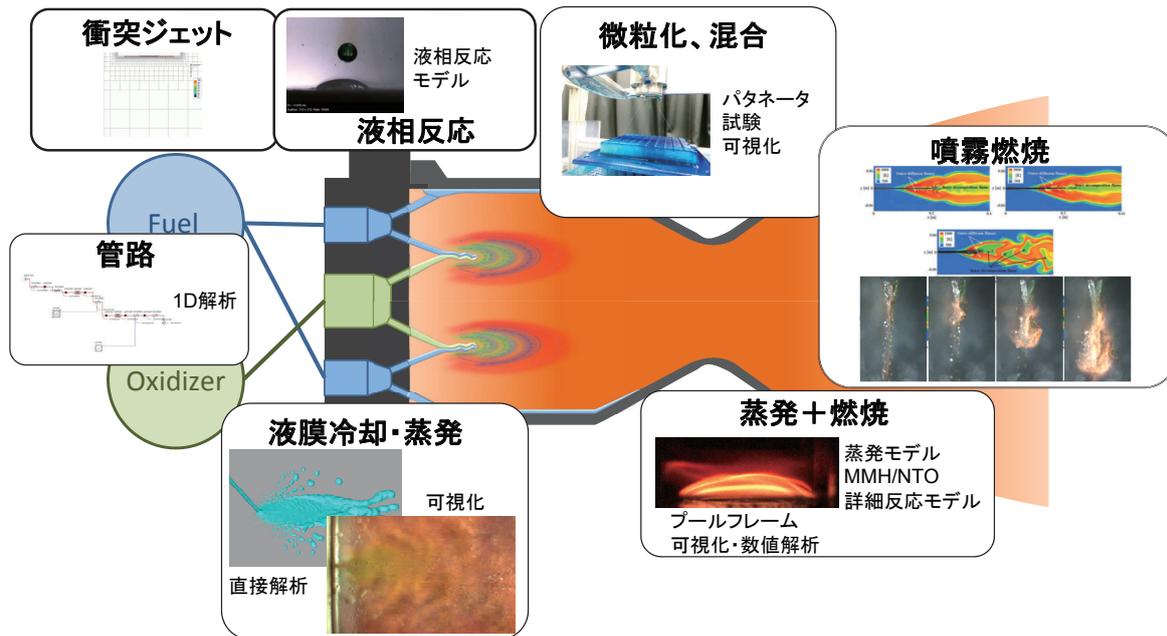
宇宙機スラスタ内部物理現象



現象把握と解析技術の検証のための研究戦略



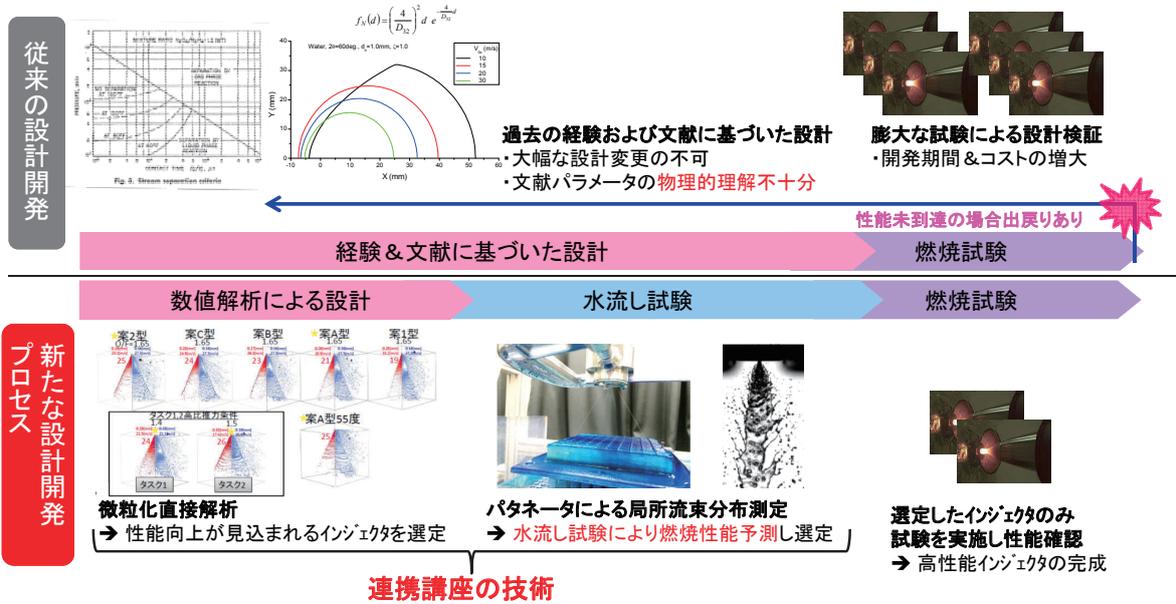
解析技術や物理モデル



噴霧、微粒化、燃焼統一解法開発中。。。

宇宙機スラスタ開発プロセスの革新(定常性能予測)

✓ 従来の燃焼試験・経験ベースのスラスタ設計プロセスを理論、解析、基礎試験によるプロセスへと革新したことで、設計手戻り低減および試作数削減によるコストの削減に貢献



まとめ

- 連携講座の課題設定、研究体制、取り組み例を紹介した。
- 連携講座を通じた活動で得られた主な成果について報告した。詳細は以後の発表にて。
 - 大規模詳細反応を考慮できる解析技術
→ 寺島先生
 - スラスタ性能予測に関する理論、実験技術
→ 井上先生
 - 2液スラスタ開発への適用
→ MHI 冷水様



大規模詳細反応機構を考慮可能な高効率流体解析手法

An efficient methodology for combustion flow simulations with large detailed chemical kinetic mechanisms

○寺島 洋史 (北海道大学)



社会連携講座 反応性熱流動研究グループ

2013年4月 - 2015年11月 社会連携講座 特任准教授

Backgrounds

- Understanding combustion flow fields of liquid rocket engines

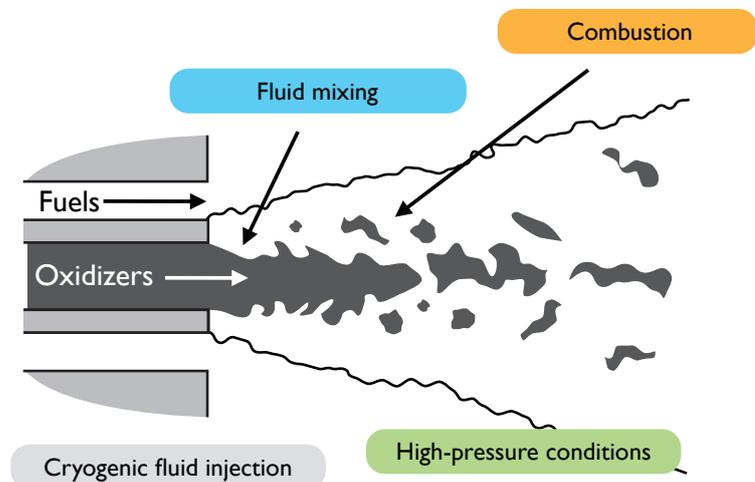


- CFD (Fluid dynamics) simulations
- Detailed chemical kinetics

▶ Combustion-related problems in developments



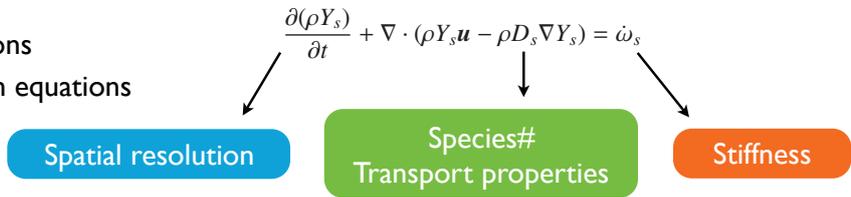
SSME injector damage



Schematic for flow fields of a coaxial jet in liquid rocket engines

Issues on CFD with detailed chemistry

- ▶ The Navier-Stokes equations
- ▶ Species-mass conservation equations



1) Stiffness in the chemical reaction equations

- A lot of species : $\Delta t = O(1) \sim O(-15)$ -- wide range of timescale
 - ▶ Time step size is usually determined by the fastest timescale
- This issue is the case even with small reaction mechanisms

$$\frac{dY_s}{dt} = \frac{\dot{\omega}_s}{\rho}, \quad \text{ODE}$$

$$\frac{dT}{dt} = -\frac{\sum_{s=1}^N e_s \dot{\omega}_s}{\rho c_v}$$

2) The number of chemical species

- The number of species to be advected; the cost proportional to the order of $O(N)$
- The cost for calculating the transport properties for mixture with the order of $O(N^2)$ required in conventional mixture models

$$\sum_i^N \sum_j^N \phi_{ij}$$

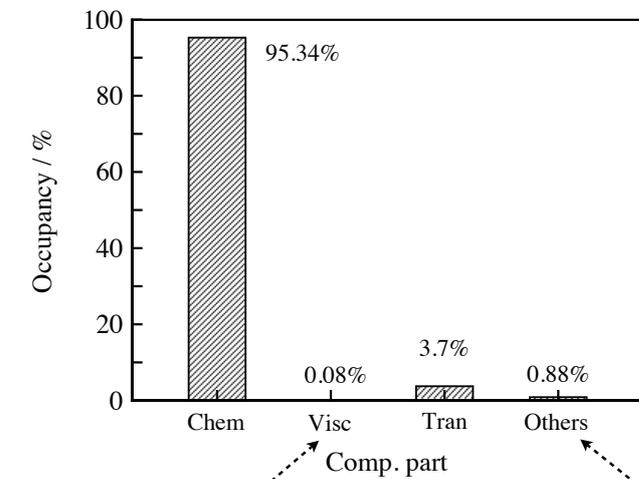
3) Spatial resolution

- The grid requirement may be severe due to the interaction between chemical species and fluids

Computational costs of various terms

- ▶ Estimated from computational results of a combustion problem with n-C₄H₁₀, 113 species

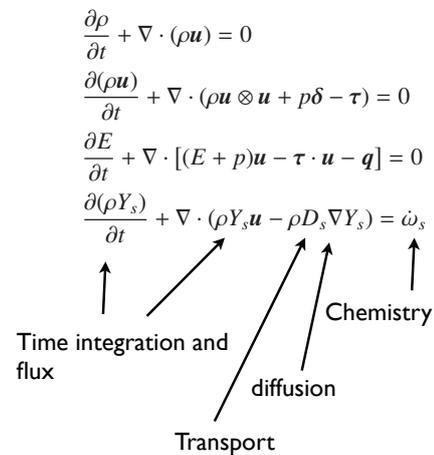
VODE ▶ a standard implicit ODE solver usually used for detailed chemistry



viscous, heat, and diffusion terms

flux, time integration for fluids and exchange part

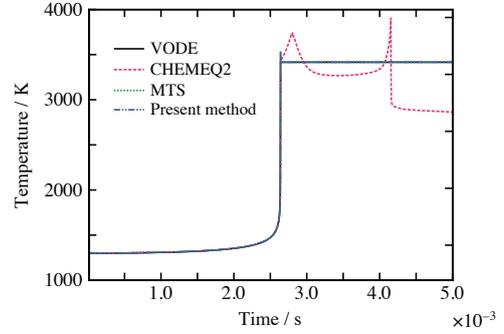
Occupancy of CPU times of each computational part



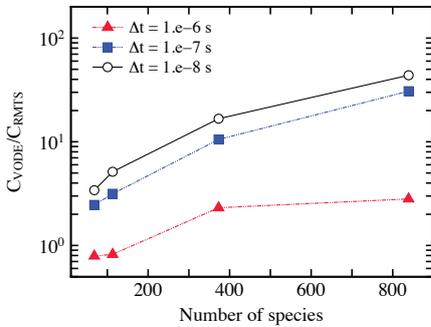
Explicit methods for stiff ODE

- Runge-Kutta method (Kennedy and Carpenter, 2003)
- CHEMEQ2 (Mott et al., 2000, Quresh and Prosser, 2007)
 - Predictor-corrector method based on quasi-steady-state assumption (QSS)
 - Numerical instability
- MTS method (Gou et al., 2010, Terashima et al., 2014)

robustness



0-D ignition problem for CH₄/O₂, 1 atm, 1300 K



- Chemical species grouped and integrated based on their characteristic times
- Start-up cost for generating groups of chemical species required at each step: faster performance limited with O(1-2)

faster with O(2-3)

Speed-up factor by MTS compared to VODE

ERENA: fast and robust explicit integration method

*Extended Robust Explicit Numerical Algorithm (ERENA)

Y. Morii, H. Terashima, M. Koshi, T. Shimizu, and E. Shima, *Journal of Computational Physics*, 2016.

Governing equations

$$\frac{dY_s}{dt} = \frac{\dot{\omega}_s}{\rho} = q_s - p_s Y_s \quad \text{where} \quad p_s = \frac{c_s}{\rho}, \quad q_s = \frac{d_s}{\rho Y_s}$$

c_s : creation rate of species
 d_s : destruction rate of species
 τ_s : characteristic time of species

Quasi-steady-state assumption (QSSA)

- If **constant** quasi-creation and destruction rates assumed, an analytical solution and the discretization form is derived

$$Y_s^* = Y_s^m + \frac{\Delta t^*}{1 + \alpha_s^m p_s^m \Delta t^*} (q_s^m - p_s^m Y_s^m)$$

$$\text{where} \quad \alpha_s^m = \frac{1 - (1 - e^{-p_s^m \Delta t^*}) / (p_s^m \Delta t^*)}{1 - e^{-p_s^m \Delta t^*}}$$

→ The form is almost unconditionally stable

- **Deviation of mass conservation** due to the QSSA

$$\sum_s^N Y_s^* = \sum_s^N Y_s^m + \sum_s^N \frac{\Delta t^*}{1 + \alpha_s^m p_s^m \Delta t^*} (q_s^m - p_s^m Y_s^m)$$

$$= 1 + \sum_s^N \frac{\Delta t^*}{1 + \alpha_s^m p_s^m \Delta t^*} \dot{\omega}_s^m \neq 1$$

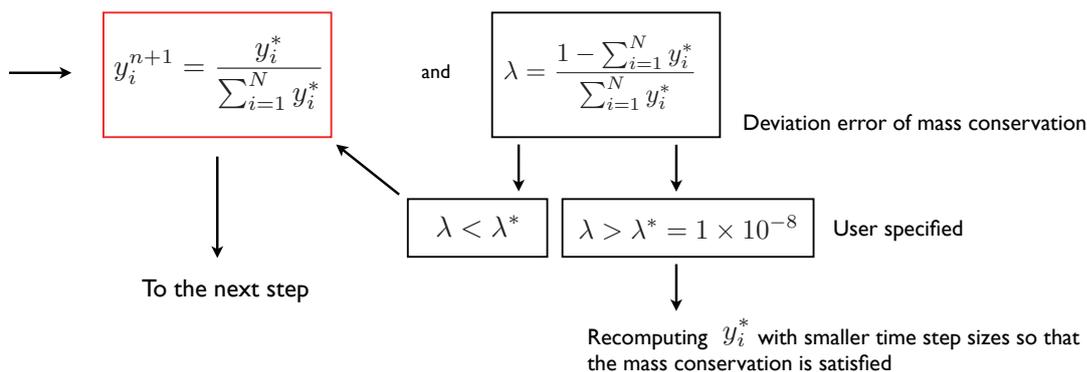
ERENA

Maintaining mass conservation property

- An optimized problem formulated by the Lagrange multiplier method

$$\sum_{i=1}^N \frac{(y_i^{n+1} - y_i^*)^2}{2y_i^*} + \lambda \left(\sum_{i=1}^N y_i^{n+1} - 1 \right) = \epsilon$$

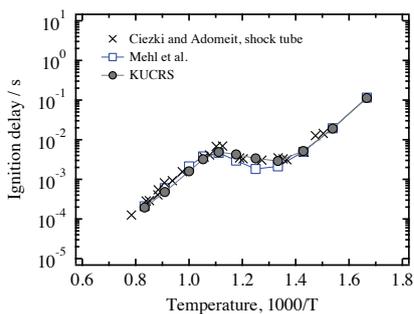
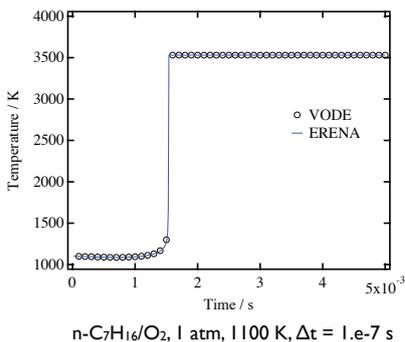
y_i^* : Predictor values from integration methods
 λ : Lagrange multiplier
 ϵ : Auxiliary function



- ▶ Possible instability caused by the deviation of mass conservation can be eliminated
- ▶ Simple formulation — Program written in approximately 50 lines

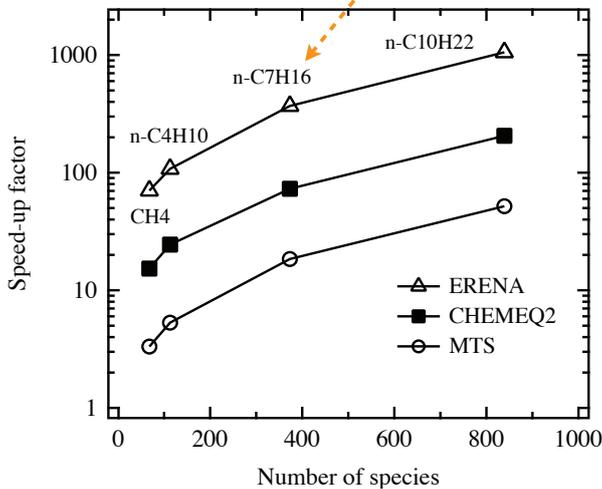
Validation of ERENA

- Validated by experimental data and VODE solutions
- Significant performance (**robustness** and **comp. time**) compared to an implicit ODE and explicit solvers



Comparison of ignition delay times with an experiment in case of n-heptane/air mixtures

340 times faster for n-C₇H₁₆

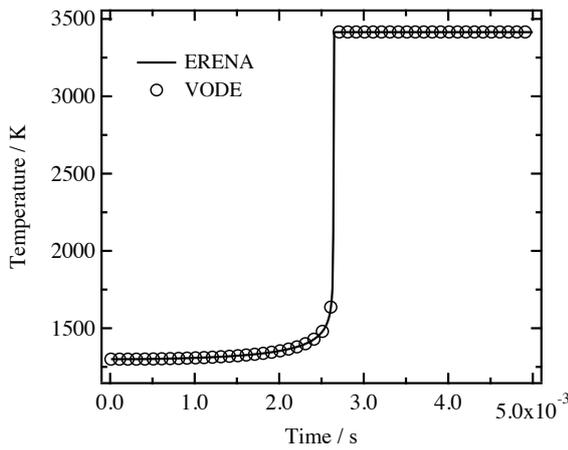


Comparison of computational time ERENA and other methods on several 0-D ignition problems with pure oxygen (the time step size of 1.e-8 s)

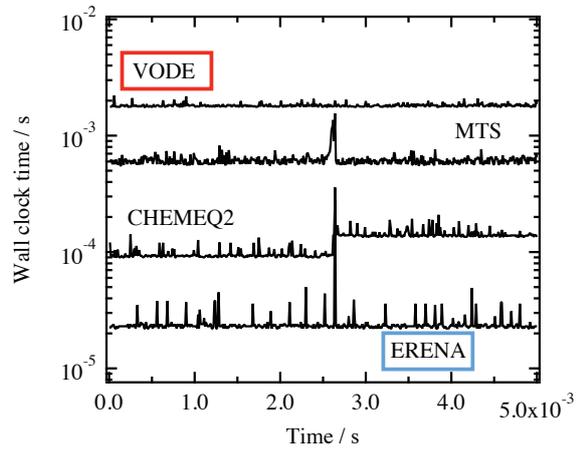
CPU time histories

- Time history of CPU time per iteration to see superior performance of ERENA

CH₄/O₂, 1 atm, 1300 K, Δt = 1.e-8 s



Temperature history



CPU time history

Transport properties

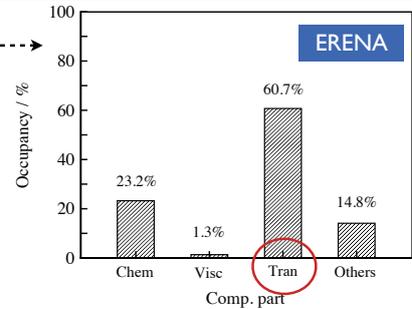
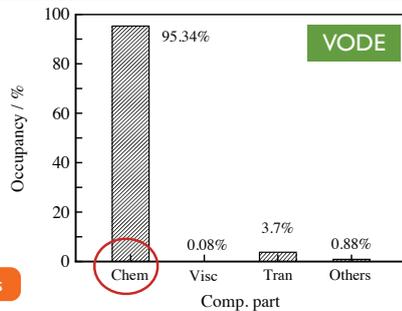
- Occupancy of CPU times of each computational part

$$\frac{\partial(\rho Y_s)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho Y_s \mathbf{u} - \rho D_s \nabla Y_s) = \dot{\omega}_s$$

↓

Species#
Transport properties

Stiffness

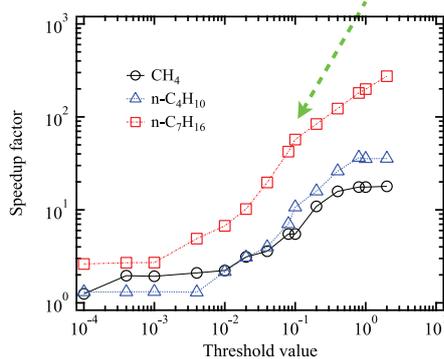


Species bundling technique for diffusion coefficients

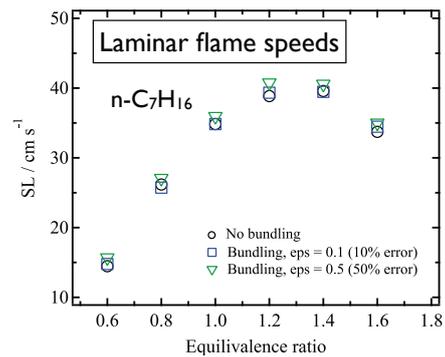
- n-C₇H₁₆: 373 species bundled to 21 groups
- n-C₄H₁₀: 113 species bundled to 19 groups

(Lu and Law, CNF2007)

57 times faster with 21 groups in n-C₇H₁₆



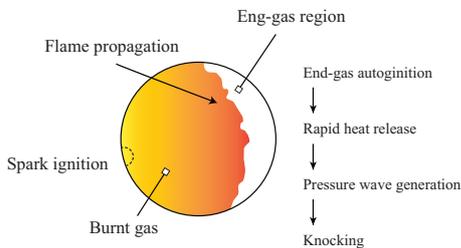
Speedup factor as a function of threshold values



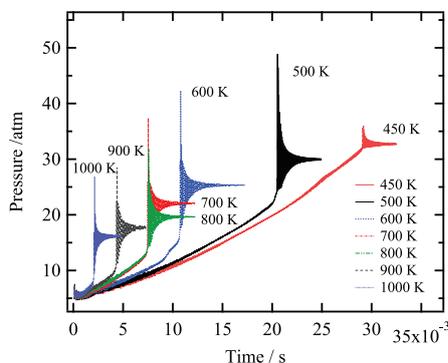
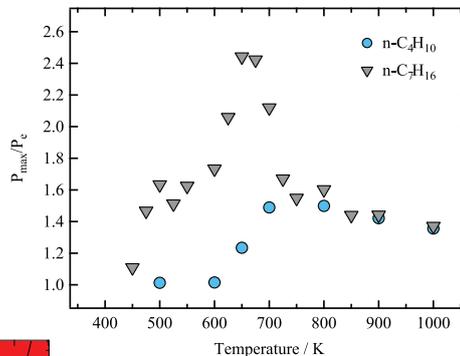
Internal combustion engine: knocking simulations

- ERENA/Species-bundling applied

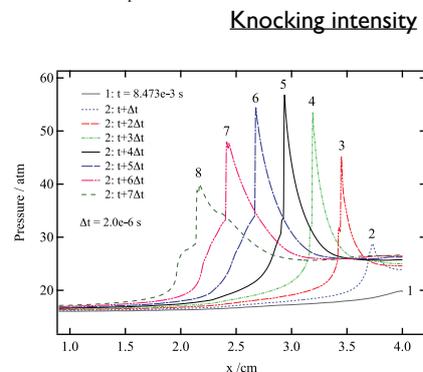
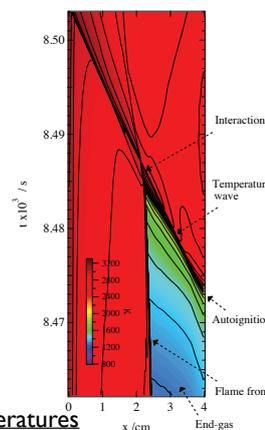
• n-C₇H₁₆ (373 species, 1071 reactions) and n-C₄H₁₀ (113 species, 426 reactions) reaction mechanisms are directly considered (Terashima et al., CNF 2015, 2017)



