

# 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  
～宇宙開発分野でのブレークスルーを目指して～

後刷集

Proceedings of Rocket and Space Craft Modeling Laboratory  
Symposium 2016

2016年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## まえがき

JAXA は宇宙航空分野での技術の発展・先導を行うとともに、それらを基盤とした社会課題解決による新たな価値創造が求められています。また、世界では宇宙開発分野への民間企業参入等による競争が激化しており、我が国としても革新的なロケット・宇宙機による挑戦的なミッションの実現によって新たな価値創造が期待されています。しかし、これまでの技術の延長では、これらの実現は難しく、ブレークスルーが求められています。

本シンポジウムでは、東京大学-JAXA 社会連携講座で進めている、多分野融合による宇宙開発分野でのブレークスルーを目指した活動の中間報告として、極限環境やマルチフィジックスに係る数値シミュレーションと物理数学モデルの研究活動を、幅広い研究者・技術者にご紹介したいという趣旨で開催いたしました。また基調講演では、米国 NASA(アメリカ航空宇宙局)が世界をリードしている軌道間輸送機や有人安全性分野における数値シミュレーション活用の取り組みをご紹介いただきました。

数値シミュレーション技術は分野を限定しない汎用技術であり、理論、実験に次ぐ第三の研究手法として近年確立しています。また講座発の技術が他分野で活用される事例も出てきております。本シンポジウムでは、宇宙開発分野で構築された数値シミュレーション技術の他産業における活用や研究開発の連携の可能性についても、関連研究者の皆様と情報交換を行いました。

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

### 【一般講演】

東京大学-JAXA 社会連携講座の概要・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 1

酒井 信介 (東京大学)

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・・・・・・・・・・・・ 5

嶋 英志 (JAXA)

ロケット・宇宙機エンジンの燃焼解明と高精度性能評価を目指した・・・・・・・・ 19

反応熱流体解析技術 ～内燃機関燃焼解析技術のブレークスルー～

井上 智博(東京大学)・寺島 洋史(北海道大・元東大)・谷 洋海・森井雄飛・大門 優(JAXA)

ロケット・宇宙機の高度化に貢献する推進薬熱流動解析技術・・・・・・・・・・・・ 27

梅村 悠(JAXA)・井上 智博・姫野 武洋 (東京大学)

機械要素の高信頼・長寿命化を目指した接触摩擦シミュレーション技術の構築・・・ 35

雨川 洋章(JAXA)・泉 聡志(東京大学)・清水 太郎(JAXA)・酒井 信介(東京大学)

ハザードシミュレーション技術による飛躍的な安全性向上・・・・・・・・・・・・ 41

～有人宇宙飛行における破壊・人体衝撃モニタリング～

藤本 圭一郎(JAXA)・酒井 信介(東京大学)

### 【基調講演】

Overview of NASA's Cryogenic Propellant Management Technology Development Projects  
and Related Numerical Simulations Research・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 53

Michael L. Meyer (NASA Glenn Research Center)

Engineering Risk Assessment of Launch Vehicle Failure・・・・・・・・・・・・・・・・ 77

Dr. Ted A. Manning (NASA Ames Research Center)

**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**  
**～宇宙開発分野でのブレークスルーを目指して～**  
**プログラム**

<b>■開催場所：JAXA 筑波宇宙センター 総合開発推進棟 1F 大会議室</b> <b>■開催日時：平成 28 年 3 月 23 日(水) 13:00-17:50 (12:30 開場)</b>	
13:00～13:05	開会挨拶 酒井 信介 (東京大学 社会連携講座特任教授)
13:05～13:15	講演「東京大学-JAXA 社会連携講座の概要」 酒井 信介 (東京大学 社会連携講座特任教授)
13:15～13:30	講演「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」 嶋 英志 (JAXA)
13:30～13:55	講演「ロケット・宇宙機エンジンの燃焼解明と高精度性能評価を目指した反応熱流体解析技術 ～内燃機関燃焼解析技術のブレークスルー～」 井上 智博(東大)・寺島 洋史(北海道大・元東大)・谷 洋海・森井雄飛・大門 優(JAXA)
13:55～14:20	講演「ロケット・宇宙機の高度化に貢献する推進薬熱流動解析技術」 梅村 悠(JAXA)・井上 智博・姫野 武洋 (東大)
14:20～14:40	休憩
14:40～15:05	講演「機械要素の高信頼・長寿命化を目指した接触摩擦シミュレーション技術の構築」 雨川 洋章(JAXA)・泉 聡志(東大)・清水 太郎(JAXA)・酒井 信介(東大)
15:05～15:30	講演「ハザードシミュレーション技術による飛躍的な安全性向上～有人宇宙飛行における破壊・人体衝撃モニタリング～」 藤本 圭一郎(JAXA)・酒井 信介(東京大学)
15:30～15:50	休憩
15:50～16:50	基調講演「Overview of NASA's Cryogenic Propellant Management Technology Development Projects and Related Numerical Simulations Research」 Michael L. Meyer (Associate Chief, Propulsion Division/NASA Glenn)
16:50～17:50	基調講演「Engineering Risk Assessment of Launch Vehicle Failure」 Dr. Ted A. Manning (Advanced Supercomputing Division/NASA Ames)
17:50～18:00	閉会挨拶 今井 良一 (JAXA 理事/研究開発部門長)