Schematic of a knocking combustion problem



Pressure histories at the wall with the effects of temperatures

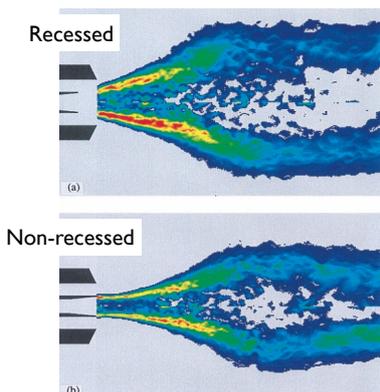
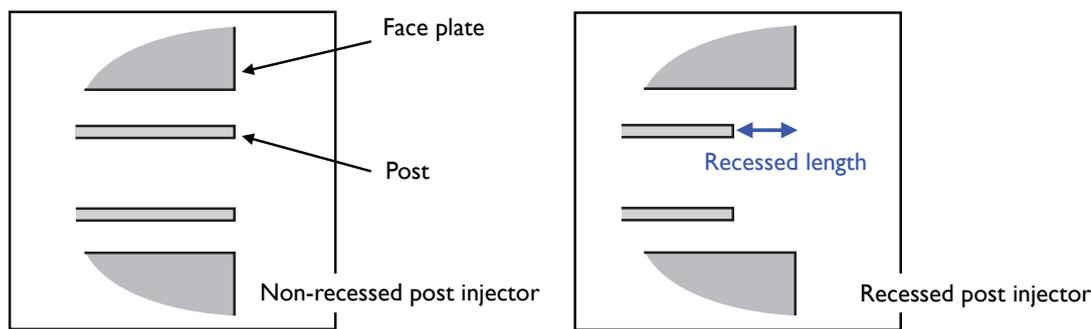


Development of pressure waves

Rocket combustion

1. Kendrick et al, CNF, 1999.
2. Candel et al., CST, 2006
3. Lux and Haidn, AIAA JPP 2009.

■ Effects of recessed length on combustion flow fields of rocket-typed injectors [1-3]



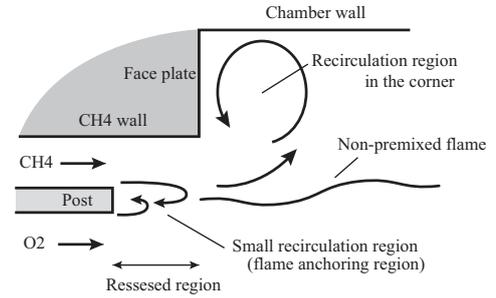
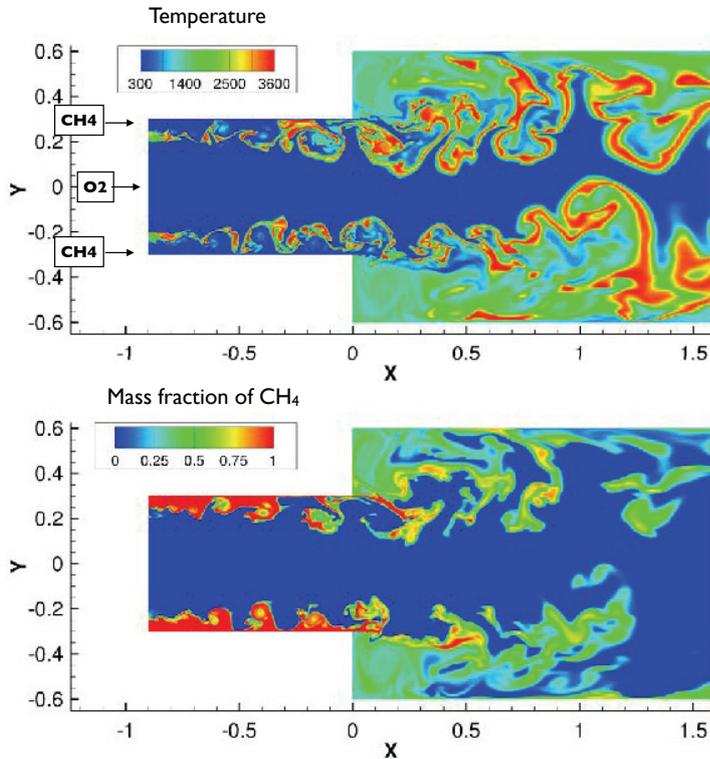
► Limitation of optical access into recessed regions

	mm
GOX internal diameter, d_1	4
GCH ₄ internal diameter, d_2	5
GCH ₄ external diameter, d_3	6
GOX post wall thickness	0.5
Recessed length	0, 3, 6, 9, 12
Domain height, H	12
Domain length, L	250

referred as R0, R3, R6, R9, R12

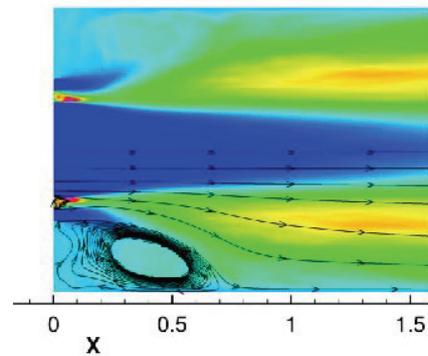
Results: unsteady behaviors

■ Near-injector flow fields with R9 case



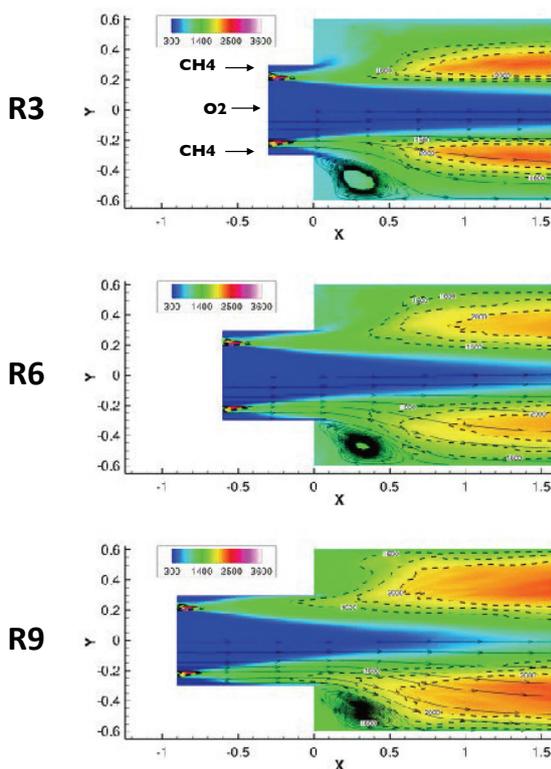
Schematic of combustion flow fields

No recessed case



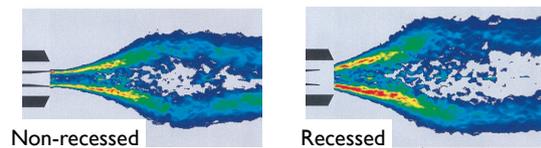
Mean temperature fields

- Effects of recessed length on mean combustion flow fields
- 1600 K contour for flame shape

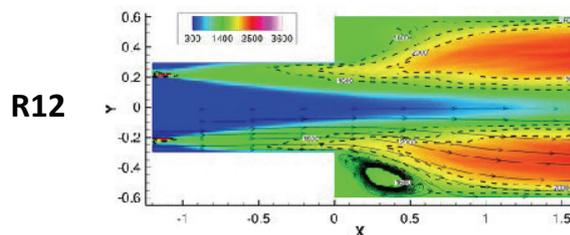


Increasing the recess length,

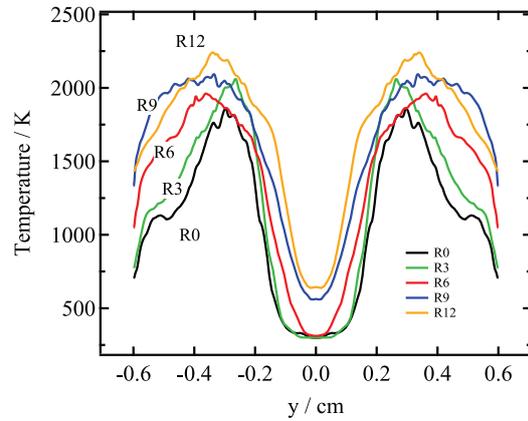
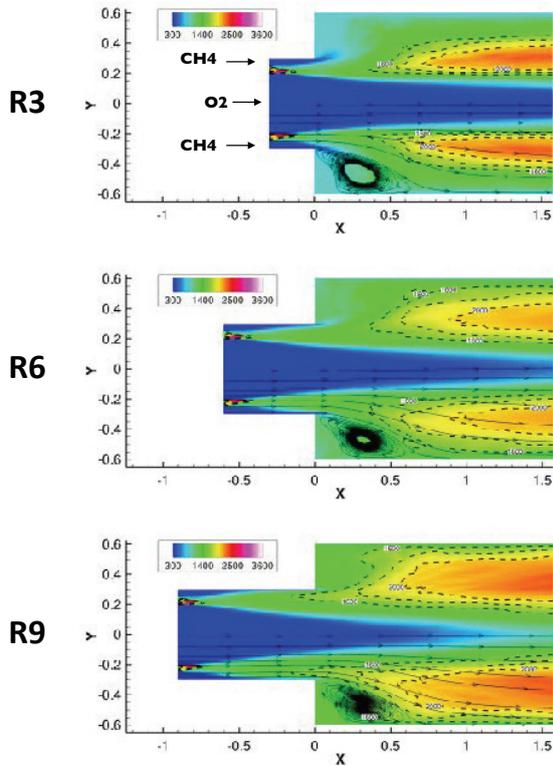
- ① larger amount of combustion gas produced in the recessed region
- ② larger flame angle in the chamber
- ③ higher temperature in the corner



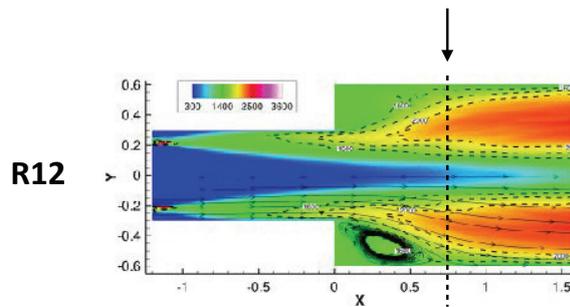
R12 shows a different trend



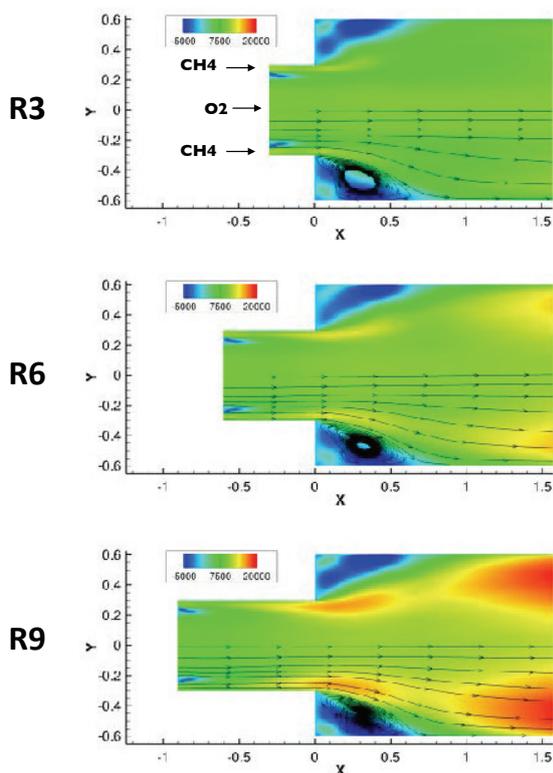
Mean temperature fields



Mean temperature profiles at x = 0.75 cm



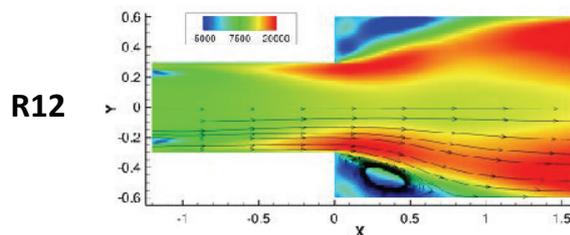
Mean velocity distributions



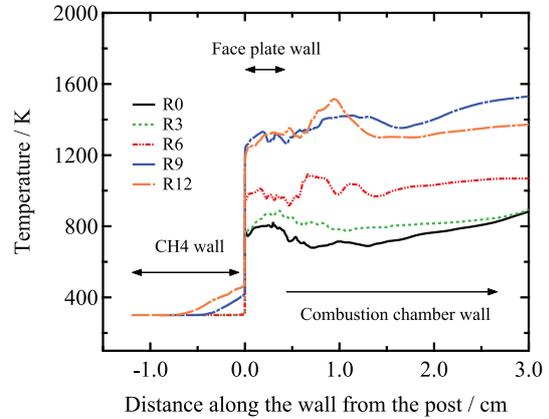
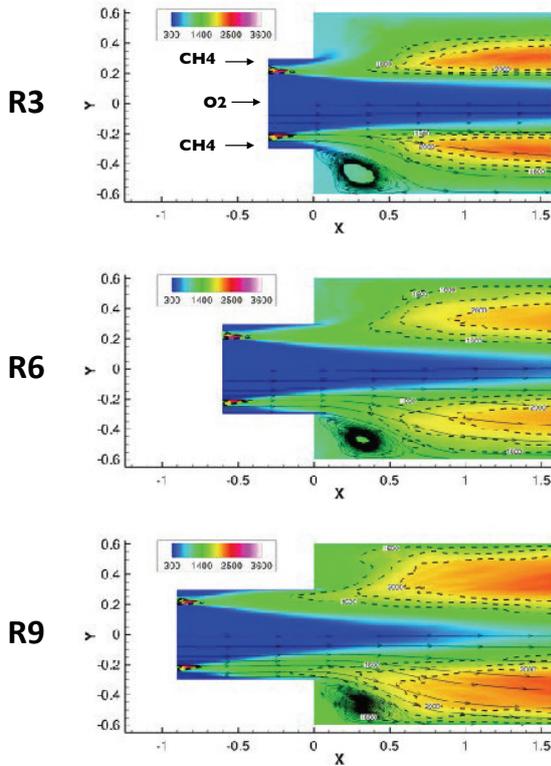
Increasing the recess length,

- ① larger amount of combustion gas produced in the recessed region
- ② combustion gas accelerated and higher x-velocity field generated

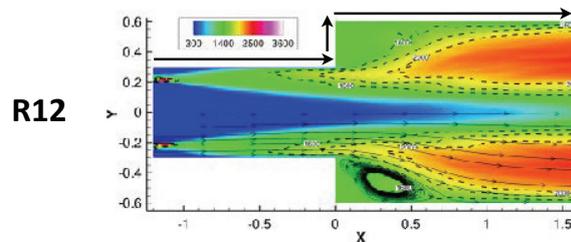
▶ Reducing a flame angle in the chamber with longer recessed cases



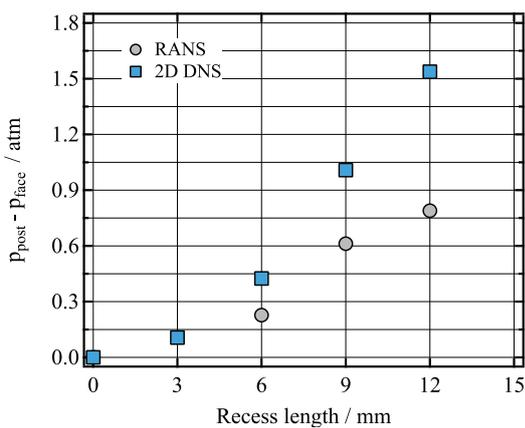
Temperature in the recirculation region



Mean temperature distributions in a coordinate along the wall

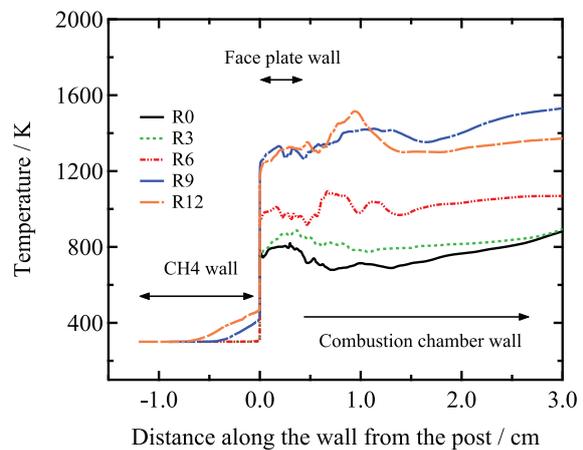
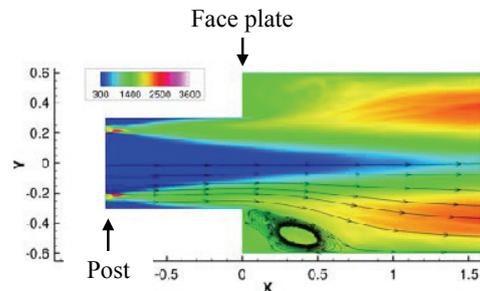


Performance predicted



Pressure difference between the post and face plate

- Larger pressure differences in the recessed region with increasing recessed lengths



- ▶ R12 may have higher performance than R9; larger pressure loss and similar heat loss

Conclusions

- An efficient method for reactive flow simulations with large detailed chemistry has been originally developed under [the collaboration between the University of Tokyo and JAXA](#)
 - [ERENA](#) for time integration method of chemical reaction equations and [species bundling technique](#) for transport property calculations
- The present method has been successfully applied to various combustion problems
 - Tani et al., PCI2014 for hypergolic fuel combustion in spacecraft thruster
 - Terashima and Koshi, CNF2015 for knocking simulations of n-C7H16 and n-C4H10
 - Morii et al., JLPPI2015 for high-pressure hydrogen spontaneous ignition
 - Daimon et al., AIAA2016 for 3-D N2H4/NTO combustion flows
 - Matsugi and Terashima, CNF2017 for flame instability
 - Terashima et al., CNF2017 for hot-spot in knocking combustion
 - Tani et al., CST2018 for hypergolic spray combustion in spacecraft thruster

推進薬・反応性研究グループ成果例
2018/1/22



*HTV, space vehicle from Japan to ISS
video taken from ISS (JAXA)*

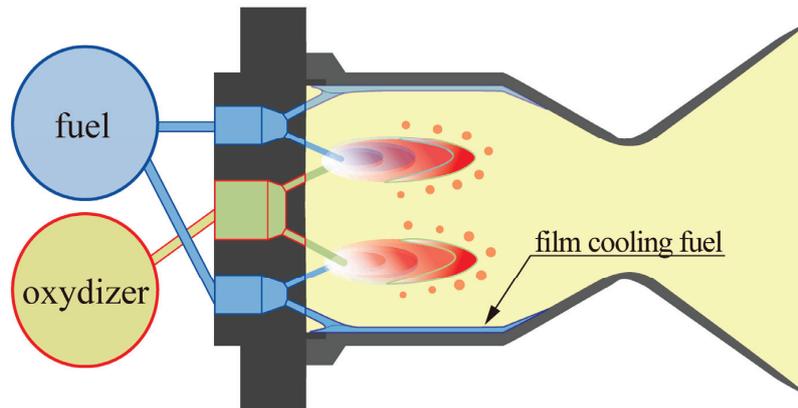
推進薬混合モデルに基づく 二液スラスト性能予測法の構築

井上 智博 (東大)

二液スラスタの役割と性能

$$F = \dot{m} \cdot c^* \cdot C_F$$

(推力[N] = 推進薬流量[kg/s] × 特性排気速度[m/s] × 推力係数)

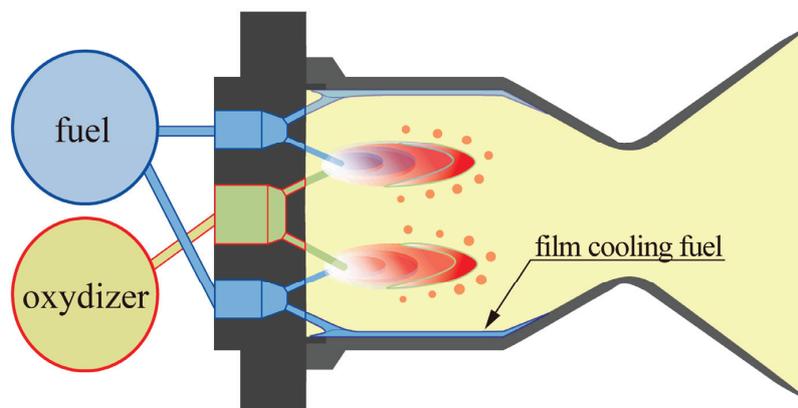


- 燃焼室の性能は、特性排気速度 c^* によって与えられる。
- c^* は、推進薬の種類と、燃料酸化剤の混合特性によって決まる。
- 高性能スラスタ開発には、主噴射器に加えて、フィルム燃料の効果も含めた上で、幅広い混合比に対する c^* を予測・評価することが重要。

二液スラスタの役割と性能

$$F = \dot{m} \cdot c^* \cdot C_F$$

(推力[N] = 推進薬流量[kg/s] × 特性排気速度[m/s] × 推力係数)



$$c^* = f(\rho, D, V, FC, MR)$$

since Rupe, 1950s

本発表で紹介する 推進薬・反応性グループのブレークスルー

人工衛星用二液エンジンの性能 (特性排気速度) を
世界で初めて数理モデル化することに成功。

- 一連の推進薬熱流動現象を支配するパラメータの定式化と物理的意味の明確化。
- 大胆な一次元モデルの構築。
- 広範な混合比に対する性能を予測可能。
- 所望の性能を実現する噴射器形状が判明。

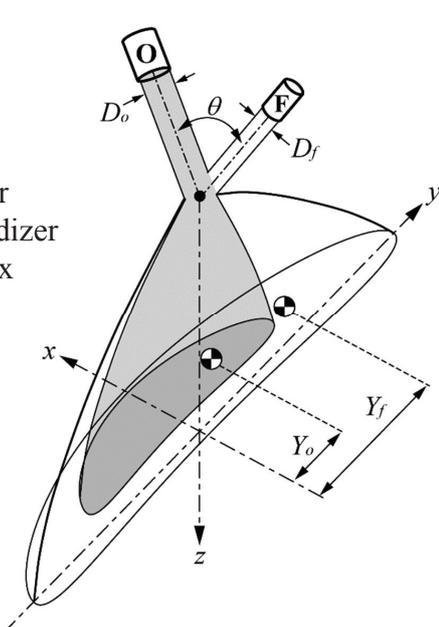
5

water-dyed water impingement (**doublet case**)

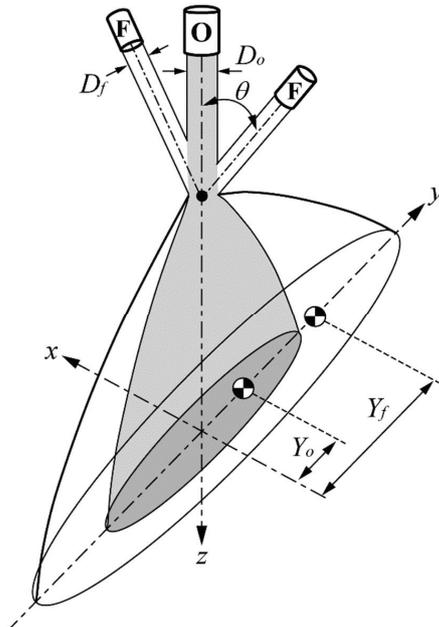


噴射器形状と噴霧構造

ρ : density
 V : velocity
 D : diameter
 N : fuel/oxidizer
 \dot{q} : local flux
 o : oxidizer
 f : fuel



doublet (N=1)



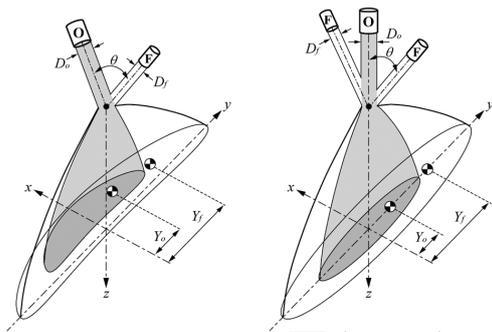
triplet (N=2)

酸化剤と燃料それぞれのy方向重心位置の“絶対値”を Y とする。

$$Y_o = \frac{\sum (|y| \cdot \dot{q}_o)}{\sum \dot{q}_o} \quad Y_f = \frac{\sum (|y| \cdot \dot{q}_f)}{\sum \dot{q}_f}$$

7

水流し試験結果のまとめ



酸化剤重心位置 $Y_o = \frac{\sum (|y| \cdot \dot{q}_o)}{\sum \dot{q}_o}$

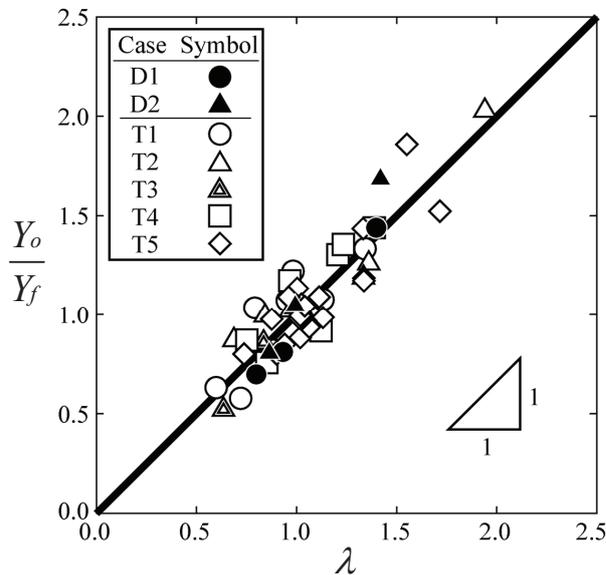
燃料重心位置 $Y_f = \frac{\sum (|y| \cdot \dot{q}_f)}{\sum \dot{q}_f}$

無次元噴射条件

$$\lambda \equiv \sqrt{N \frac{\rho_f V_f^2 D_f}{\rho_o V_o^2 D_o}}$$

(N = 1 for doublet, 2 for triplet)

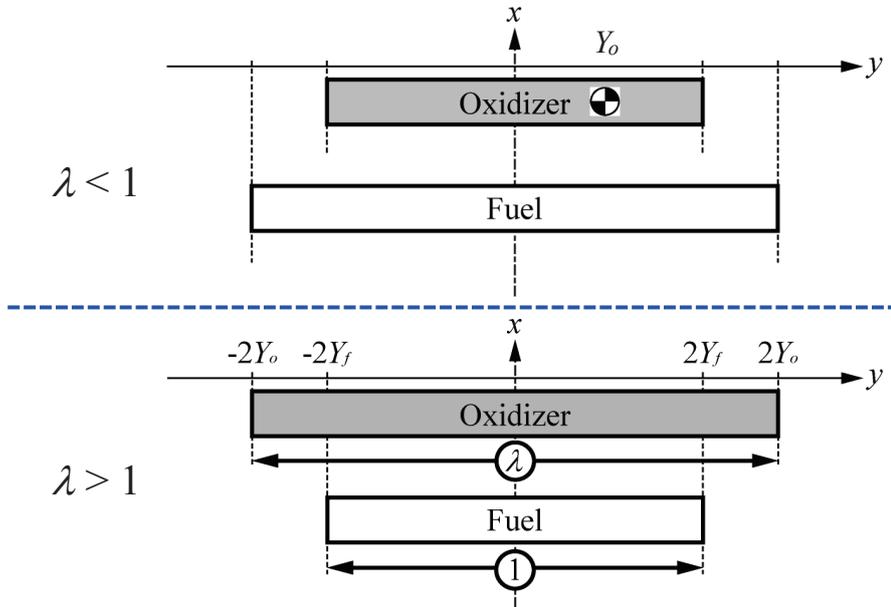
Type	Case	D_o/D_f	θ
Doublet	D1	1.2	58
	D2	1.3	78
Triplet	T1	1.5	45
	T2	1.6	45
	T3	1.6	55
	T4	1.7	45
	T5	1.8	45



水流し試験結果

1次元混合分布モデルと長さスケール

$$\lambda = \frac{Y_o}{Y_f}$$

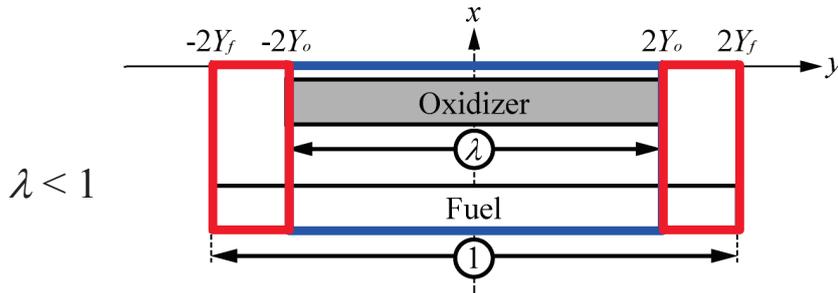


酸化剤と燃料の噴霧幅の比 = λ

9

1次元混合分布モデルと長さスケール

$$\lambda = \frac{Y_o}{Y_f}$$



※ mixture ratio = $\frac{\text{oxidizer flow rate}}{\text{fuel flow rate}}$

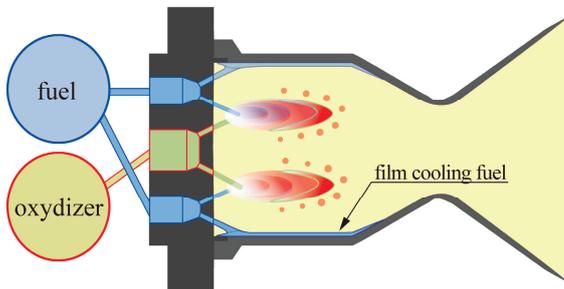
@ $|y| < 2Y_o$ $MR_{local} = \frac{\dot{m}_o}{N \cdot \dot{m}_f \cdot \lambda} = \frac{\overline{MR}}{\lambda(1 - FC)} \rightarrow c^*(MR_{local})$

@ $|y| > 2Y_o$ $MR_{local} = 0 \rightarrow c^*(0)$

@ film fuel $MR_{local} = 0 \rightarrow c^*(0)$

10

噴射条件の関数としてのc*定式化



$$\lambda \equiv \sqrt{N \frac{\rho_f V_f^2 D_f}{\rho_o V_o^2 D_o}}$$

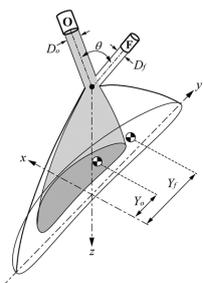
\overline{MR} : 全体混合比 (全酸化剤流量/全燃料流量)

\overline{FC} : フィルム率 (フィルム燃料流量/全燃料流量)

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda < 1 \quad c^* = \frac{c^* \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \right) \cdot (\overline{MR} + \lambda(1-\overline{FC})) + c^*(0) \cdot (1-\lambda(1-\overline{FC}))}{\overline{MR} + 1} \\ \lambda > 1 \quad c^* = \frac{c^* \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda(1-\overline{FC})} \right) \cdot \left(\frac{\overline{MR}}{\lambda} + 1 - \overline{FC} \right) + c^*(+\infty) \cdot \left(1 - \frac{1}{\lambda} \right) \overline{MR} + c^*(0) \cdot \overline{FC}}{\overline{MR} + 1} \end{array} \right.$$

11

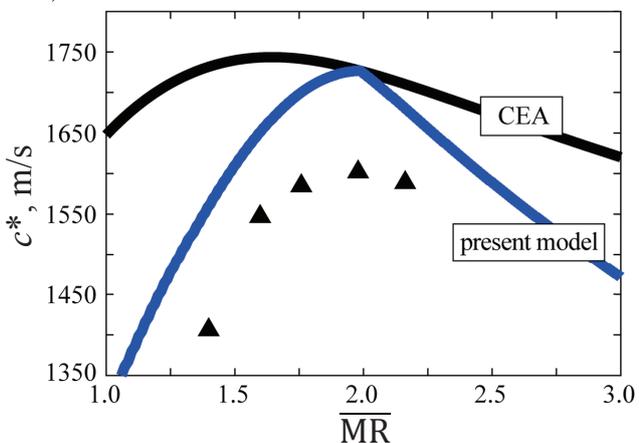
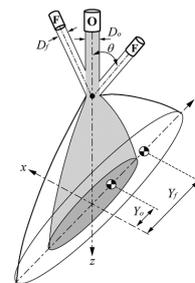
c* モデルの検証



— 平衡計算 (0次元モデル)

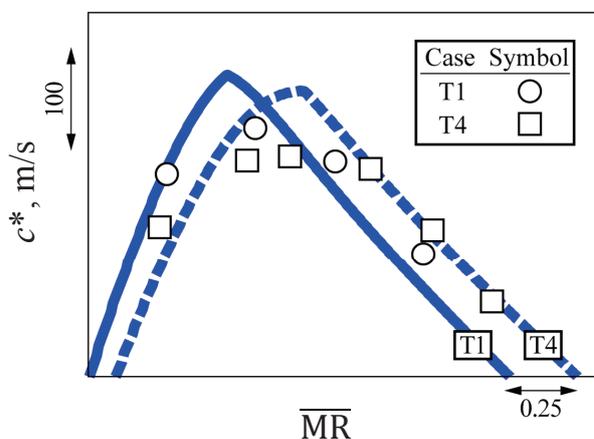
▲ ○ □ 燃焼試験 (MON/MMH)

--- 本計算 (1次元モデル)



Doublet ($\overline{FC} = 0$)

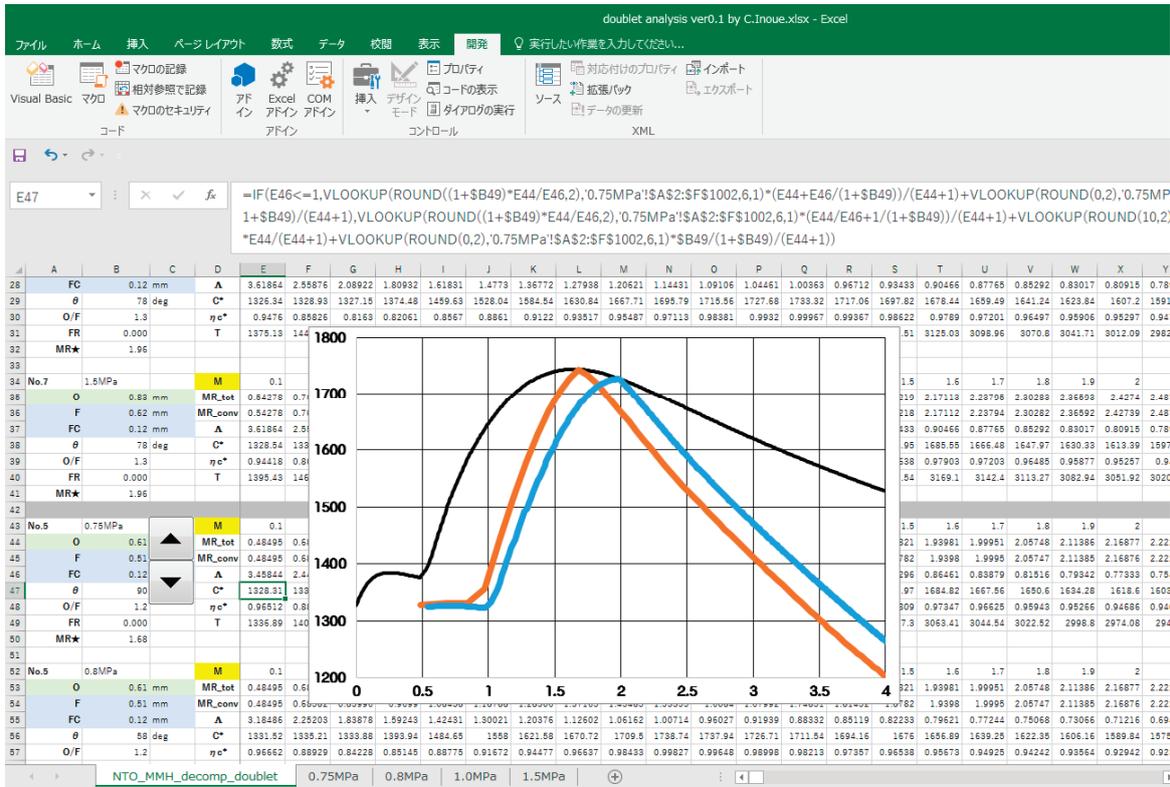
(Doublet exp. by Kumagai, 1986)



Triplet ($\overline{FC} = 0.3$)

12

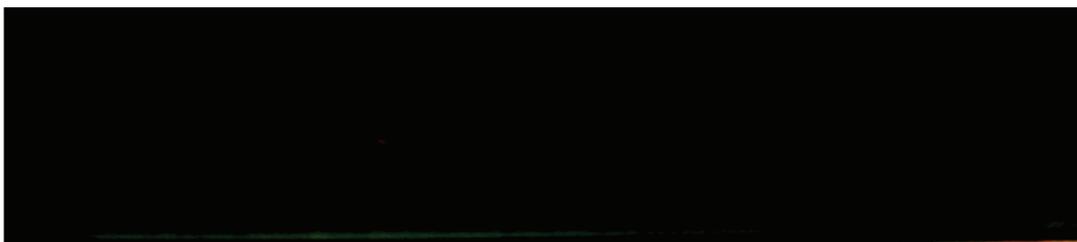
Excelでc* を計算



(Doublet)

13

支配パラメータが分かると何が良い？

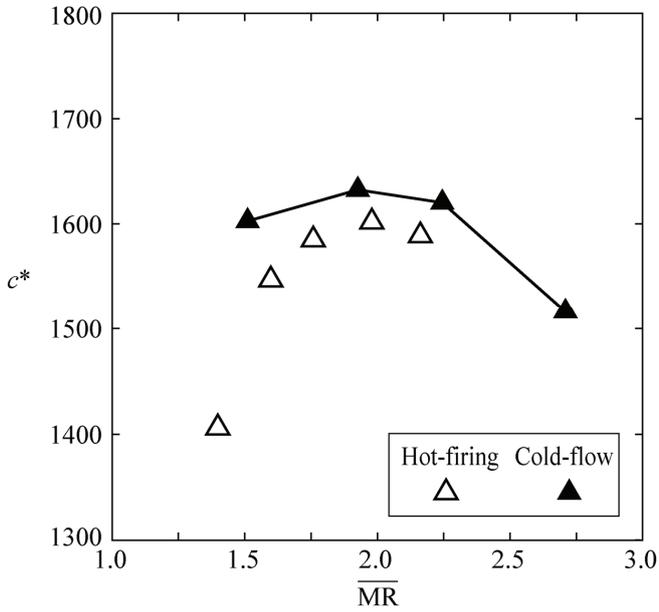


is governed by

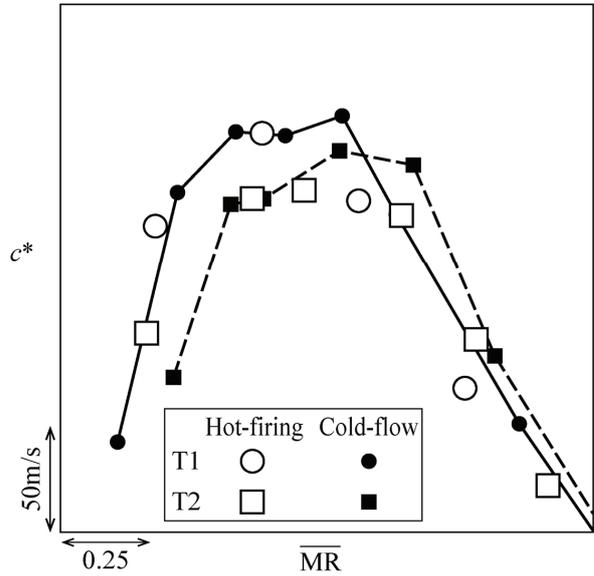
$$\lambda \equiv \sqrt{N \frac{\rho_f V_f^2 D_f}{\rho_o V_o^2 D_o}}$$

14

“水”流し試験と燃焼試験の比較

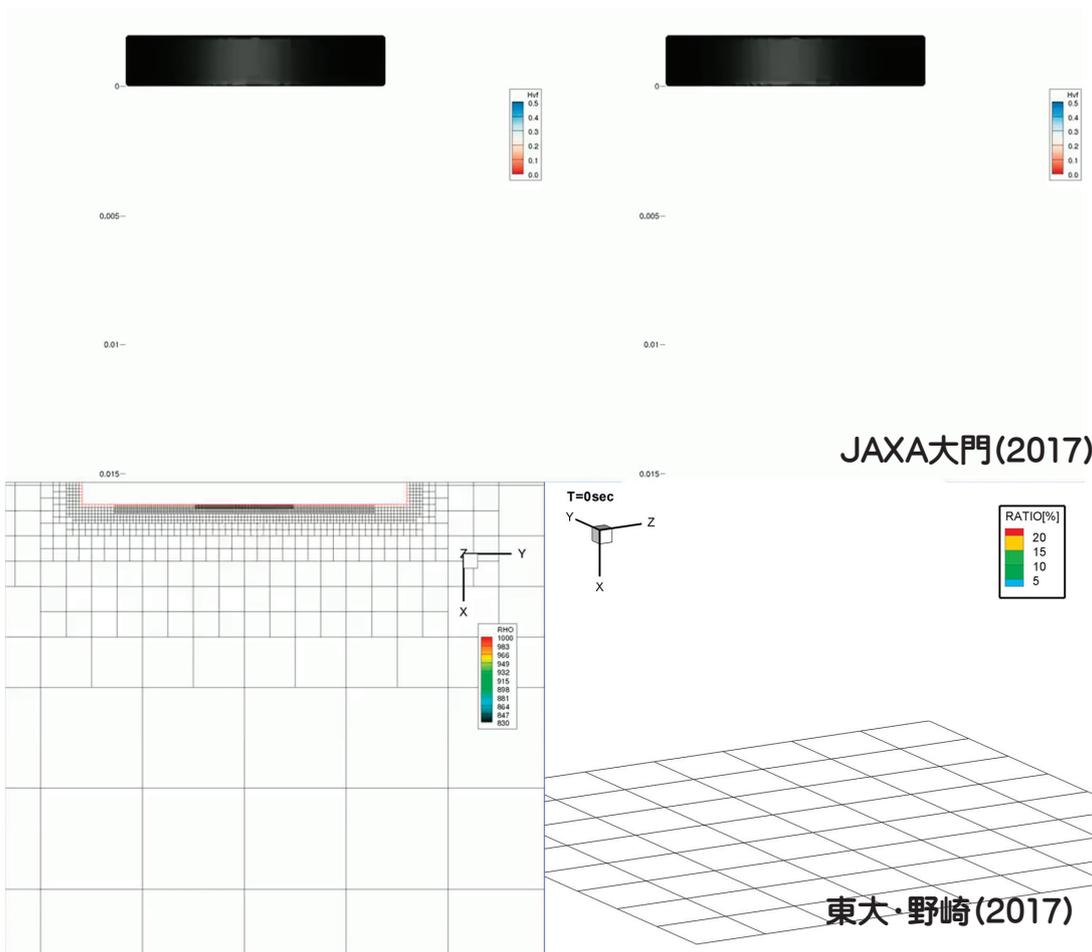


Doublet



Triplet

mixture ratio of water is converted to NTO/MMH



One of 推進薬・反応性グループのブレークスルー

人工衛星用二液エンジンの性能 (特性排気速度) を
世界で初めて数理モデル化することに成功。

$$c^* = f(\lambda, \overline{FC}, \overline{MR})$$

- 現象を支配するパラメータの理解 (本質の抽出)
- 大胆な一次元モデル (筋の良いモデル)



5年間の活動のまとめ 推進薬熱流動解析技術開発

- 梅村 悠(JAXA/JEDI)
姫野武洋(東京大学)

背景



◎ JAXAの研究開発部門としての役割

今後の「国際協力での宇宙開発」「国産ロケットの国際競争力」などに応えていく為に
しっかりと研究開発し、開発費用を抑えながら今後の宇宙輸送機を実現しなければならない！

↓
どんな宇宙輸送機を作るのか？

↓
どんな不具合が発生するか事前に把握し、効率的に技術開発を行う

↓
どんな新規技術の開発が必要か？

シミュレーション技術の活用

長所 ビジュアル的に認識できる為
多くの人々と課題を共有化が可能

短所 設定次第で誤った解(ビジュアル)を示す

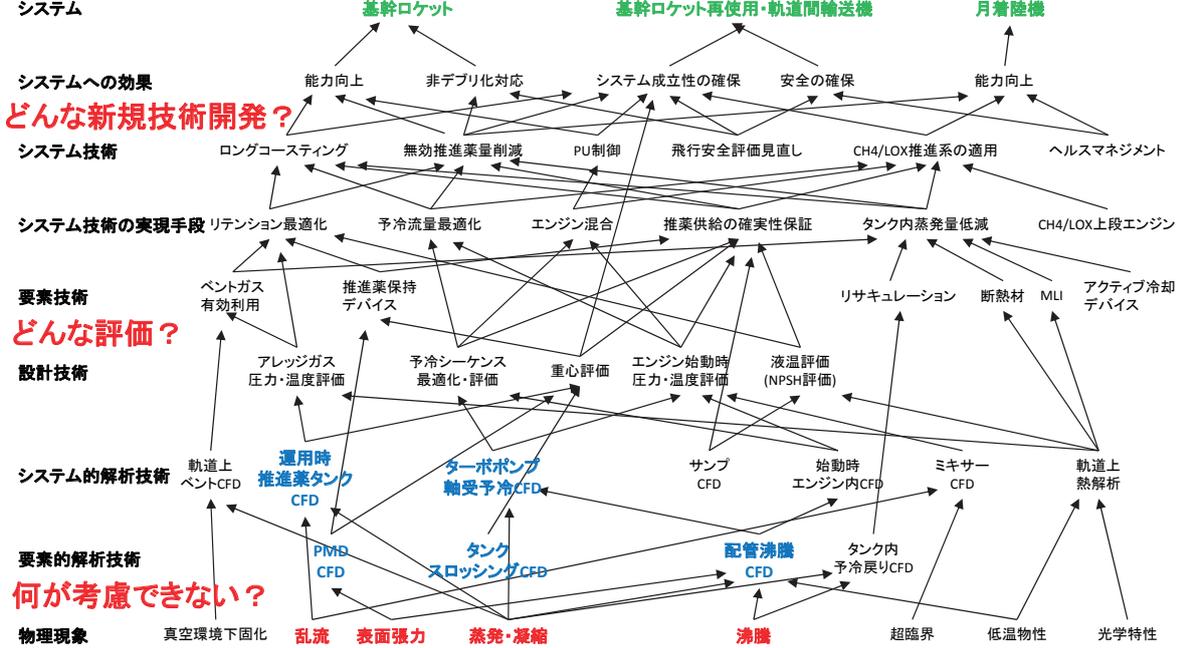


研究会課題設定: 輸送システムと物理現象の関係



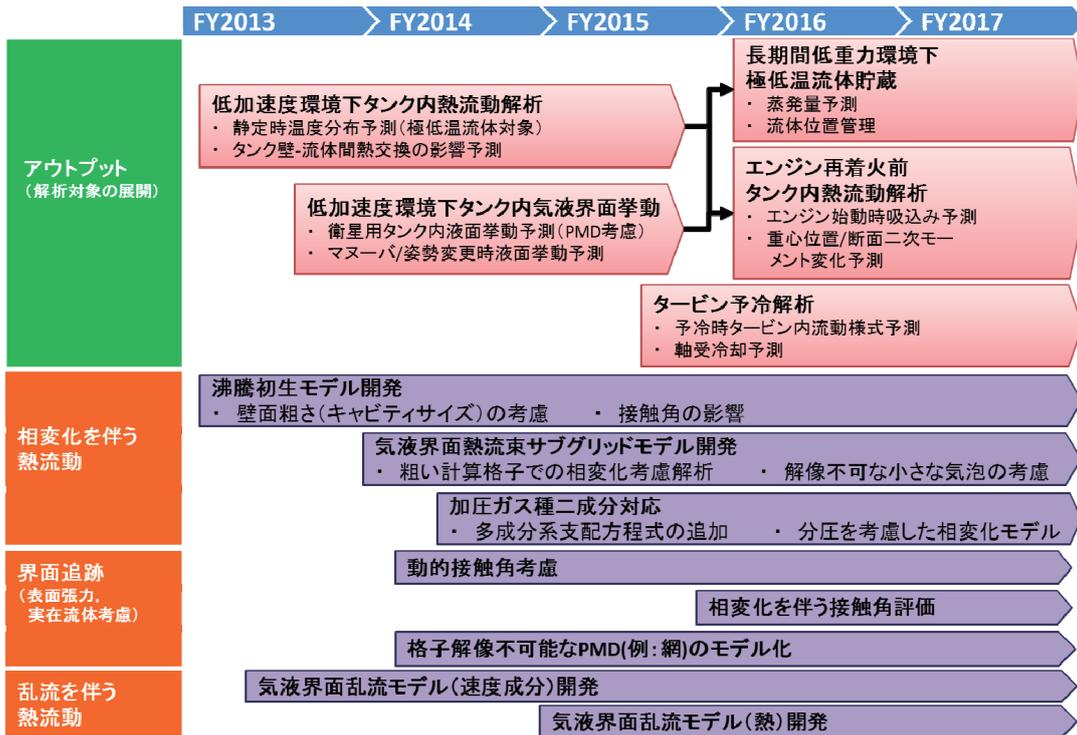
今後の宇宙輸送機のシステム評価に向けて、物理モデルの研究対象とする現象を選択

どんな宇宙輸送機?