# 発表内容



# 東京大学-JAXA社会連携講座の 概要

東京大学 社会連携講座特任教授  
酒井 信介



## 内容

- 社会連携講座とは
- 社会連携講座の活動概要
- 大学内にJAXA社会連携講座を設置する意義
- 教育・研究活動の効果
- 社会連携講座の発展に向けて

## 社会連携講座とは

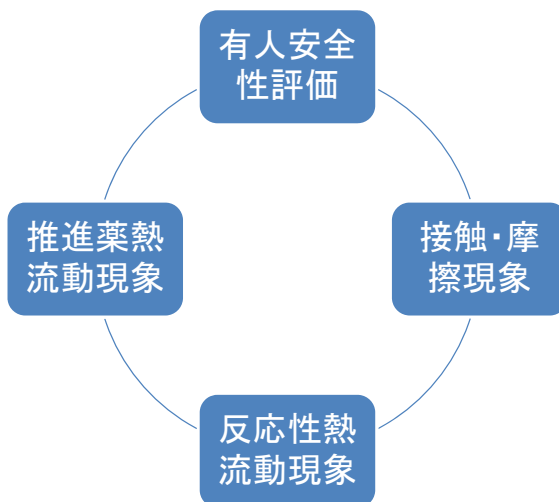
社会連携講座とは公益性の高い共通課題について、本学と共同研究を実施しようとする民間機関等から受け入れる経費等を活用して、学部及び研究科等の教育研究を行う大学院組織等に置かれる講座をいう。第一期の開始時に新しくできた仕組み。

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

## 社会連携講座の活動概要



- JAXA単独では十分に取組め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)

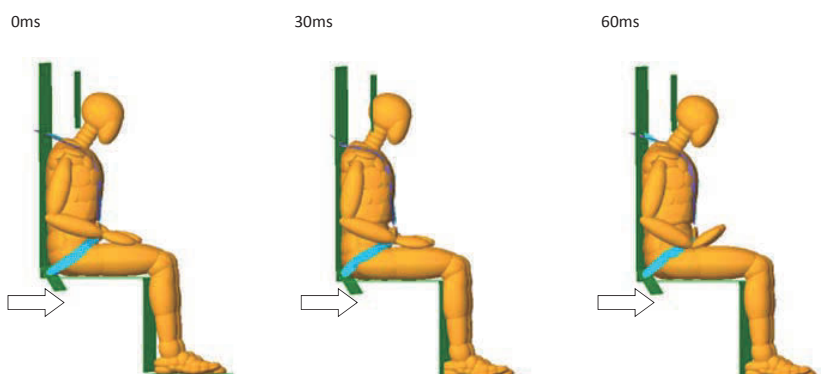
## JAXA社会連携講座を設置する意義(1)

- 将来必要となることが想定される技術的課題の先行的な検討(有人安全性評価)
- 宇宙衛星の軸受ユニット不安定振動等、未解明の現象に対する数値シミュレーション解析の検討(接触摩擦現象)
- ロケット・宇宙機エンジン大規模複雑現象の物理・数学モデルの構築(反応性熱流動現象)
- ロケット・宇宙機の複雑現象の数値シミュレーションモデルの構築と実機設計への還元(推進薬熱流動現象)

## JAXA社会連携講座を設置する意義(2)

- 油井宇宙飛行士・ソユーズ宇宙船による打上げ時評価への協力⇒有人本部との連携

ソユーズ緊急時における頭部、頸部、胸部、腰椎の人体傷害解析を実施





## 教育・研究活動上の効果

- 第一期は東大として社会連携講座の初めての試みであり、その成功にもとづき波及効果があった
- 機械工学専攻、航空宇宙工学専攻にて、卒論、修論、博論の研究テーマとして設定
- 1年目(卒論1、修論2、博論1) 2年目(卒論1、修論2、博論1) 3年目(卒論2、修論3、博論1)
- 特徴:専任教員とJAXAとの協力により実施、情報交換、動機づけ、論文発表で成果
- 宇宙分野への関心の高まり(これまで十分な連携のなかった機械工学専攻で効果大)
- 人材育成(航空においてはもとより、機械工学においても宇宙分野に進む人材育成に結びつく)