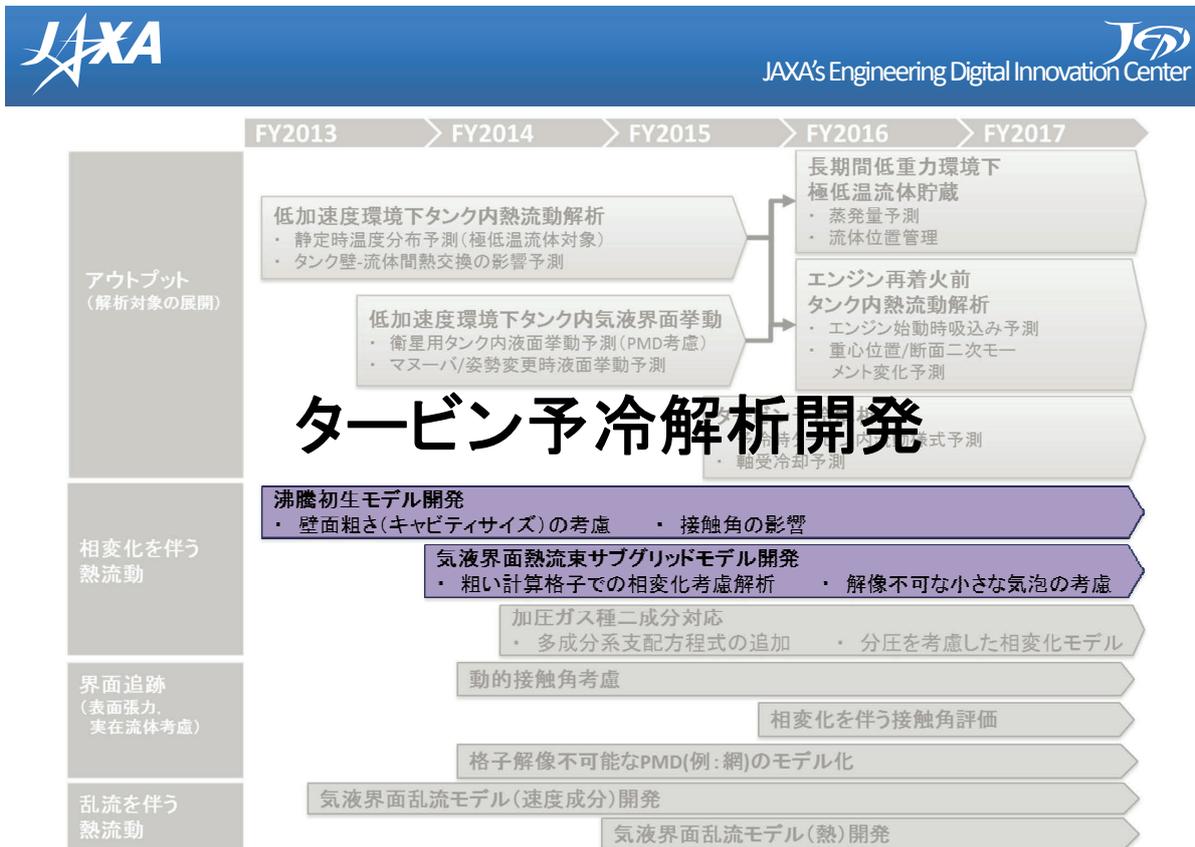


何が考慮できない?

研究会ロードマップ



5年間でできるようになったこと・・・とは？



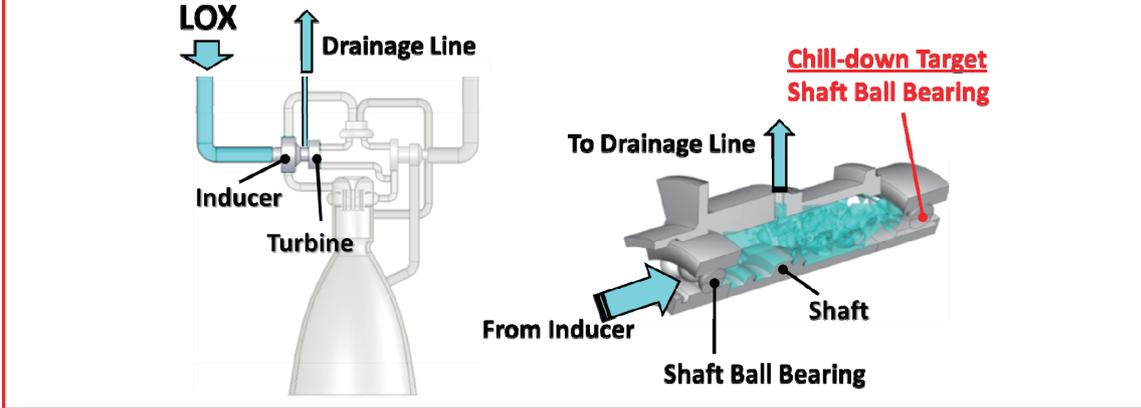
エンジン始動前の冷却



極低温流体は、配管温度が高いと圧損が大きくなり、意図した通りに液を流せない

基幹ロケット上段

計画通りエンジンを立ち上げる為にエンジン停止中は配管やターボポンプを冷却している



シミュレーション予測を可能にする為には・・・

- ① 沸騰様相変化による圧力損失の違いを再現
- ② 沸騰流冷却特有の急冷効果を再現

できる必要がある

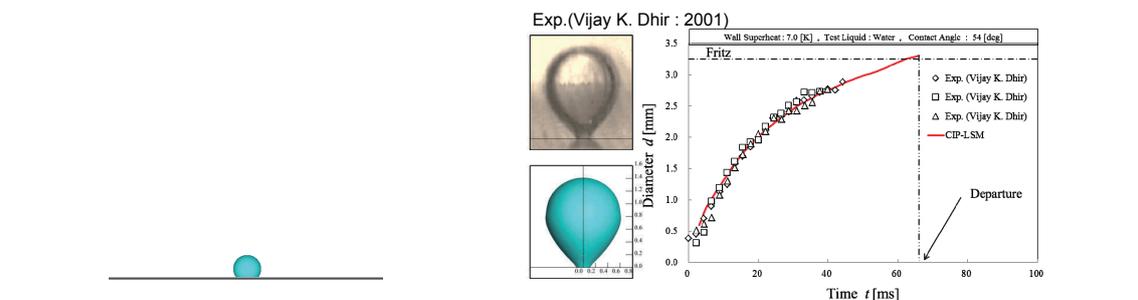
沸騰初生のモデル化



沸騰流は壁から発生する泡が合体と分離を繰り返しながら形成される



壁での泡の成長を再現する為には液膜の蒸発再現など高い解像度のCFDが求められる
課題：ターボポンプ予冷解析に高解像度のCFDは計算コスト的に得策ではない

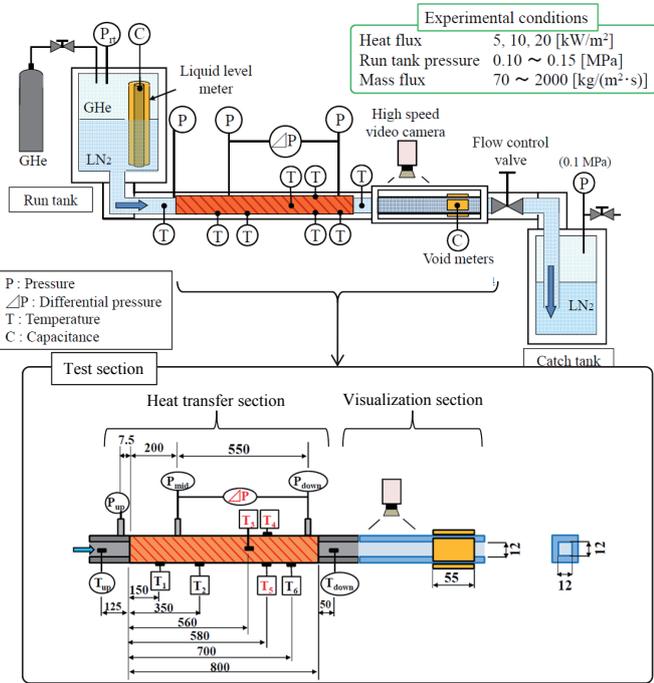
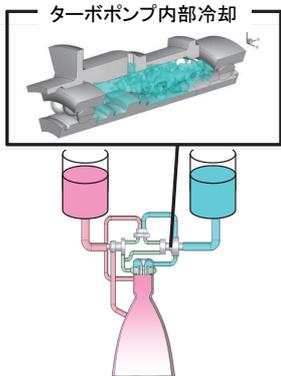


解決策：泡一個についてのCFDを実施して、沸騰初生に感度が高い要素を抽出し、低解像度CFDで再現する為の物理数値モデルを提案！

沸騰初生モデルを搭載して沸騰流予測へ



軸受の予冷解析に向けて
 ・センチスケールの流路
 ・極低温流体
 を対象に計算が行えるか検証



沸騰初生モデルを搭載して沸騰流予測へ



流動様式マップ

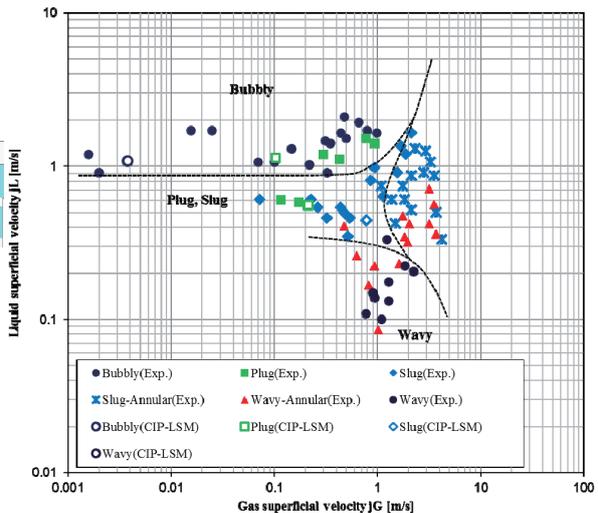
壁面熱流束5kW/m²

0.58 m/s
 1.09 m/s

写真とは少し異なっている
 (条件が異なっている可能性有)

壁面熱流束10kW/m²

0.58 m/s
 1.09 m/s

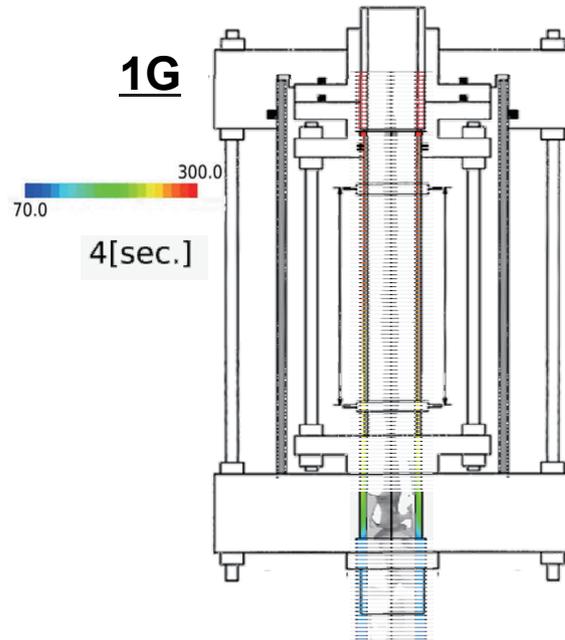


$$\text{見かけの気相速度} : j_g = \frac{x_w \cdot G}{\rho_g}$$

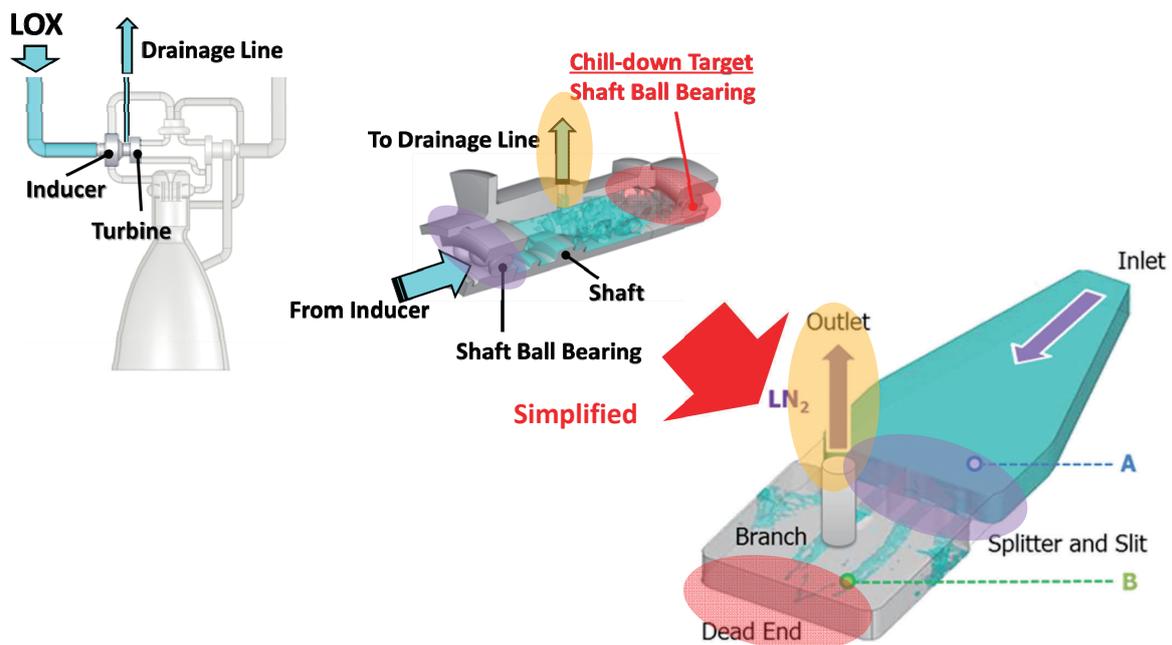
$$\text{見かけの液相速度} : j_l = \frac{(1-x_w) \cdot G}{\rho_l}$$

G : 質量流束[kg/m²/s]
 ρ : 密度[kg/m³]
 添え字
 G : 気相
 L : 液相

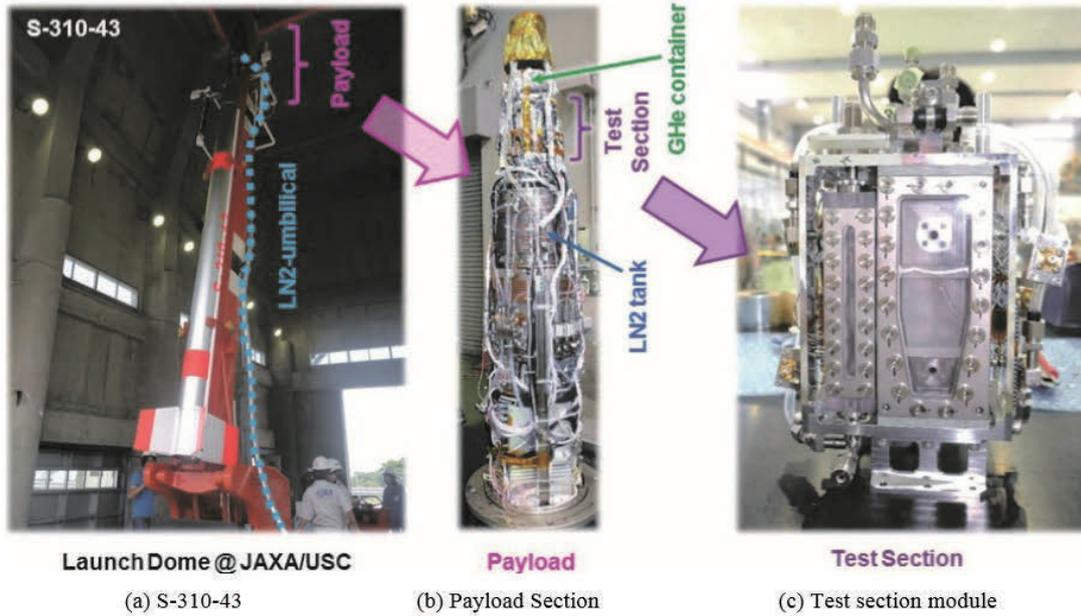
そして、予冷解析へ



エンジン内冷却流量のモデル化

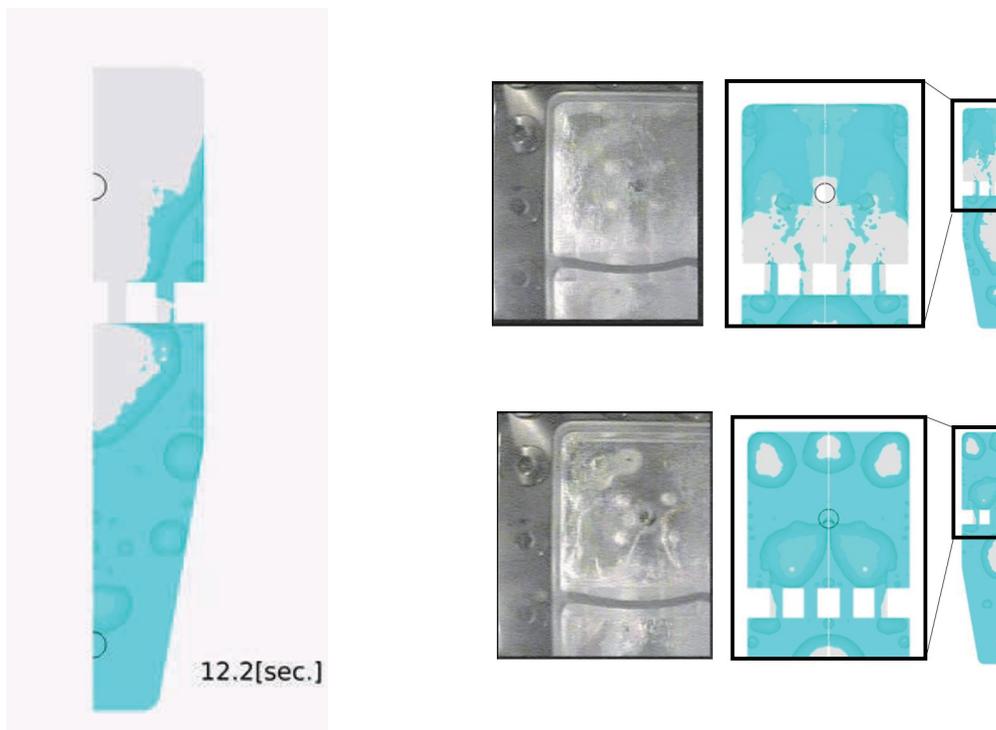


観測ロケットを活用した微小重力沸騰実験装置

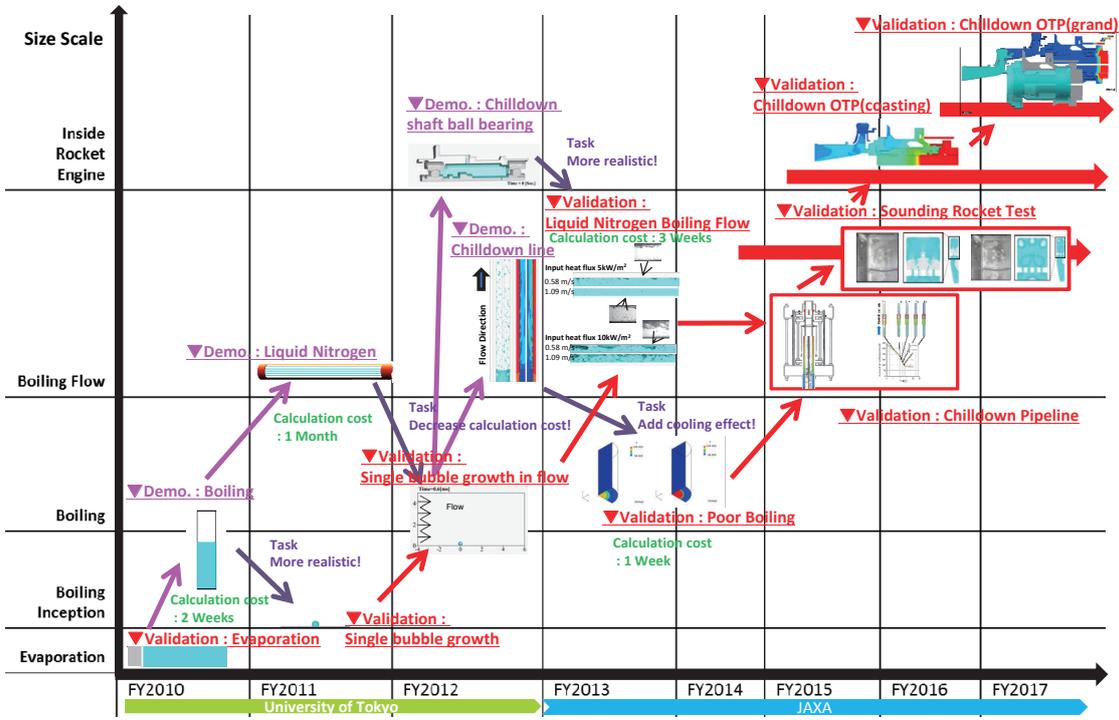


Discussed and proposed by the joint team of JAXA, the University of Tokyo and Waseda University.

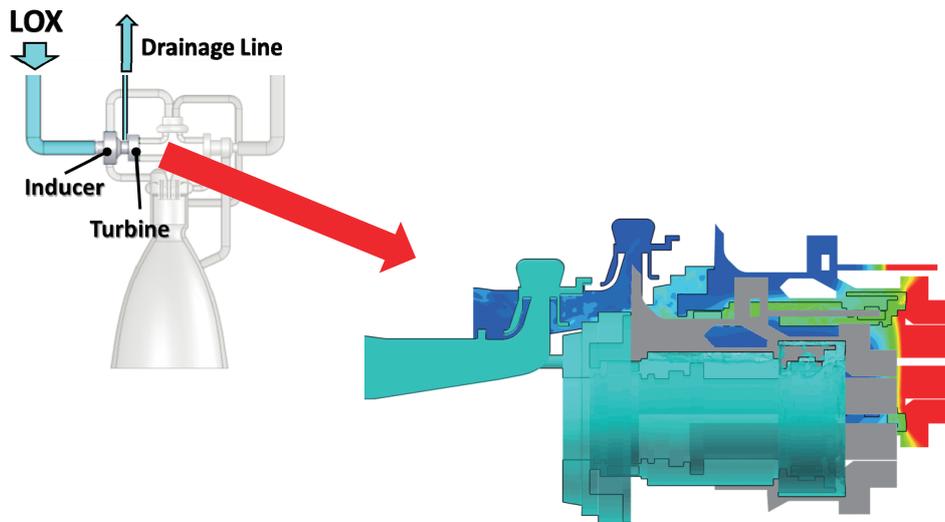
微小重力沸騰実験検証の可視化



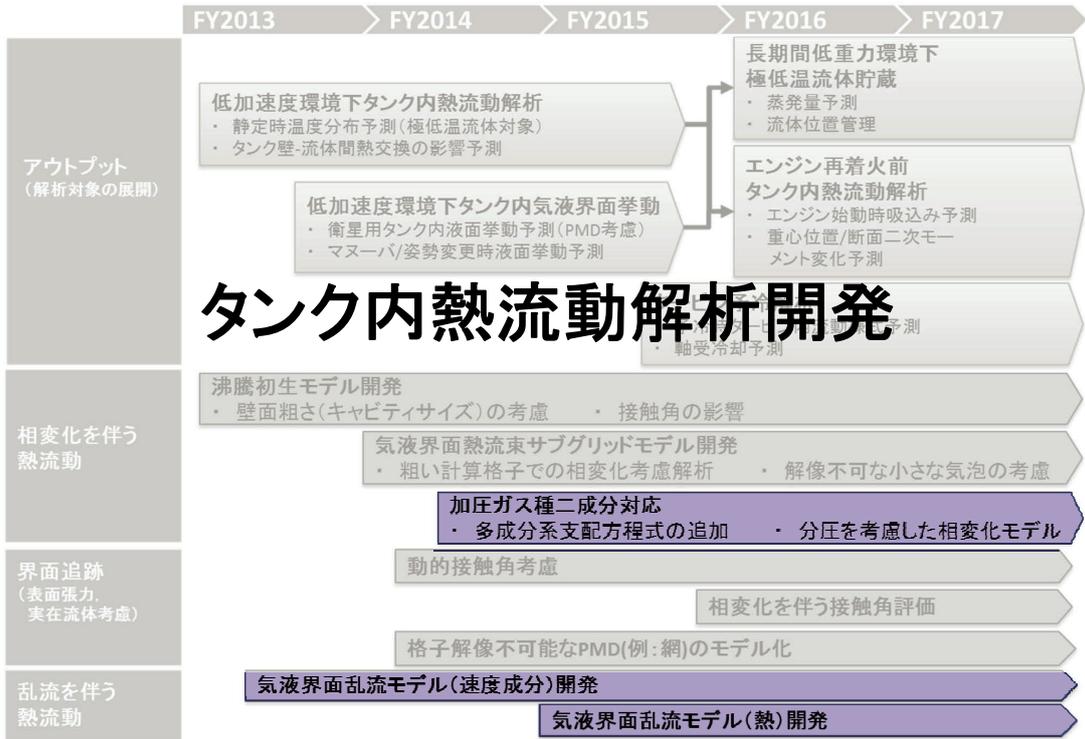
沸騰解析から予冷解析への流れ



ロケットエンジン内の沸騰の様子



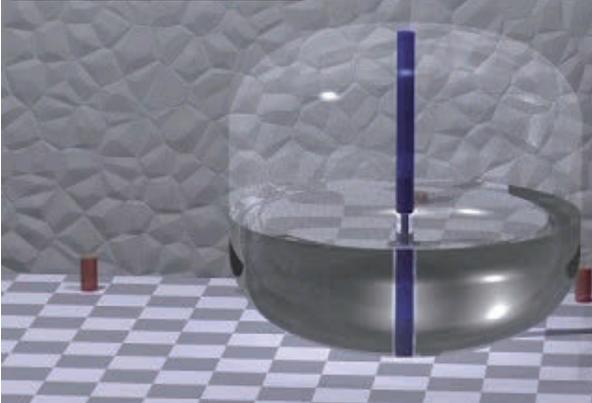
地上試験やフライトでのエンジン内の沸騰を調査する事が可能になった



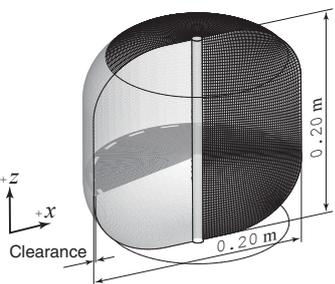
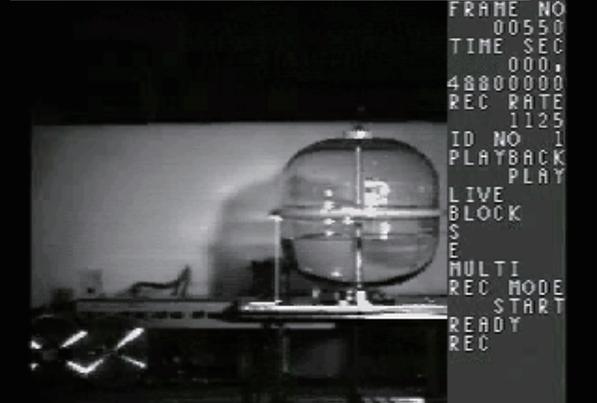
模型タンクによるスロッシング観察実験と数値解析