## 社会連携講座の発展に向けて

- 大学を通じたネットワークの拡大
  - 産業界への橋渡し
  - 大学内の関連研究者との連携
- 未解決課題の解決への糸口
- 未解決課題の発見
- 未着手領域に取り組むためのきっかけ作り
- JAXA内での組織間連携の橋渡し
- 緊急対応事態に対応するための連携

# 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

平成28年3月23日

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

研究開発部門 第三研究ユニット(JEDIセンター)

ユニット長 嶋英志



## 目次

東京大学-JAXA連携講座の概要

第一期(2008-2012)の計画と実績

成果とそれにいたるプロセスの一例

ヒドラジンの燃焼シミュレーションの実現

第二期(2013-2017)のテーマ設定と計画

## 目次

### 東京大学-JAXA連携講座の概要

第一期(2008-2012)の計画と実績

成果とそれにいたるプロセスの一例  
ヒドラジンの燃焼シミュレーションの実現

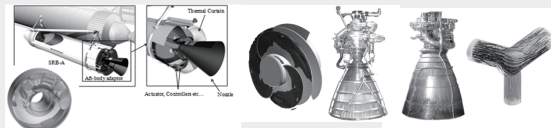
第二期(2013-2017)のテーマ設定と計画

3

## 動機：講座設置前のJAXA数値シミュレーションの状況と問題点

### 状況(2007頃)

- 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

- Solution: 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

- Solution: 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

- Solution: 高信頼性開発プロセスと次期主力エンジンLE-X (JAXA)

4

## 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

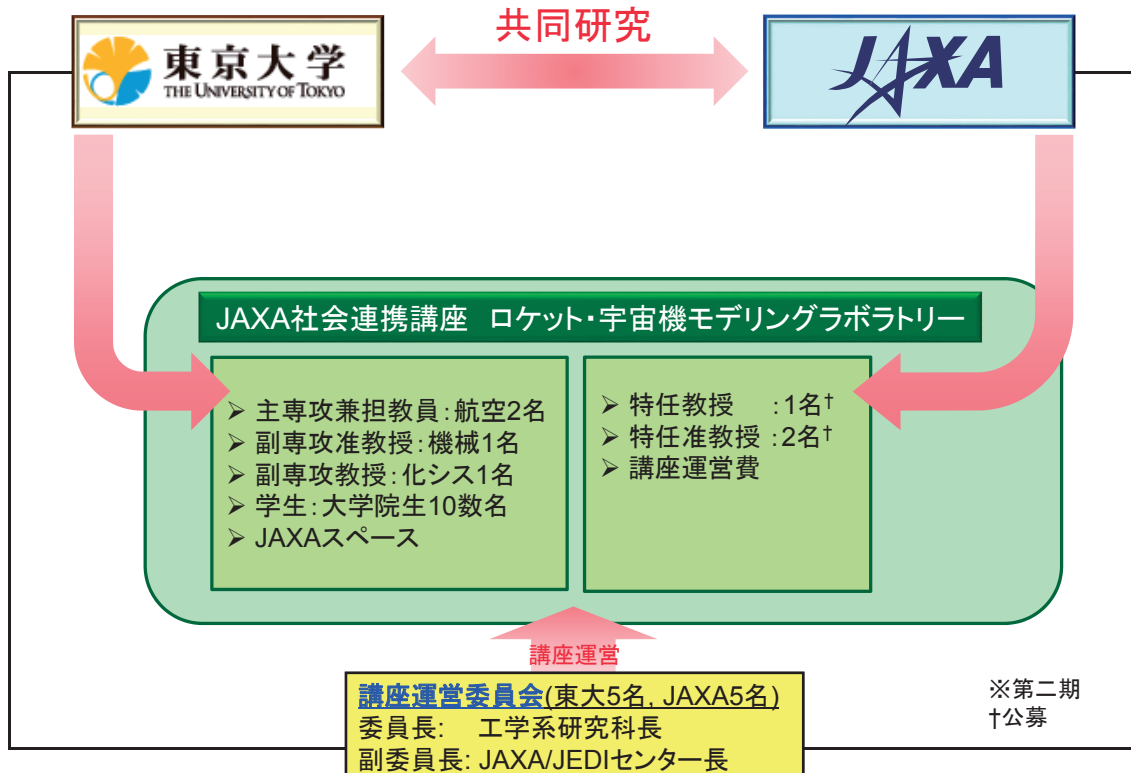


### 東京大学-JAXA社会連携講座の設置:

- ロケット・宇宙機的设计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

5

## 社会連携講座の組織体制\*



6

# 目次

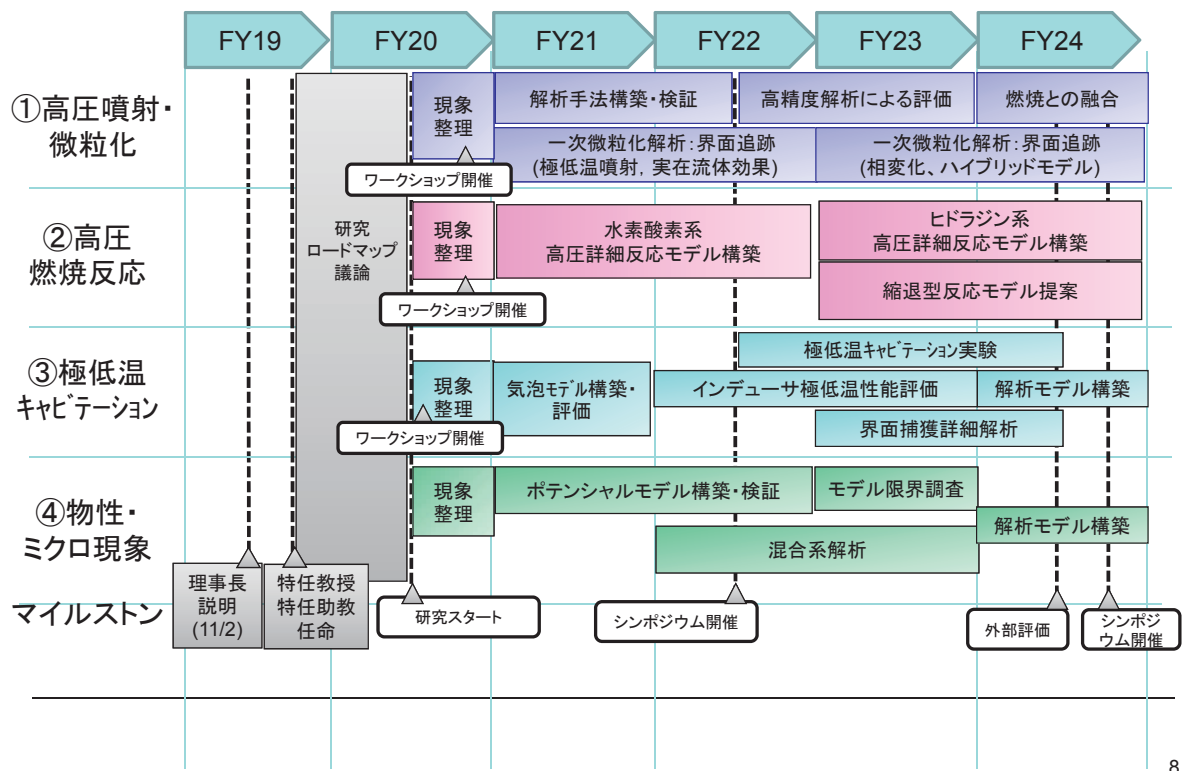
東京大学-JAXA連携講座の概要

第一期(2008-2012)の計画と実績

成果とそれにいたるプロセスの一例  
 ヒドラジンの燃焼シミュレーションの実現

第二期(2013-2017)のテーマ設定と計画

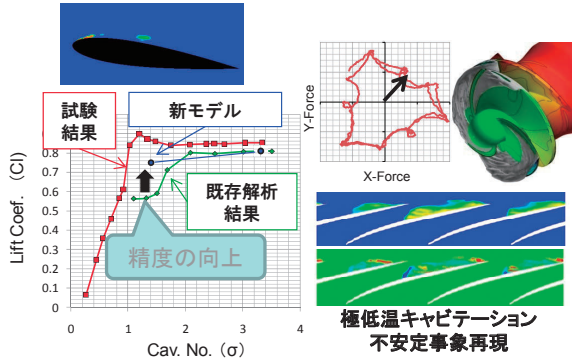
## 社会連携講座の研究年表(第一期)



## 社会連携講座のアウトプット

### 極低温キャビテーション

- 素過程を考慮した**革新的キャビテーションモデル**を構築(世界初)
- 極低温キャビテーションで発生した**不安定事象を再現**(世界初)