計算: (Himeno, 2003)

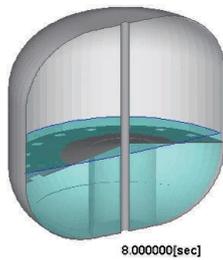


実験: (Himeno, Nonaka and Naruo, 2002)

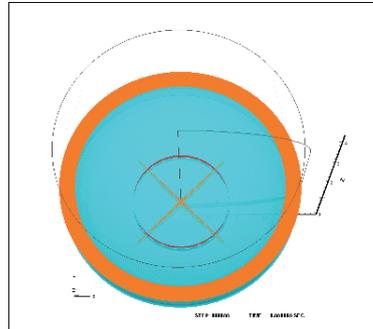


Ref. AIAA 2005-3931 (Himeno)

- ・ 相似流れについて
- ・ 実験と計算の相関を確認
- ・ 実機飛行条件を計算で予測



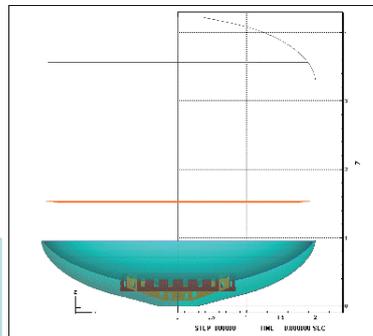
液体推進薬のタンクスロッシング 実機運用事前検討への適用



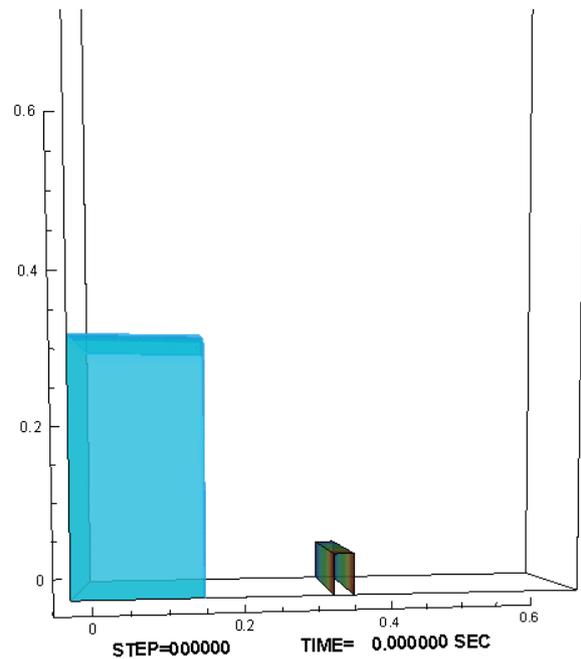
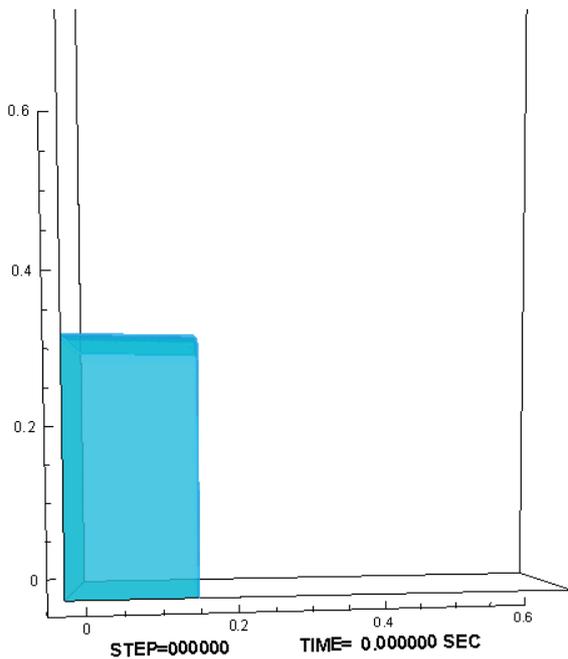
Sloshing caused by slight disturbance in lateral direction under low-g condition during coasting flight of upper stage.

Numerical code : **CIP-LSM**
Hybrid PLIC-VOF and level-set
developed in University of Tokyo

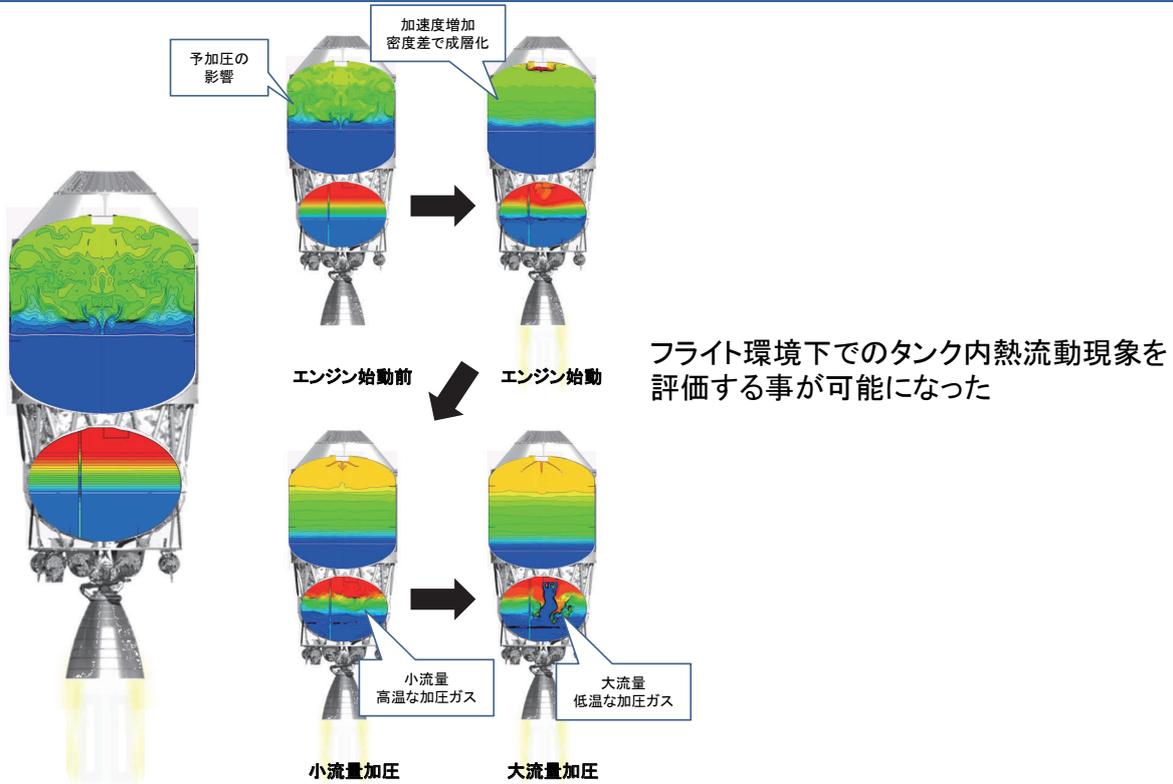
東大コードをJAXAおよびメーカーに供与
H-IIA上段高度化ミッションの成立性検討・
バツフル配置最適化検討に使用



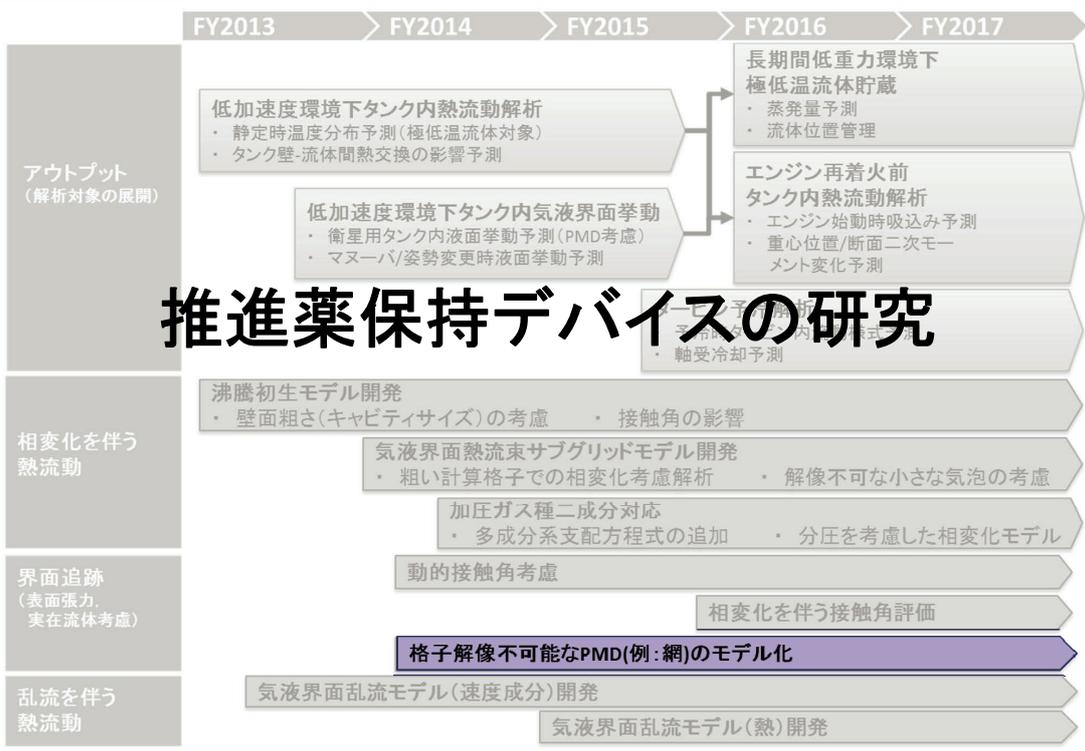
界面捕獲：乱流モデルの導入：高精度な界面捕獲の発展性



基幹ロケット 2段 推進薬タンク内熱流動



JAXA JAXA's Engineering Digital Innovation Center



推進薬保持デバイスの研究

タンク内流動に関して現象整理



極低温推進薬を利用するロケットは液体が大きく暴れない様に運用する事を想定すれば・・・
 タンク内の熱流動現象は下記の3つの影響で作り出される。

- A) 蒸発・凝縮などの相変化 ... ミッション時間が短い為にタンクは冷えたまま
- B) 表面張力 ... 低加速度環境では支配的になる
- C) 加速度 ... H-IIAロケットと大きく異なる

流れ場は運動方程式で記述され、各力の比率を無次元数で整理できる。

Navier-Stokes方程式 (運動量)

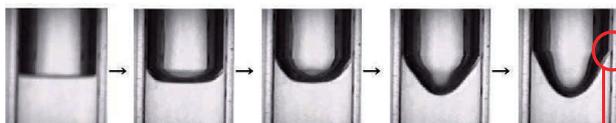
$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho(\vec{u} \cdot \nabla)\vec{u} = -\nabla p + \nabla \left\{ \lambda(\nabla \cdot \vec{u}) \mathbf{I} + \mu(\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) \right\} + \nabla \left\{ \sigma \delta_s (\mathbf{I} - \vec{n}_s \vec{n}_s) \right\} + \rho \vec{g}$$

対流項
圧力項
粘性項
表面張力項
重力項

慣性力	: $I = \rho U^2$	[Pa]		
粘性力	: $V = \mu(U/L)$	[Pa]	ボンド数	: $Bo = G/S = \rho g L^2 / \sigma$ [-]
加速度力	: $G = \rho g L$	[Pa]		
界面力	: $S = \sigma/L$	[Pa]		

今回はB)表面張力とC)加速度の比率であるボンド数を合わせた試験を検討

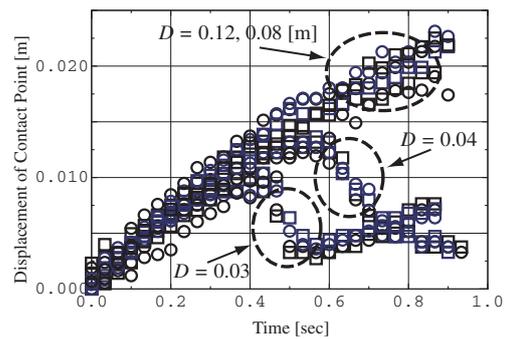
モデル試験の成立性



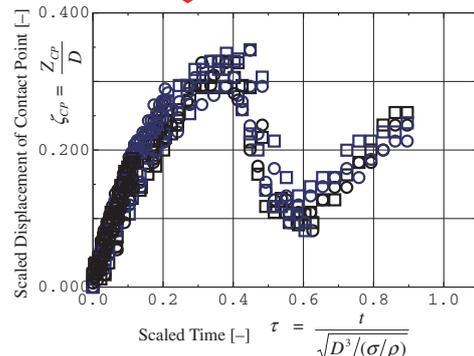
液面端部の位置

流れの相似性を利用した試験の場合、
 小さい容器を用いた場合は現象時間が短くなる。

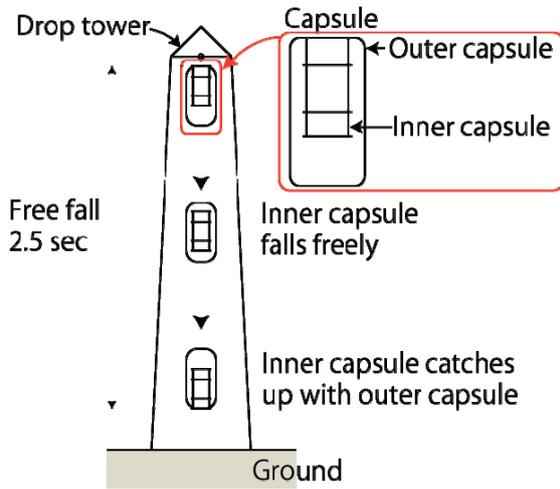
この特性を利用すれば・・・
 短い無重力時間でも実機運用時間の検討が可能



無次元化



無重力環境を得る手段



植松電機 落下塔 コスモトーレ



コスモトーレの諸元

μ G time	2.5-3 sec (45mdrop)
Payload size	Φ 50cm × 80cm
Total weight of capsule	400 kg

界面捕獲：その他

：高精度な界面捕獲の発展性：実験の重要性

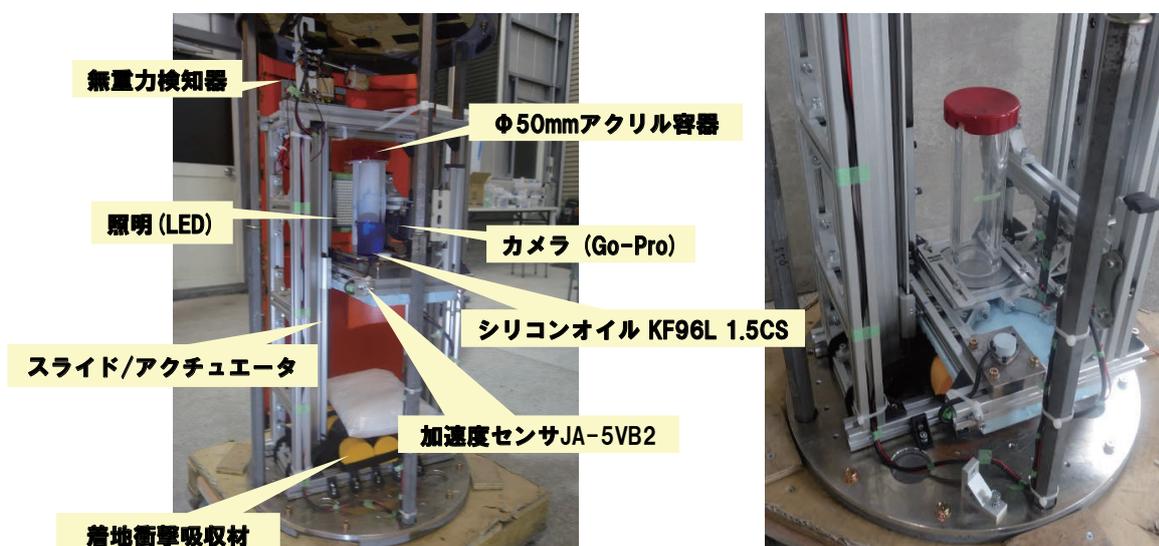


濡れ性駆動 (東大-JAXA)

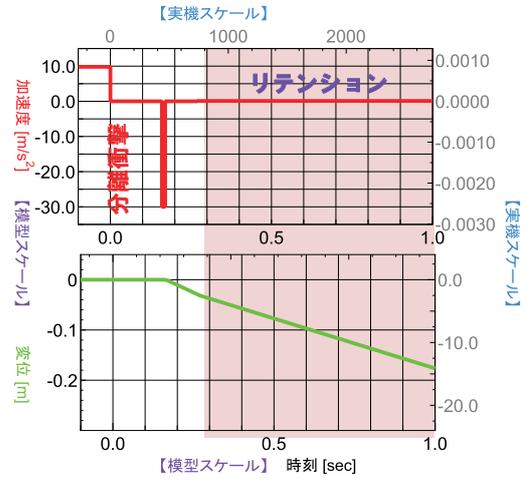
低加速度を加える手段



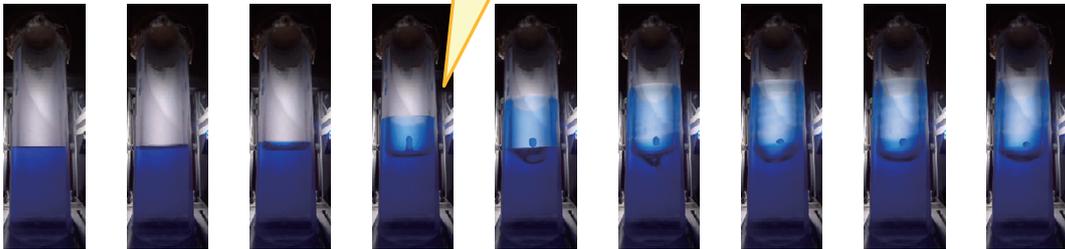
低加速度を加える手段



可視化結果



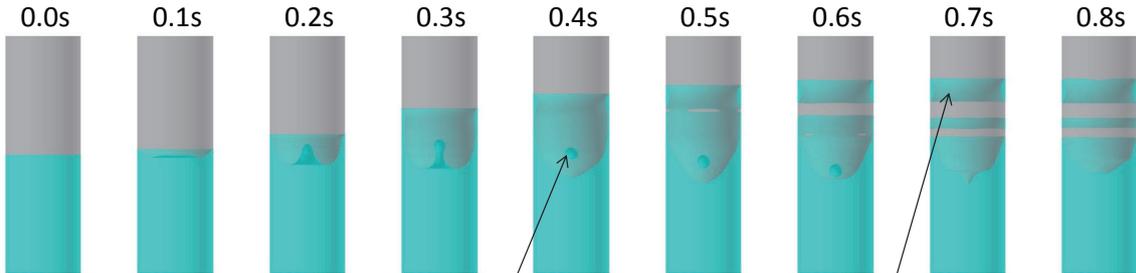
分離衝撃により
タンク壁面を昇る



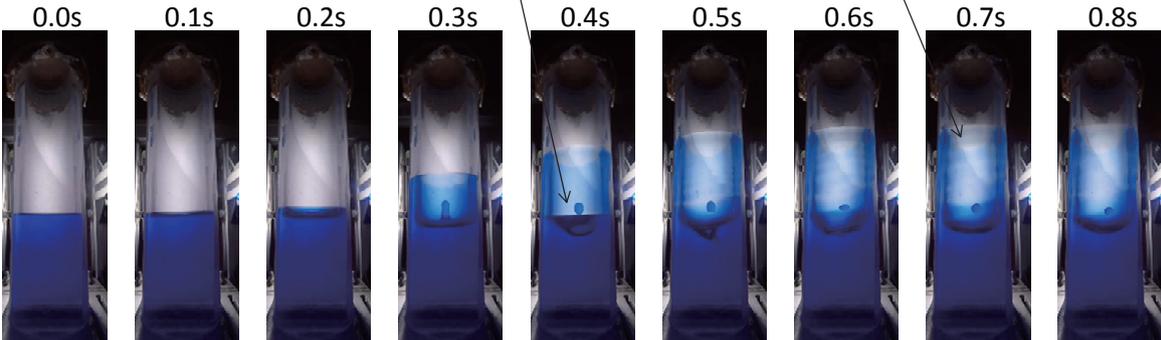
シミュレーション検証結果



解析



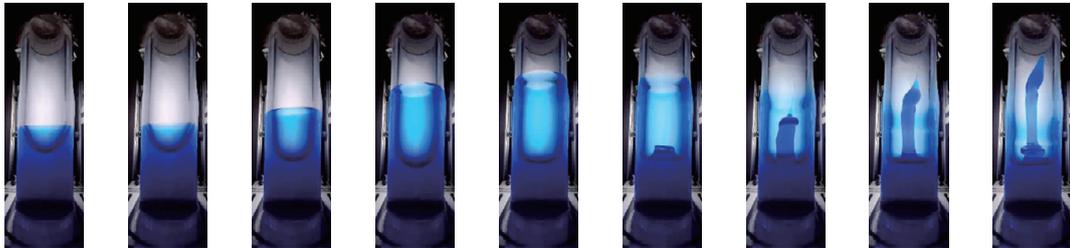
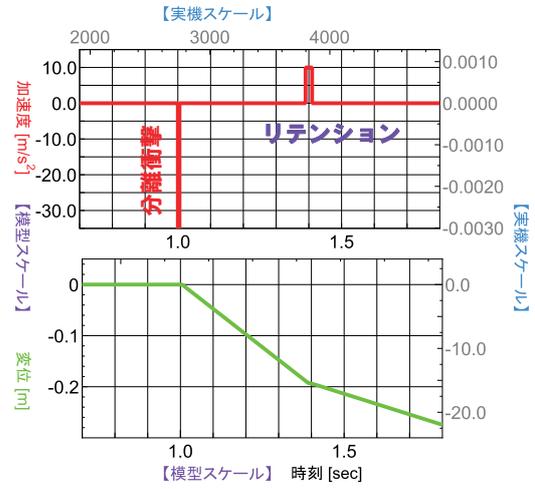
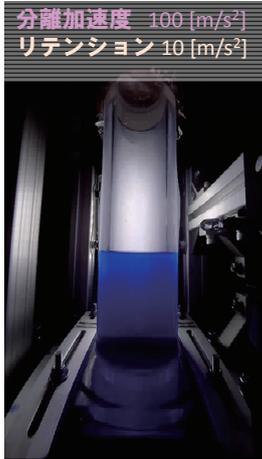
実験



解析と実験共に中心部に液滴

解析と実験で似た這い上がりを示す

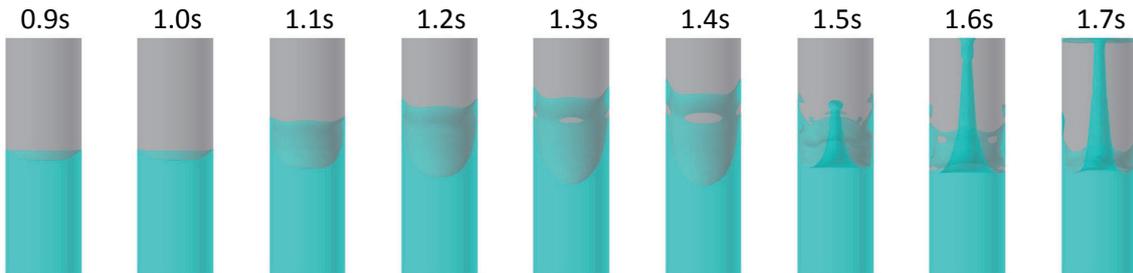
可視化結果



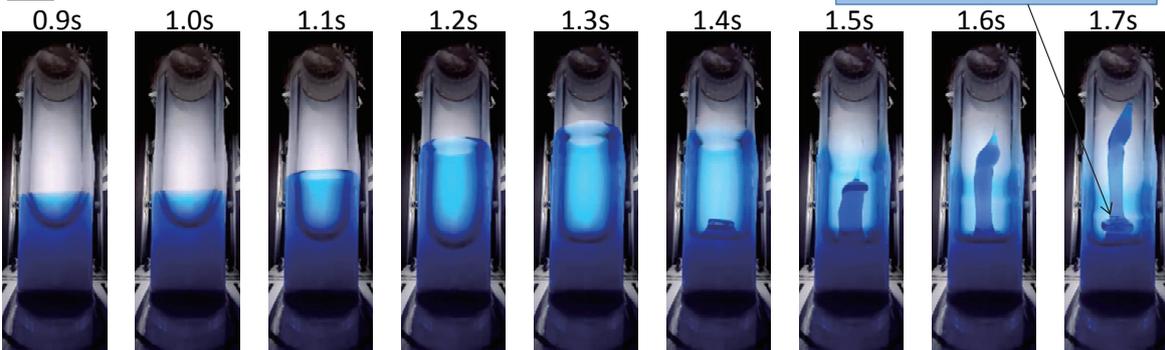
シミュレーション検証結果



解析



実験

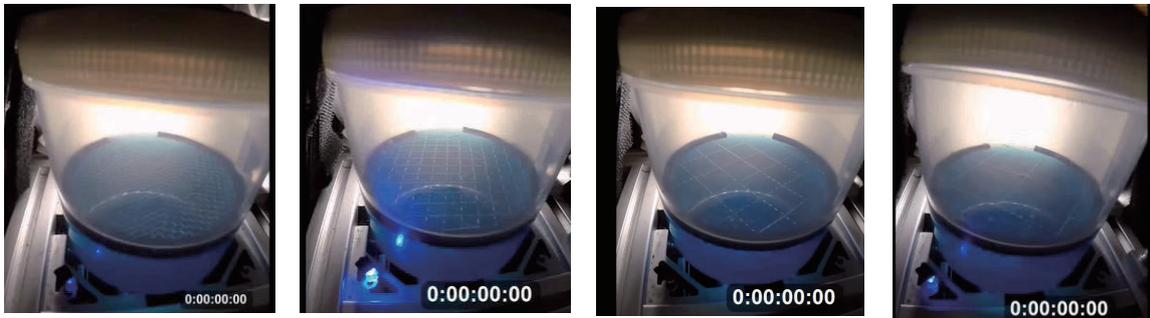
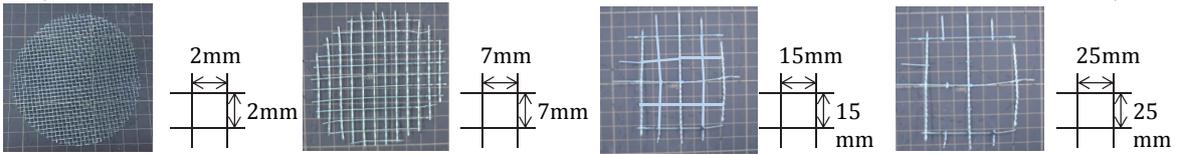
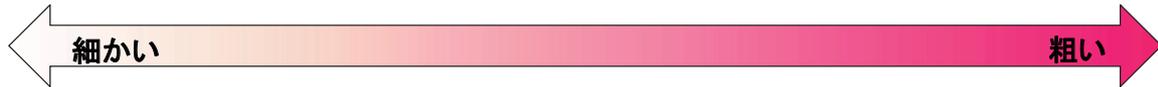
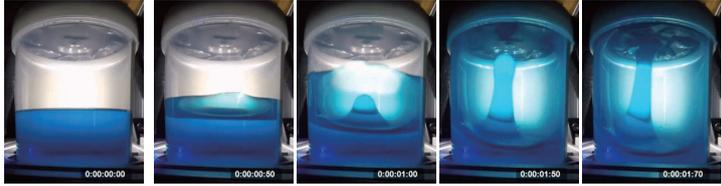


実験では1.4秒以降も高さ方向に振動するのでふくらみができる

デバイス検討



対策無しでは
液が容器上部へ移動するが...

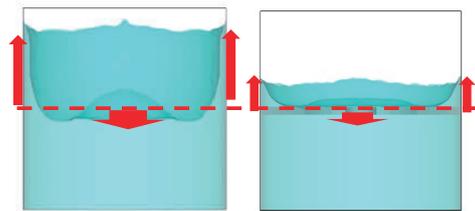


数値シミュレーションで再現



原理

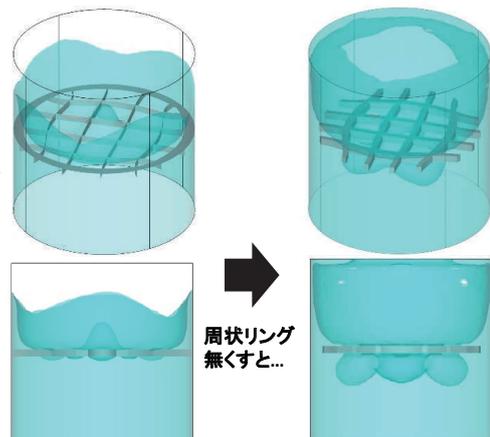
- ① 機軸上向き速度が加わった際、濡れ性による壁面液膜が上昇する
- ② 液膜が上部に移動した分、容器中央の液体積が減り、液面が落ち込む
- ③ 液面が表面張力によって網に引っ掛かる

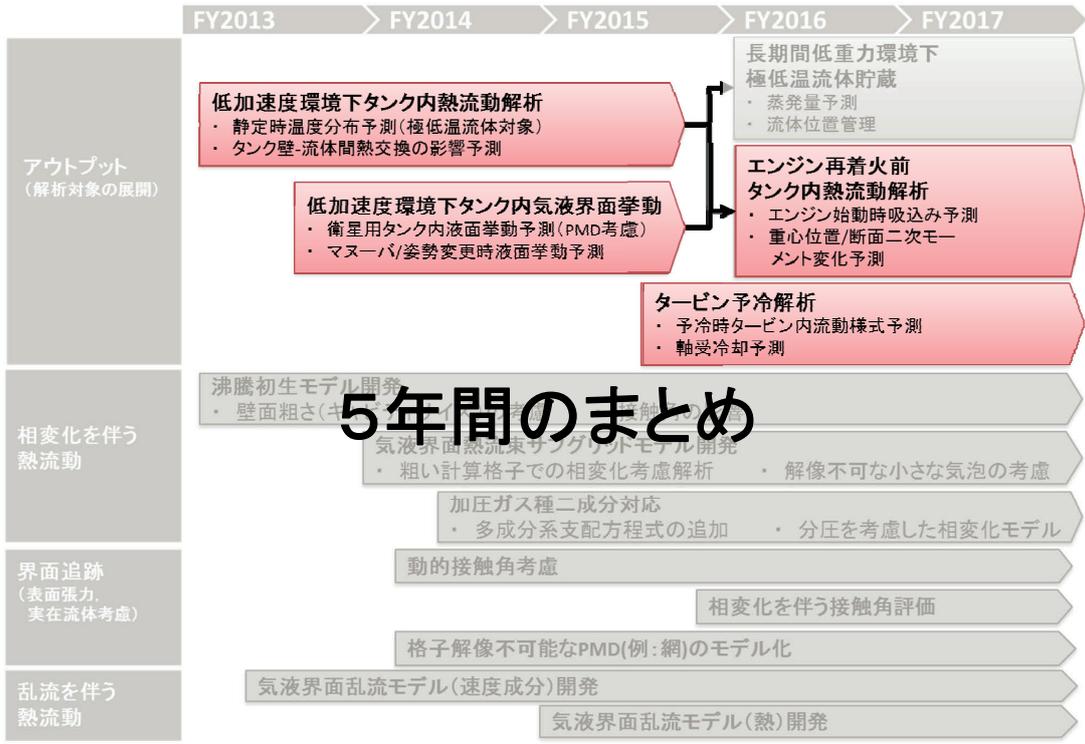


液面保持の有効性

「容器上部に漏れる液体体積」と「液面低下を抑える面積」の割合で液体保持可否が決まる

本実験デバイスでは網を囲む周状のリングが壁面の液の漏れ量を調整する効果がある。





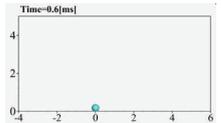
本研究会は高い成長度で終了を迎えられて良かった

大学とメーカーとの間で意見や技術を活発に交換する事で、JAXA(第三研究ユニット)のツールと人材が成長できました。研究会にご参加頂いた皆様のお陰で、JAXA(第三研究ユニット)として本講座に期待する成果をフルに得る事ができました。

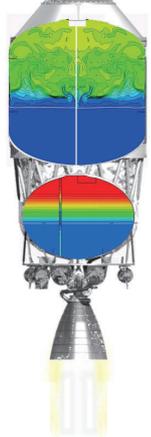
講座開始(FY2013)
 タンク用の計算格子を作る事さえ手探り状況だった...



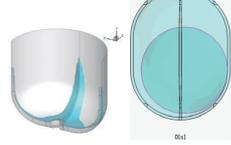
泡の成長計算だった...



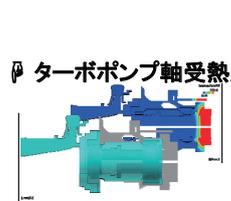
講座終了(FY2017)



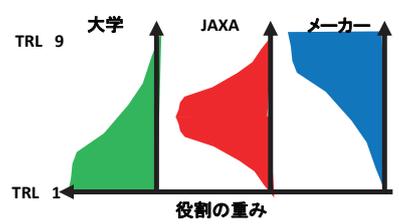
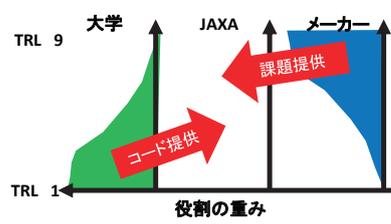
④ 衛星タンク推進薬挙動解析



⑤ 推進薬タンク内熱流動解析



⑥ ターボポンプ軸受熱流動解析



二液式スラスタ開発における 推進薬・反応性熱流動研究の適用と期待

三菱重工業株式会社
宇宙事業部
宇宙機器技術部 衛星推進機器設計課
© 2017 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.



本日の発表内容



1. 製品紹介
2. フライト実績
3. 推進系設計における現状開発プロセスと課題
4. 目指している開発プロセス
 4. 1 性能予測解析技術
 4. 2 霧化CFD適用事例紹介
 4. 3 燃焼CFD適用事例紹介
 4. 4 水流し試験による性能評価
5. 成果と今後期待すること

1 MHI製品紹介



衛星推進系 (RCS: Reaction Control System / OME: Orbit Maneuver Engine)
 姿勢制御装置 軌道制御装置

ロケット用姿勢制御装置 (SJ: Side Jet / RCS)

当社製品例①: 衛星用RCS / OME

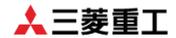


当社製品②: イプシロンロケット2段用RCS

タンク	
チタン合金、CFRP製	
スラスタ	
1液式スラスタ	
2液式スラスタ	

© 2017 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

1 MHI製品紹介 ～ 一液式スラスタと二液式スラスタ



一液式スラスタ

触媒層

燃料

分解

分解ガス

燃料(ヒドोजン)の触媒分解ガス噴射

二液式スラスタ

燃料で燃焼室を冷却

燃料

酸化剤

燃焼

燃焼ガス

燃料(ヒドोजンorMMH)/酸化剤(MON-3)自己着火による燃焼ガス噴射

© 2017 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.



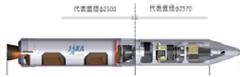
1 MHI製品紹介

一液式推進系

主用途：中・低軌道衛星、ロケット姿勢制御装置



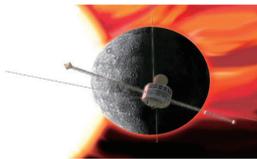
太陽観測衛星“ひので”



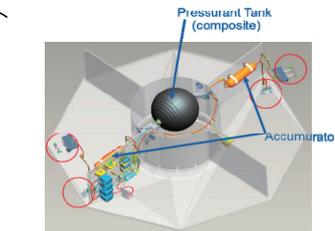
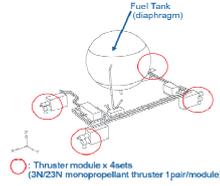
イプシロンロケット 2段RCS

コールドガスジェット推進系

主用途：小型衛星、ロケット



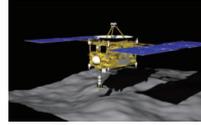
水星探査機“MMO”



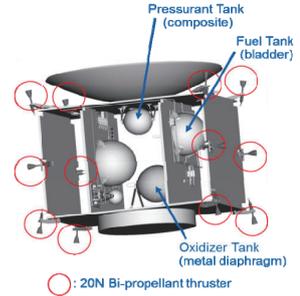
○ : 0.4N cold gas thruster

二液式推進系

主用途：静止衛星、惑星探査機



小惑星探査機“はやぶさ”



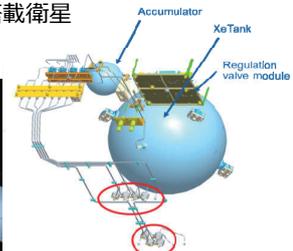
○ : 20N Bi-propellant thruster

電気推進用推進供給系

主用途：電気推進搭載衛星



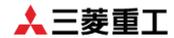
小惑星探査機“はやぶさ”



○ : interface connector to ion thruster Assy

© 2017 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

2 フライト実績



昭和/平成	S40~H5	H7~H12	H13~H17	H18~H22	H23~	
ロケット用姿勢制御装置 (SJ、RCS)	M-3S II (SJ) 実績8機 K.L.M.用 累計実績 40機 M-4S, M-3C, M-3H, M-3S, S-520S, M-3S II, M-V	M-V1号機(はるか搭載) ▼(H9.2.12) M-V4号機(ASTRO-E搭載) ▼(H12.2.10) M-V3号機(のぞみ搭載) ▼(H10.7.4) M-V(SJ)1機/年 J-I1号機 ▼(H8.2.12) 再使用ロケット実験機 ▼H11~	M-V5号機(はやぶさ搭載) ▼(H15.5.9) M-V6号機(さざく搭載) ▼(H17.7.10) M-V7号機(ひので搭載) (H18.9.23) M-V8号機(あかり搭載) (H18.2.22)	▼イプシロンロケット(H25~)		
科学衛星用推進系 (RCS)	ハル-彗星探査衛星(RCS) ▼“さきがけ”(S60.1.8) ▼“すいせい”(S60.8.19) 工学試験衛星(RCS) ▼“ひてん”(H2.1.24) 磁気圏観測衛星(RCS) ▼(H4.7.24) 無人宇宙実験衛星(RCS/OCT) ▼(H7.3.18) SFU	宇宙天文台(RCS) ▼(H9.2.12) 地球周回天文衛星(RCS)(H12.2.10) はるか ASTRO-E すざく SFU 火星探査機(RCS/OME) ▼(H10.7.4) のぞみ	▼X線天文衛星(RCS) (H17.7.10) ▼太陽観測衛星(RCS) (H18.9.23) ▼赤外線天文衛星(RCS) (H18.2.22) あかり 金星探査機(H22.5.21) ▼(H15.5.9) 小惑星探査機(RCS) ▼(H15.5.9) はやぶさ ▼ひまわり-7(H18.2.18) ▼USERS(H14.9.10) ▼SERVIS-1(H15.10.29)	▼X線天文衛星(H28.2.17) ひとみ ▼赤外線天文衛星 SPICA 小惑星探査機 ▼(H26.12.3) ▼月着陸実験機 SLIM はやぶさ2 ▼水星探査機(H30) 外惑星探査機 ▼ Rep/Colombo MMO ▼小型科学衛星(H25~) ▼みちびき (H22.9.11) ▼ひまわり8 (H26.10.7) ▼DS2000 ▼革新衛星		
実用衛星他		▼大気圏再突入実験機推進機 (OREX)(H5)		SERVIS-2(H22.6.2) ▼ひまわり8 (H26.10.7)		

・昭和40年頃から
ロケット用・衛星用スラスタ等を
500基以上 開発・納入

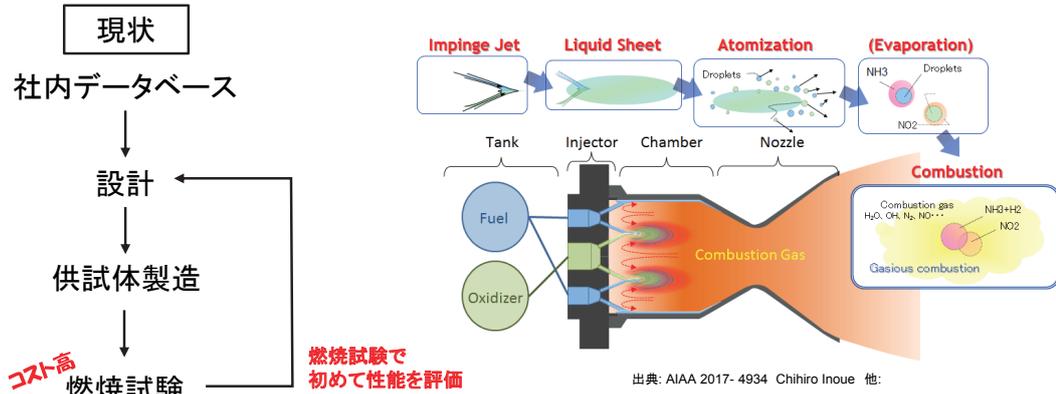
© 2017 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

3 推進系設計における現状開発プロセスと課題



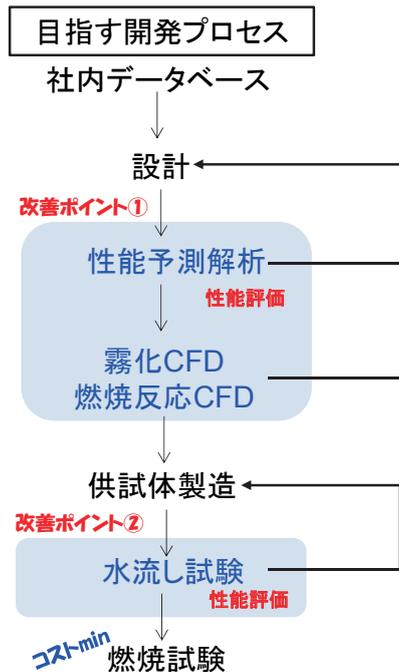
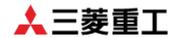
- ① 衛星ミッション要求による推進系に対する作動要求が衛星毎に異なる
- ② 推進薬の化学反応計算が非常に複雑であり、流体、燃焼の連成解析が困難
- ③ スラスタは物が小さく、各部の圧力・温度計測が困難

→ 従来解析による推進系の性能評価ができておらず、燃焼試験を繰り返している



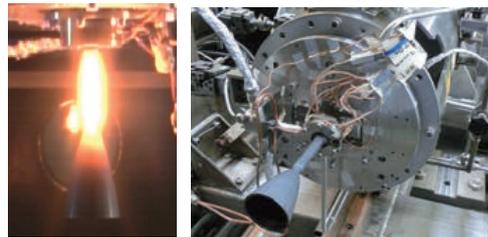
推進薬・反応性熱流動解析の適用で開発プロセスを改善したい

4 目指している開発プロセス

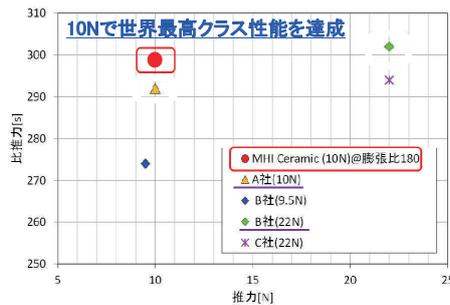


【適用事例】

次世代商用衛星向け10N二液スラスタ(現在開発中)



三菱重工技報 Vol.54 No.4 (2017)



開発プロセスの改善により設計期間、開発費用が低減できる



4.1 性能予測解析技術

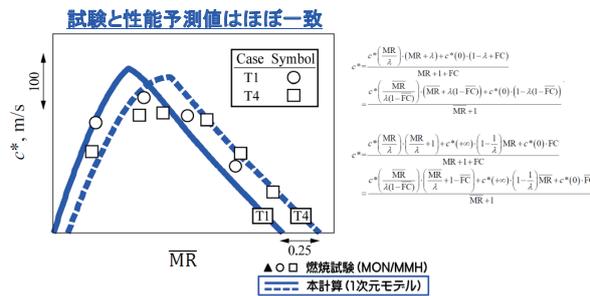
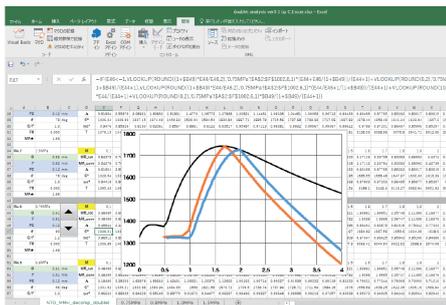
【適用事例】
次世代商用衛星向け10N二液スラスタ

【解析によって得られた結果】
従来ツールでは評価が困難であった噴霧状況やフィルムクーリング等の影響を考慮した性能予測が可能となった



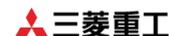
10Nセラミックスラスタ燃焼試験状況

主要パラメータを明らかにし一次元計算により性能予測

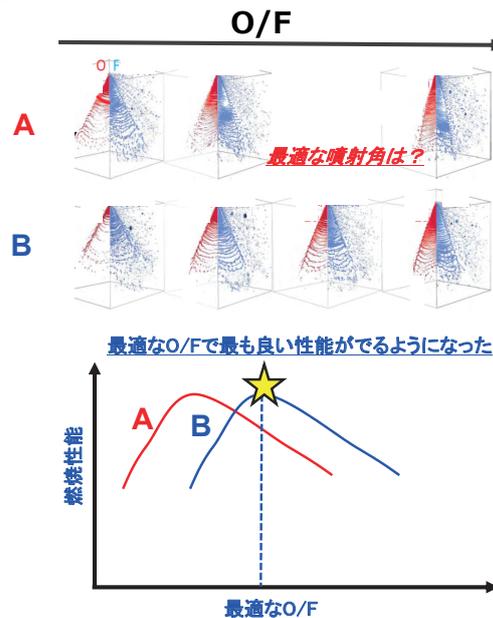
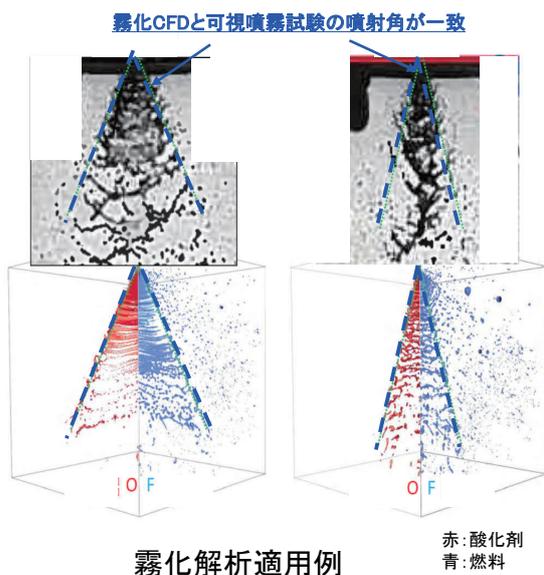


噴射器形状等の設計パラメータから効率よく性能予測が可能となった

4.2 霧化CFD適用事例

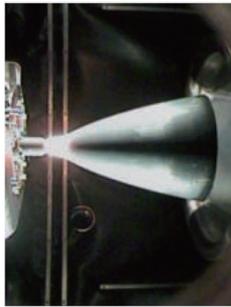


霧化CFDで最適な噴射角を導き出し噴射器を設計



霧化CFDによる噴射状況評価により燃焼性能を評価可能

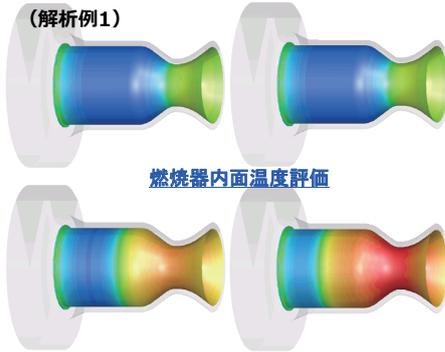
4.3 燃焼CFD適用事例



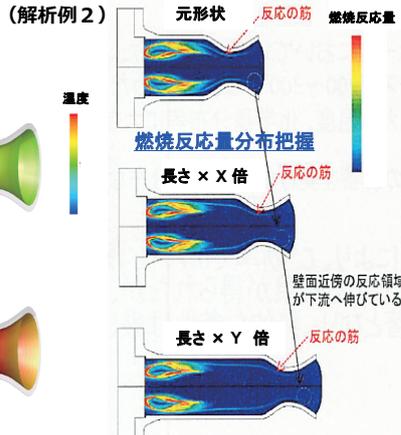
500Nセラミックスラスタ燃焼試験状況

【適用事例】
500Nセラミックスラスタ

【解析によって得られた結果】
燃焼室の温度分布
燃焼反応や生成物分布
→ 燃焼器長さ形状に対する最適値

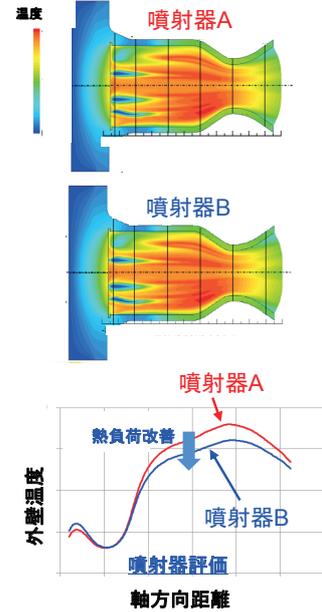


燃焼器内面温度評価



燃焼反応量分布把握

(解析例3)



噴射器A

熱負荷改善

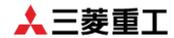
噴射器B

噴射器評価

軸方向距離

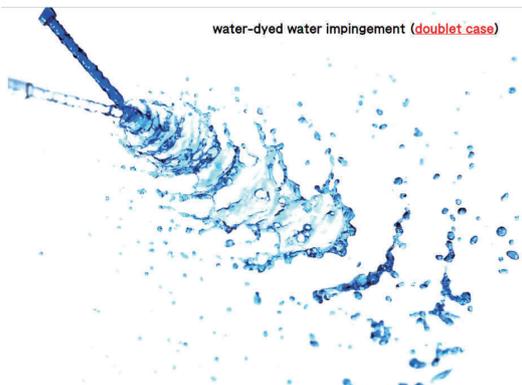
燃焼室内の現象の把握ができ燃焼器の最適形状の効率的な設計が可能となった

4.4 水出し試験による性能評価

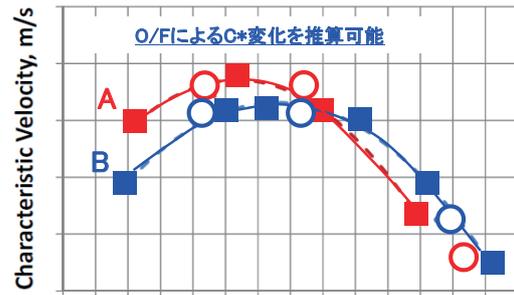


【適用事例】
次世代商用衛星向けに10N二液スラスタ開発

【解析によって得られた結果】
燃焼試験で得られた性能を水出し試験で確認することができた

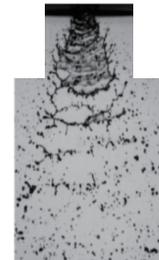


water-dyed water impingement (doublet case)



- 燃焼試験(A)
- 燃焼試験(B)
- 水出し試験(A)
- 水出し試験(B)

O/F



噴射器の水出し試験の結果で燃焼試験結果を予想できる見込みを得た

5 成果と今後期待すること



推進薬・反応性流動研究を適用することで…

- ① 定常作動時における高精度な性能解析が可能
- ② 10Nスラスタの高性能化に適用し設計期間の短縮及び供試体製造数低減が可能
- ③ 水流し試験による性能評価によって燃焼試験回数を減らすことが可能



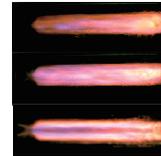
10Nスラスタ燃焼試験



500Nスラスタ燃焼試験

今後期待すること…

- ① 可視化によりパルス作動時や着火時などの過渡特性の解析手法確立
- ② 大推力スラスタへの開発適用のためのマルチエレメントの噴射器の解析
- ③ 一液式スラスタ触媒中の反応性熱流動解析



10N可視化試験

本研究を適用することでスラスタの開発における開発期間、コスト、リスクの低減を図る

MOVE THE WORLD FORWARD

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム
「産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー」

NUW106802

ロケット推進系開発における 推進薬熱流動研究の適用と期待

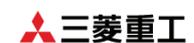
2018年 1月 22日
三菱重工業株式会社
防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部
宇宙システム技術部

© 2017 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

当社に無断で第三者への開示、複写することをご遠慮下さい。



目次



- 液体ロケット推進系開発における課題
- 推進薬熱流動研究の適用
 - ・H2A高度化開発
 - ・H3ロケット開発
- まとめ

液体ロケット推進系の課題



● 液体ロケット推進系の最近の話題

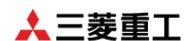
□ 上段系

- より遠くへ 低軌道で衛星分離 ⇒ 静止軌道で衛星分離 ⇒ 月遷移
- より長時間 約30分 約6時間 約5日

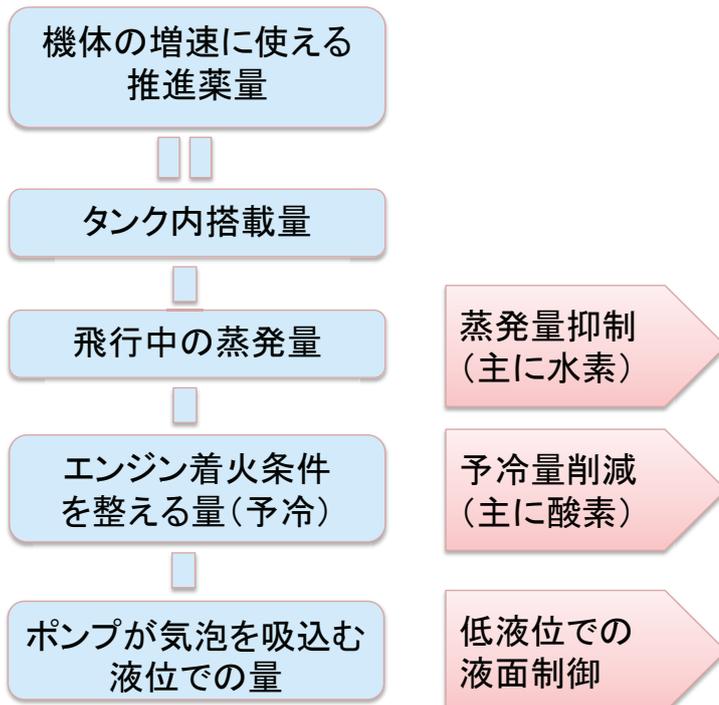
□ ブースタ系

- 再使用へ 大気圏再突入 & 再着火

液体ロケット推進系の課題



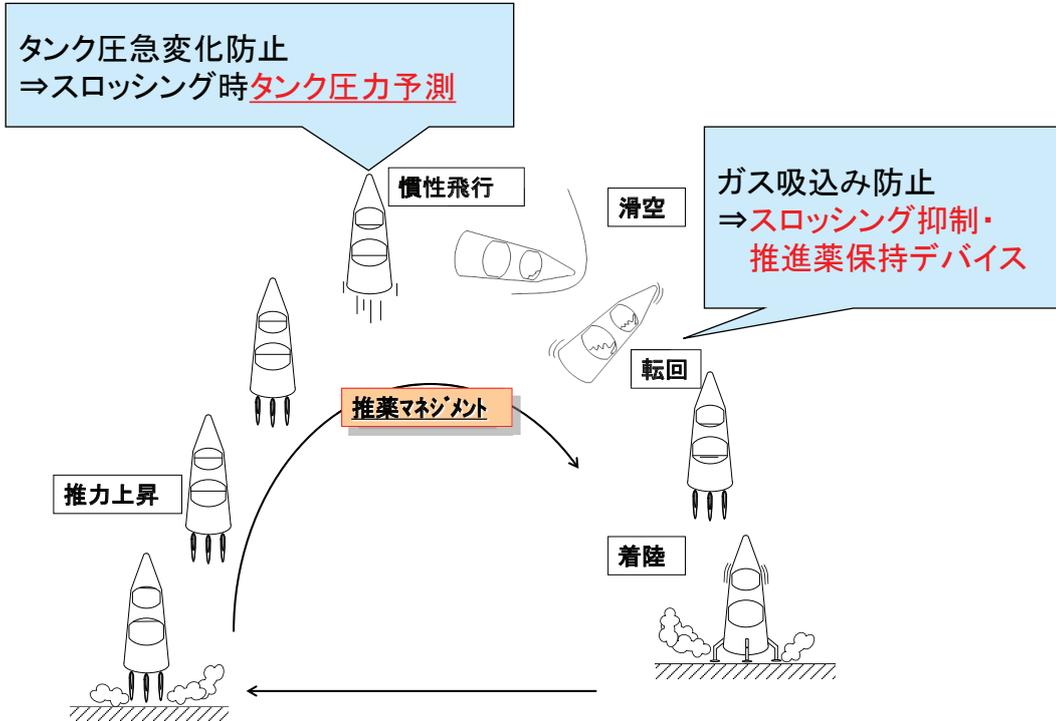
● 上段ステージ：限られた推進薬の効率的な使用



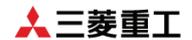
液体ロケット推進系の課題



- ブースタステージ: 機体の多様な動きに対応した推進薬マネジメント



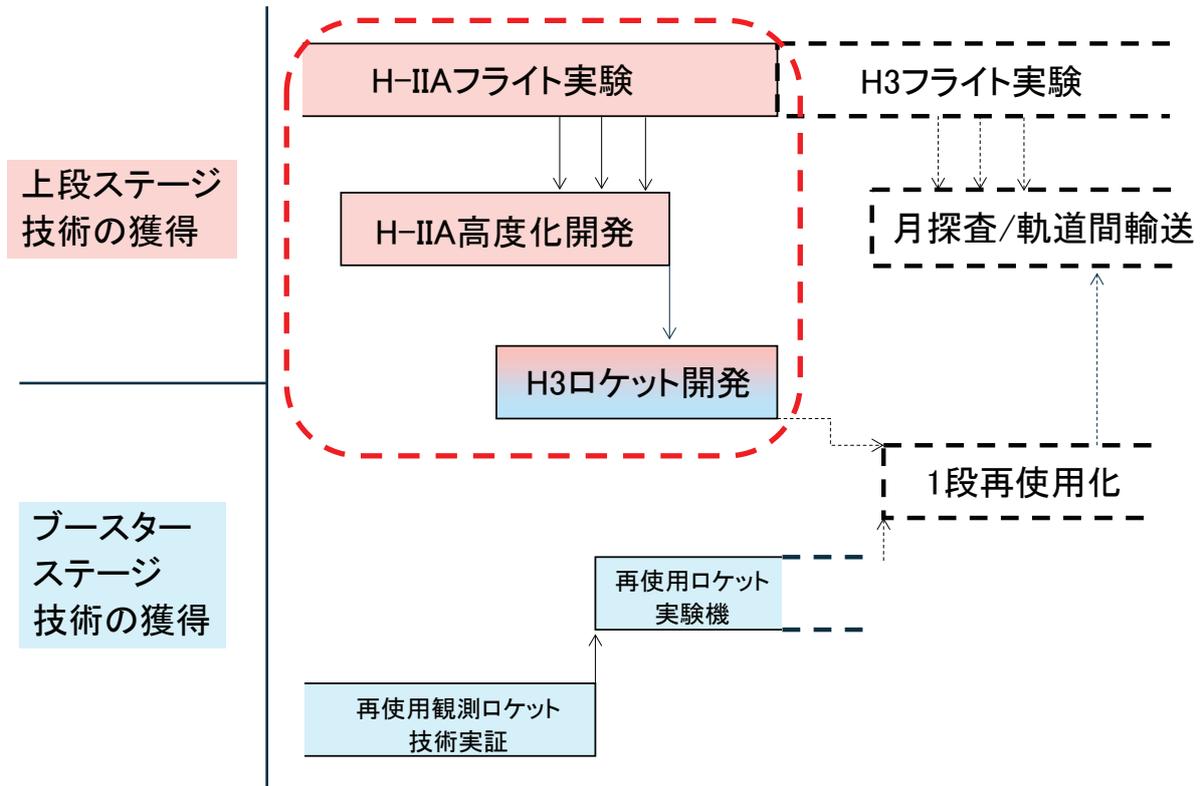
液体ロケット推進系の課題



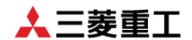
- 推進薬熱流動に関わる技術課題

	実現したいこと	現状の課題	研究課題
上段 ステージ ↑ ↓ ブースター ステージ	ゼロボイルオフ	入熱抑制、排熱	μG下蒸発量解析技術 (検証のための計測技術を含む。 例: 熱バランス検証)
	OG推進薬保持	推進薬保持デバイス適用時の推進薬挙動予測(相変化を含む)	低重力場での、熱流動を含む推進薬挙動解析技術 (検証のための計測技術を含む。 例: 熱流束計測)
	コスト中エンジン予冷不要化	ターボポンプ軸受冷却	低G・二層流での流路内温度解析技術(アイドル燃焼予冷等)
	エンジン始動時気泡吸込防止	液保持手法(OG下/スロッシング下)	大型タンク・極低温推進薬用PMD(OG下/スロッシング環境下)

ロケット推進系開発におけるMHIの取り組み



H-IIAフライト実験から高度化開発



● 実績を重ねて新規技術獲得

- フライト実証+要素試験
- 解析技術の向上

高度化開発
ロングコースト後
低液位再々着火

実現したいこと	H-IIA適用技術	TF1	TF2	F7	F21	F24	F26	F29
ゼロボイルオフ	・PIFの実力把握	○	○	○	-	○	-	-
	・LH2タンク表面白色化による入熱抑制	-	-	-	○	-	○	○
OG推進薬保持	・蒸発ガスによる低Gリテンション	-	-	-	-	-	-	○
	・GJ間欠作動による低Gリテンション	○	○	○	○	○	○	-
コースト中エンジン予冷不要化	・間欠予冷による予冷量削減(LH2)	○	○	○	○	○	○	○
	・トリクル予冷による予冷量削減(LOX)	-	-	-	-	○	○	○
エンジン始動時気泡吸込防止	・アイドル燃焼からの立ち上げ	-	○	-	-	-	○	○

H-IIAロケット高度化開発



- CIP-LSMを、設計ツールとして活用
 - バッフル最適化
 - パラメトリック検討
 - フライト実験飛行後評価解析
 - フライトシーケンス検討

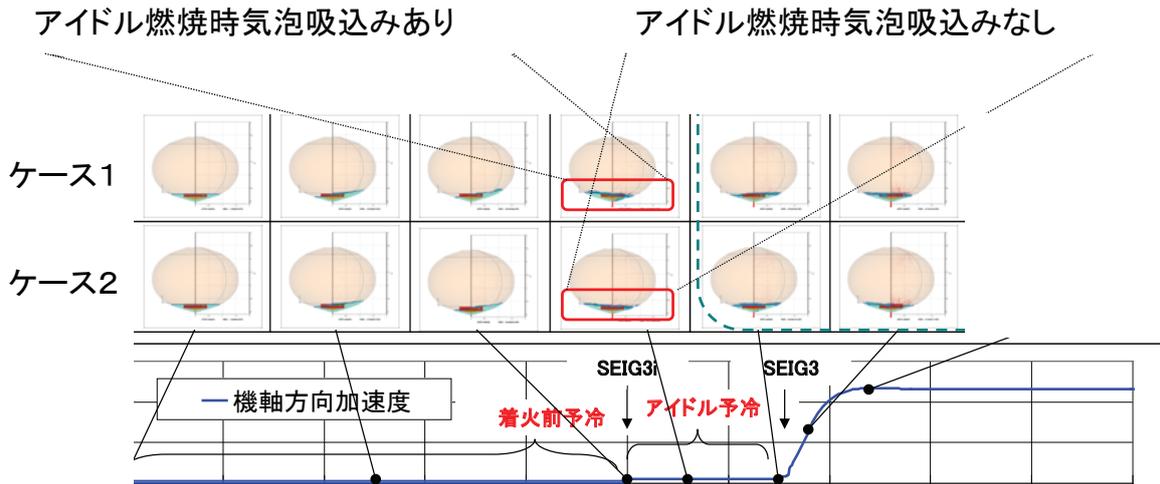
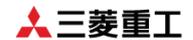


図 ロングコースト後の再々着火時推進薬挙動解析

H-IIAロケット高度化開発



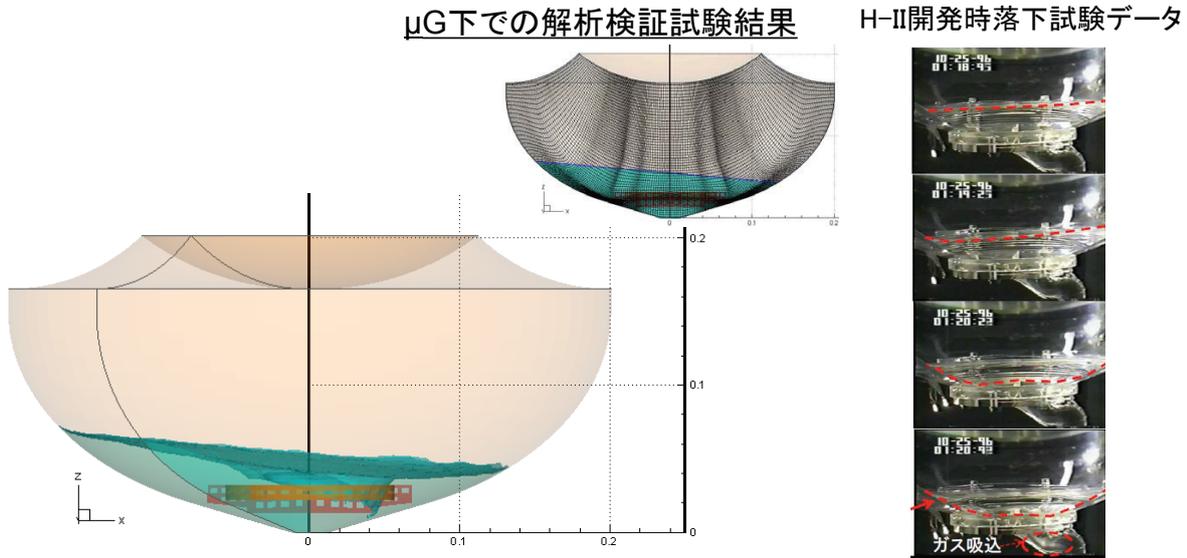
- 狙い
 - コースト中／燃焼終了時の許容最低液位を下げ、無効推進薬量を削減
- ポイント
 - μ G下での推進薬挙動予測 ← CIP-LSM(東大)の適用

1G下での解析検証試験結果

LH2タンク			
バッフルなし		バッフルあり	
模型タンク	解析	模型タンク	解析
LOXタンク			
バッフルなし		バッフルあり	
模型タンク	解析	模型タンク	解析

H-IIAロケット高度化開発

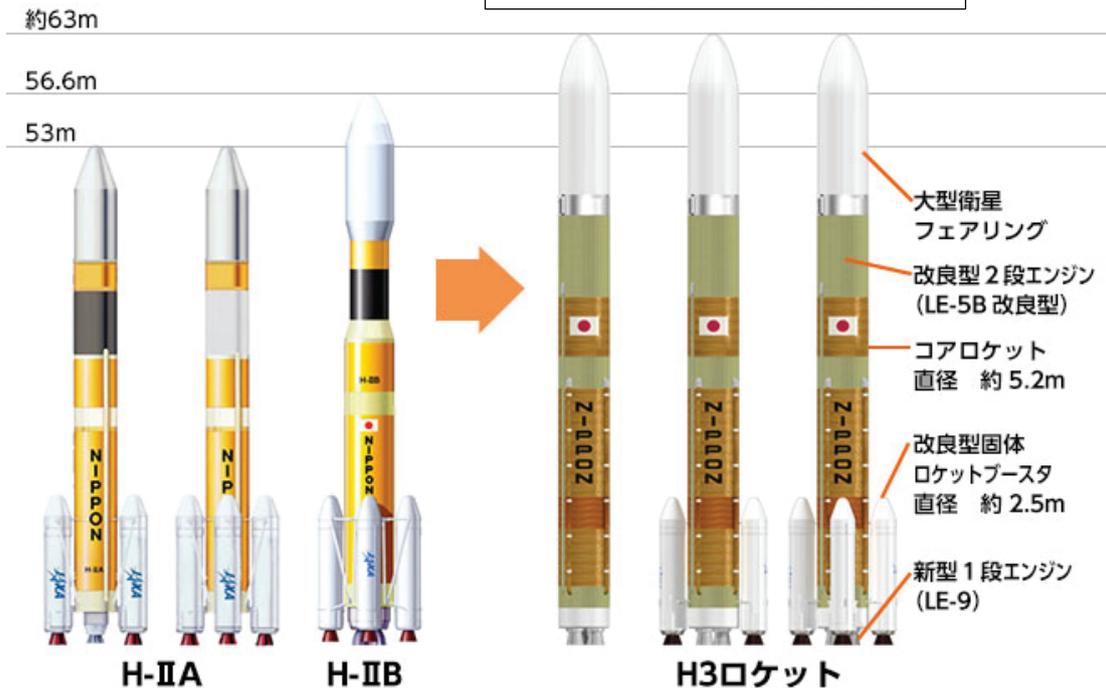
- 狙い
 - コスト中／燃烧終了時の許容最低液位を下げ、無効推進薬量を削減
- ポイント
 - μ G下での推進薬挙動予測 ← CIP-LSM(東大)の適用



H3ロケット推進系開発

豊富な開発・運用データ

H-IIAの知見を活かして効率的に開発
(サイズUP, エンジン基数変更etc)



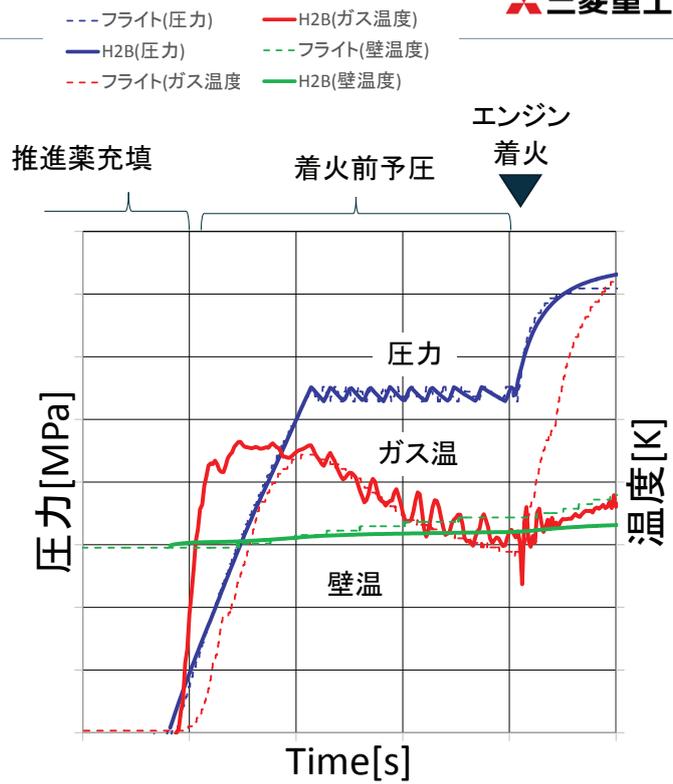
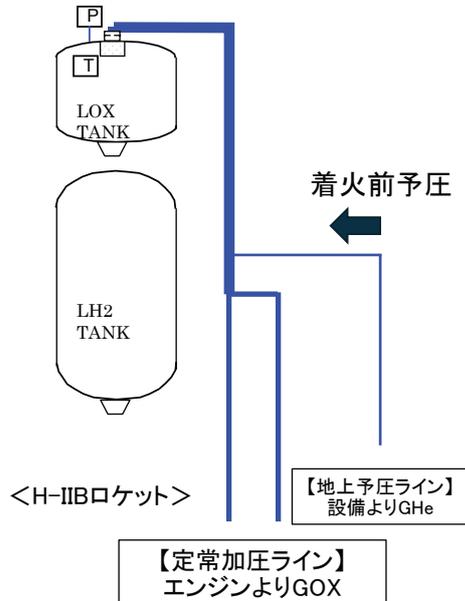
JAXAホームページより

H3ロケット推進系開発



● CIP-LSMの適用範囲を拡大

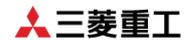
- 推薬挙動+熱
- タンク圧力挙動解析
- H-IIA/Bロケット運用データの活用



H-IIIB運用データの再現解析

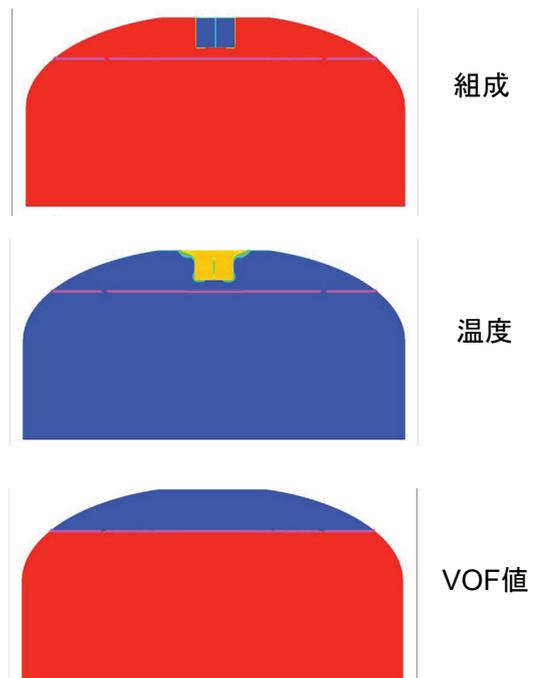
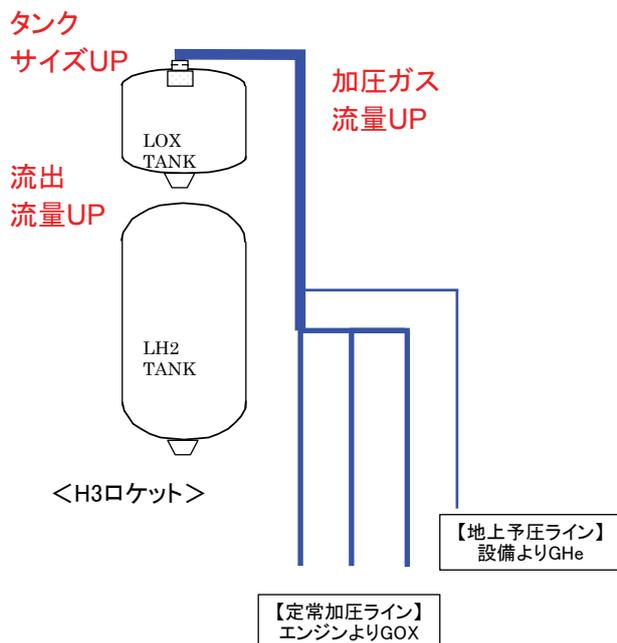
H3ロケット推進系開発

H3予測解析



● 開発試験前の予測精度の向上

- 試験期間・回数の削減
- ばらつき解析による信頼性向上



今後への期待



実現したいこと	現状の課題	研究課題
ゼロボイルオフ	入熱抑制、排熱	μG下蒸発量解析技術 (検証のための計測技術を含む。 例:熱バランス検証)
OG推進薬保持	推進薬保持デバイス適用時の推進薬挙動予測(相変化を含む)	低重力場での、熱流動を含む推進薬挙動解析技術 (検証のための計測技術を含む。 例:熱流束計測)
コスト中エンジン予冷不要化	ターボポンプ軸受冷却	低G・二層流での流路内温度解析技術(アイドル燃焼予冷等)
エンジン始動時気泡吸込防止	液保持手法(OG下/スロッシング下)	大型タンク・極低温推進薬用PMD(OG下/スロッシング環境下)

⇒ 解析技術を設計ツールとして活用
(自信を持って使う為の、ツールの理解、検証)

MOVE THE WORLD FORWARD

社会連携講座の成果と 今後への期待

JAXA研究開発部門
第三研究ユニット長
嶋英志

1

目次

1. 宇宙開発の特性と数値シミュレーションの狙い
2. 東大-JAXA社会連携講座の狙いと成果
3. 成果活用と今後の連携への期待

2

目次

1. 宇宙開発の特性と数値シミュレーションの狙い
2. 東大-JAXA社会連携講座の狙いと成果
3. 成果活用と今後の連携への期待

3

ロケットの打ち上げ・・・

「成功率95% = 20回に1回は失敗」という世界・・・



4

なぜ宇宙開発は難しいか？

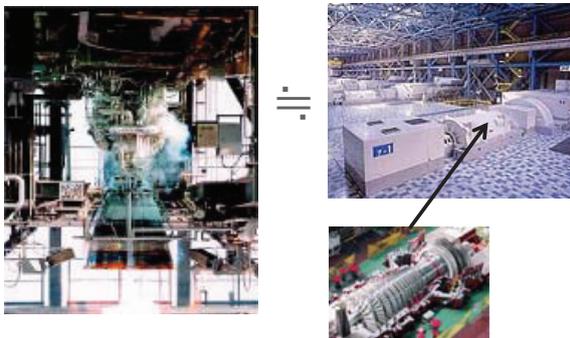
- 巨大なエネルギー
 高温, 高圧, 高速
- 過酷な環境
 真空・極低温
- 軽量構造
 静止衛星の重量は打ち上げ時の約1/100
- 少ない実証機会
- 修理困難

5

液体ロケットエンジンの大きなエネルギーと繊細な構造

■ 発生するエネルギーは中規模発電所の
ガスタービン1基分(900MW)

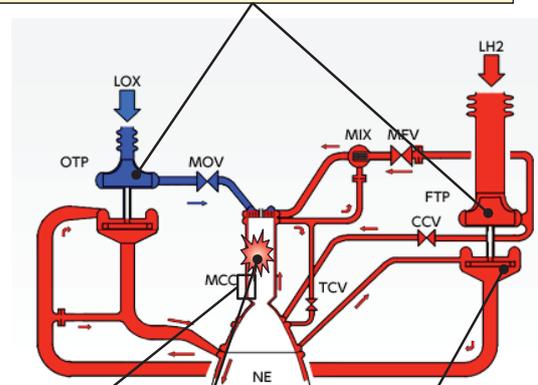
■ 6秒でフルパワーに到達



■ エンジンの構造と特徴

極低温、大流量の流体制御

液体水素 毎秒530L(ドラム缶2.5本)
液体酸素 毎秒180L(ドラム缶1本)

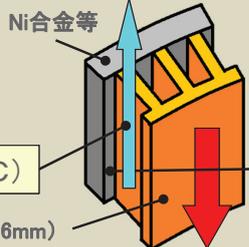


高温・高圧に耐える燃焼室

Ni合金等
3300°Cの燃焼ガスと
マイナス253°Cの液体水素が
0.6mmの壁を隔てて同居

液体水素 (-253°C)

銅合金(最薄部 0.6mm)



燃焼ガス
(3300°C、
120気圧)

ターボポンプ
(40000rpm、
24000馬力)

6

新しい液体ロケットエンジン開発プロセス

従来の設計開発プロセス ~経験則・試験に基づく非効率なプロセス~

Design → Component Test → Integrated Engine Test → Practical Use

Test-Fail-Fix approach

不適合・不具合による設計手戻り

LE-7エンジンの開発期間・コスト実績

設計不適合により開発コスト・期間増大

開発期間10年

目指すべき設計開発プロセス ~シミュレーション活用による革新的プロセス~

Frontloading型設計開発

Design → Simulation → Component Test → Integrated Engine Test → Practical Use

Frontloadingによる問題抽出と早期解決

Frontloadingによる設計の高信頼化

“従来×1/2”へ

7

目次

1. 宇宙開発の特性と数値シミュレーションの狙い
2. 東大-JAXA社会連携講座の狙いと成果
3. 成果活用と今後の連携への期待

講座設置前のJAXA数値シミュレーションの状況と問題点

講座設置以前の状況(約10年前)

- 事故・不具合の原因究明に利用されている
- エンジンの設計開発で利用されつつある



例1) H-IIA/F6の事故原因究明 例2) LE-7A, LE-5Bの改良開発

問題点

- エンジン特有の現象を捉える物理モデルがなく参考情報程度
- 燃焼試験と同等に扱われるほど信頼に足る精度がない
- 開発後期での適用が多く、コスト低減・信頼性向上への貢献度が低い

解決策

1.数値シミュレーションに組み込む物理・数学モデルの開発

- 対策: 東京大学社会連携講座

2. 数値シミュレーションを活用した設計解析ツールの開発

- 対策: 情報化事業「ロケットエンジン設計解析ツールの高度化」(JAXA)

3.数値シミュレーションを直接組み込んだ設計開発プロセスの構築

- 対策: 高信頼性開発プロセスと次期主力エンジンLE-X (JAXA)

9

東大-JAXA社会連携講座設置の目的

- 問題点
 - JAXAには、必要な物理数学モデルの開発能力がない
 - 宇宙応用に関し、国内においては研究分野として未成熟で、共同研究できる大学等がない
- 社会連携講座の必要性
 - JAXAとの共同運営による方向性の決定
 - 専任教員により先端的な研究を集中して実施
 - 機械工学、化学工学など多分野で成熟した技術を宇宙分野に導入
 - 若手研究者、技術者の育成
 - ALL-JAPAN研究体制の構築、国内研究分野としての確立
- 東大設置の必要性
 - ベースとなる高い研究レベル
 - ALL-JAPAN体制構築における地理的・地位的アドバンテージ
 - 受け皿となる航空宇宙工学科の存在

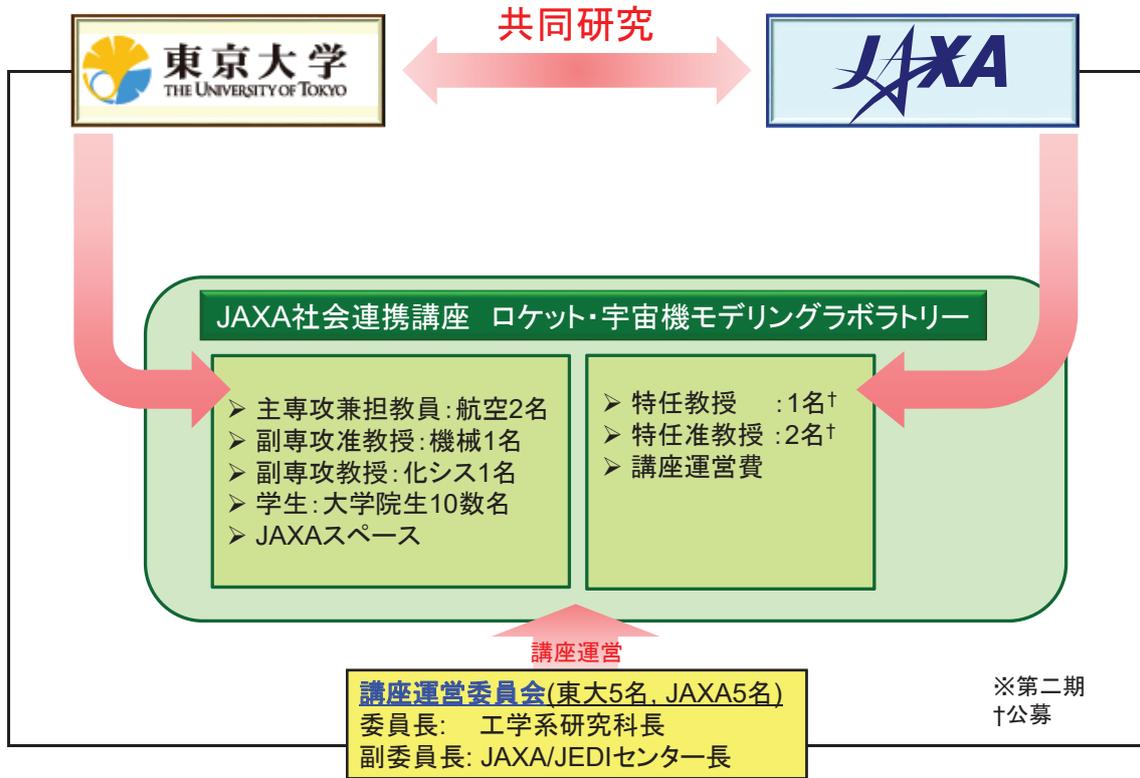


東京大学-JAXA社会連携講座の設置:

- ロケット・宇宙機の設計解析の基盤技術力の強化
- ロケット・宇宙機シミュレーションの物理・数学モデルの開発
- 日本のロケット・宇宙機シミュレーションを世界トップレベルへ

10

社会連携講座の組織体制*



11

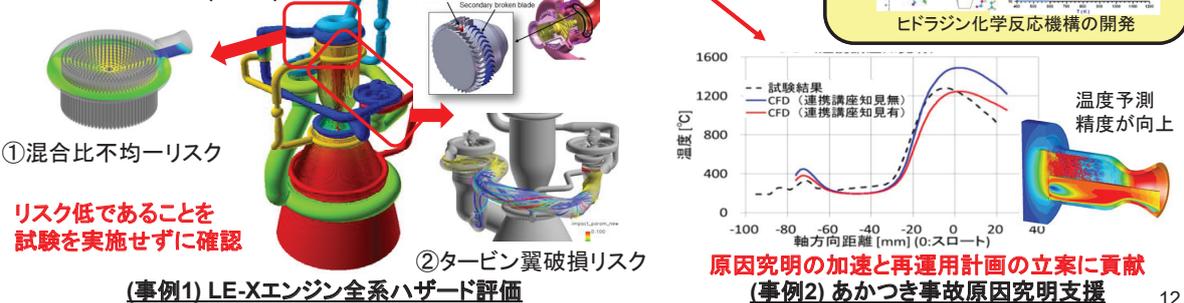
第一期講座の成果; JAXAプロジェクトの課題解決

- 設計開発段階での数値シミュレーション技術の活用とそれによるリスク低減
→ 不具合対応以外での数値シミュレーション技術の利用拡大
- エンジンだけでなく衛星・探査機用スラスタ等の不具合対応にも利用が拡大
→ スラスタ開発メーカーとの共同研究等により、メーカーでの産業利用にも進展見込み

講座での物理・数学モデル開発



プロジェクト課題対応(代表例)



12

第二期講座(FY2012～2018)で目指したこと

新たな価値を創造するロケット・宇宙機の開発



13

第二期講座の目標と結果

目標1. ロケット・宇宙機数値シミュレーション技術の基盤技術力強化

達成

- 講座で開発された物理数学モデルがJAXAの数値シミュレーション技術に反映され、数値シミュレーション技術の適用範囲拡大と信頼性向上を実現
- JAXA職員の物理及びモデリングに関する知識が飛躍的に向上した
- 我が国のロケット・宇宙機モデリングに関する研究中核拠点が構築された

目標2. ロケット・宇宙機シミュレーションの物理・数学モデルの開発 ～世界最高レベルのモデルを1つでも開発～

達成

- 複数の世界初/最高レベルの物理・数学モデル構築に成功
 - ◆ 化学反応高速時間積分法 *Morii, Y., et al., Journal of Computational Physics, 2016*
 - ◆ 高速時間積分法+化学種バンドル法 *Terashima, H., et al., Combustion and Flames, 2017*
 - ◆ スラスタ燃焼解析手法 *Tani, H., et al., Proceedings of the Combustion Institute, 2015*
 - ◆ スラスタ燃焼詳細化学反応機構 *Kanno, N., et al., Journal of Physical Chemistry A, 2015*
 - ◆ スラスタ性能予測理論モデル *Inoue, C., et al., AIAA Journal, 2017 (submitted)*
 - ◆ 乗員安全人体障害評価モデル *今泉俊介, 日本機械学会論文集, 2016*

目標3. 日本のロケット・宇宙機シミュレーションを世界トップクラスへ

達成

- 欧米に匹敵もしくはそれを上回るシミュレーション技術に進化
 - ◆ ロケット燃焼解析(メタン/酸素)の国際ベンチマークで欧米機関に対する解析技術レベルの圧倒的優位を確認(No.1の結果)
 - ◆ 極低温タンク内熱流動解析のベンチマークでも優位を確認
 - ◆ NASA、AFRL(米国空軍)、DLR、CNESからの共同研究等の打診

14

講座のアウトカム 産官学それぞれへの波及効果

① 大学

- ロケット宇宙機研究開発に関わる若手研究者・技術者の育成
- ロケットエンジンシミュレーション分野の育成
 - ALL Japan体制の構築による国内研究の活性化
 - 国内のロケット産業コミュニティ内での情報共有と技術知見が向上
- 社会連携講座の模範を提示

② JAXA

- ロケット宇宙機研究開発に関わる若手研究者・技術者の育成
- 現象理解と基礎物理モデルに基づく設計解析ツール開発の実現
- 現行プロジェクト課題への講座成果の適用と貢献

③ 企業

- ロケット宇宙機研究開発に関わる若手研究者・技術者の育成
- 現象理解に基づく設計解析技術の向上
- 実エンジン開発への適用と信頼性向上



15

目次

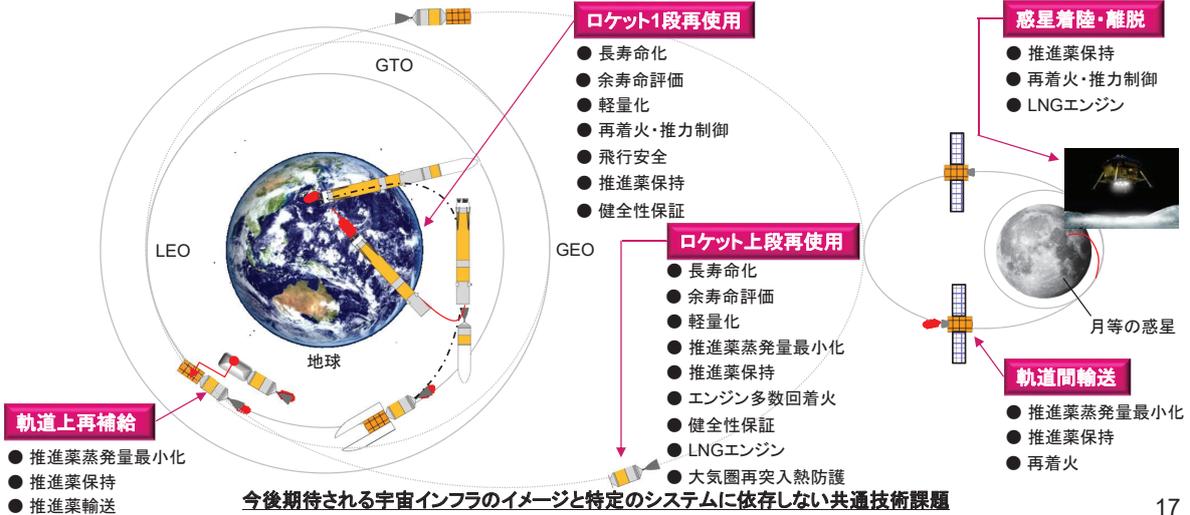
1. 宇宙開発の特性と数値シミュレーションの狙い
2. 東大-JAXA社会連携講座の狙いと成果
3. 成果活用と今後の連携への期待

今期講座成果の活用: 宇宙機ライフサイクル革新

宇宙開発の環境が著しく変化(民間企業参入による宇宙産業の活性化・技術革新、宇宙新興国の台頭等)している昨今において、宇宙輸送システムには高頻度・大量輸送や超低コスト化等のパラダイムシフトが求められている。

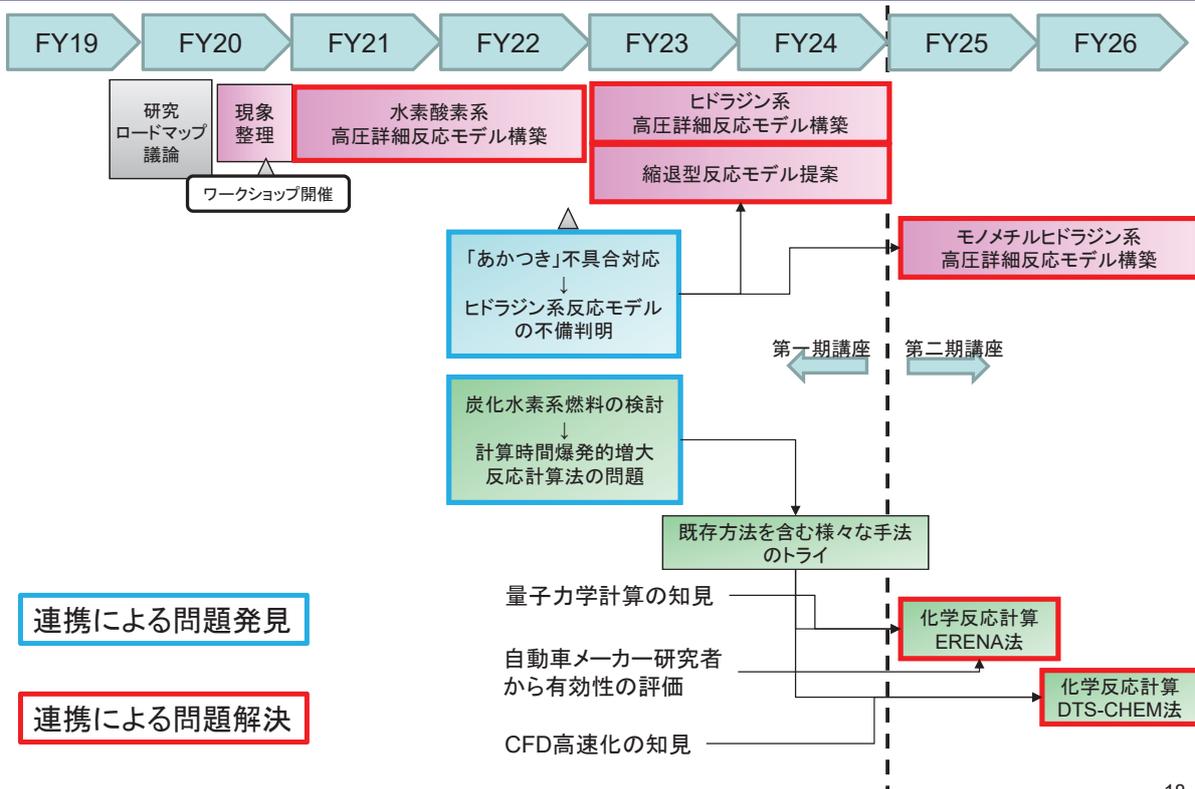
宇宙輸送機の再使用化や長寿命化などライフサイクルを変革する必要がある

従来設計開発思想やプロセスからの脱却と、それを実現するための数値シミュレーション技術とその基盤となる物理数学モデルの確立が必須である。



17

燃焼解析技術構築に見る連携の効果



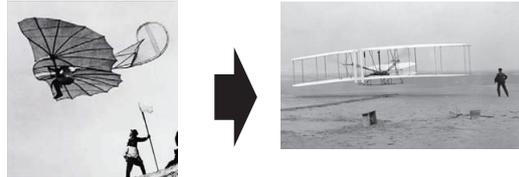
18

新しい結合から生まれるイノベーション

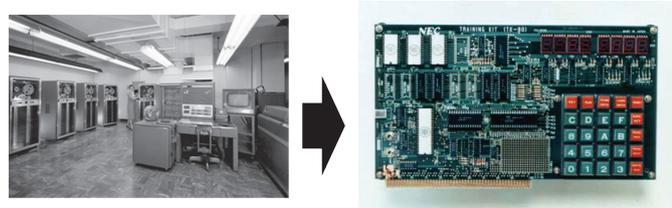
Neue Kombination (新結合), Joseph Alois Schumpeter

- $\alpha + \beta \rightarrow ?$
 α に β を加える. $\Rightarrow \alpha$ を β で革新する.

- グライダー+エンジン→航空機



- コンピュータ+集積回路→マイコン



+ β によるイノベーションだけでは大きな価値を生まない

- グライダー+エンジン→航空機



- コンピュータ+集積回路→マイコン



Apple II(1977)



VisiCalc
Star Trek

任天堂 ファミコン
(1983)



イノベーションの構造分析と今後の連携への期待

- 旅客輸送+グライダー+エンジン → 旅客機
- ゲーム+コンピュータ+集積回路 → ゲームマシン
- これらは、 $\alpha +$ を見出すことで大きな社会的インパクトを実現した。
- 一方、「宇宙+ β 」の効果で社会連携講座は大きな成果を上げた。
- ゲームがコンピュータメーカーの異分野であったのと同様、 $\alpha +$ はJAXAだけでは探せない。
- 今後、 $\alpha +$ 宇宙+ β で大きな社会インパクトを実現するためにも連携を進めていきたい。

さいごに

- ・社会連携講座によってJAXAの技術力・プロジェクト課題対応能力は大幅に向上した。
- ・長期にわたる取り組みによる、分野研究レベル・若手研究者能力の引き上げで、講座期間内に留まらない成果創出が可能になった。
- ・大きな成果は連携による課題発見・解決から生まれている。社会連携講座としての活動は今年度で一旦終わるが、このシンポを契機として、引き続き新たな協力を進めてゆきたい。

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-18-002
JAXA Special Publication

東京大学ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー (JAXA社会連携講座) シンポジウム
～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～ 後刷集
Proceedings of Rocket and Spacecraft Modeling Laboratory Symposium 2018

発 行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発 行 日 平成30年6月29日
電 子 出 版 制 作 松枝印刷株式会社

©2018 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