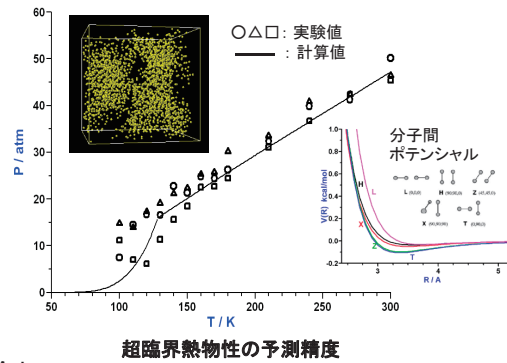
革新的キャビテーションモデルの予測精度

[代表論文]

- [1] S. Tsuda, et al., "A Numerical Investigation of Cryogenic Cavitation Inception with a Noncondensable Gas", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, AJCPP2010-064.
- [2] Tani, N., et al., "Investigation on an Influence of Flow Coefficient to Inducer Rotating Cavitation," ASME Journal of Fluids Engineering, 2011

### 物性・マイクロ現象

- **世界最高精度のH<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>系分子間ポテンシャル**の構築
- 構築したポテンシャルに基づく**非経験的手法**により**ロケット推進薬の超臨界熱物性を評価**(世界初)



[代表論文]

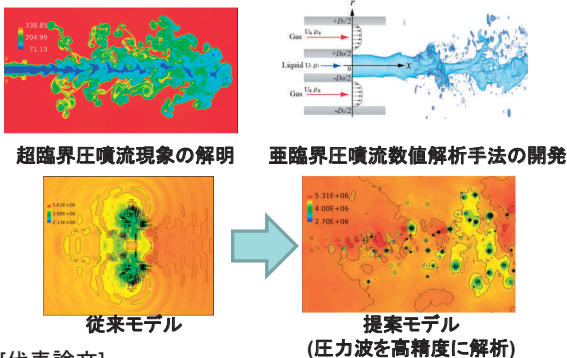
- [1] M. Koshi, et al., "An Evaluation of Thermal Properties of H<sub>2</sub> and O<sub>2</sub> on the Basis of Ab-initio Calculations for Their Intermolecular Interactions", *Molecular Simulation*, DOI:10.1080/08927022.2010.536545(2011)
- [2] H. Nagashima, et al., "Limits of Classical Molecular simulation on the Estimation of Thermodynamic Properties of Cryogenic Hydrogen", *Molecular Simulation*, DOI:10.1080/08927022.2010.548383(2011).

9

## 社会連携講座のアウトプット

### 高圧噴射・微粒化

- 超臨界圧噴流に適した**堅牢かつ高精度の数値解析手法**を開発し、**超臨界圧噴射現象の特徴を解明**
- 亜臨界圧噴流用**数値解析手法**を開発
- **世界初の非経験的粒径推算理論モデル**を構築

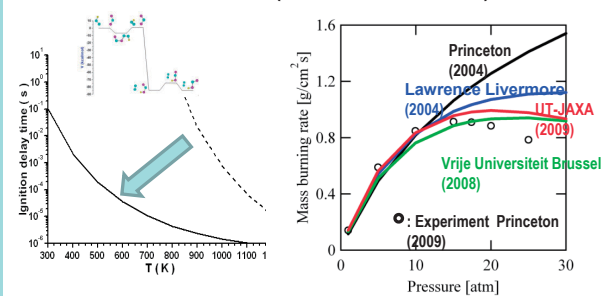


[代表論文]

- [1] H. Terashima, et al., "A High-resolution Numerical Method for Supercritical Flows with Large Density Variations", *AIAA J.*, Vol. 49, No. 12, (2011).
- [2] 井上智博ほか, "微粒化におけるエネルギー保存則に関する位置考察 (実験定数を必要としない粒径推算モデルの提案)", 微粒化,

### 高圧燃焼

- **世界最高精度のロケット燃焼(高圧)用水素/酸素系詳細化学反応モデル**を構築
- 詳細化学反応計算の**コストを劇的に低減する革新的縮退手法**を確立
- **ヒドラジン系詳細反応機構**を構築し、**自着火機構を解明**(いずれも**世界初**)



ヒドラジン自己着火反応機構の解明

詳細反応モデルの予測精度

[代表論文]

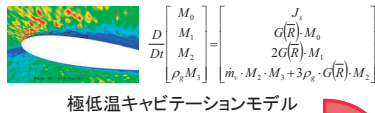
- [1] K. Shimizu, et al., "An Updated Kinetic Mechanism for High Pressure Hydrogen Combustion", *J. Propulsion and Power*, 27, pp.383-395 (2011).
- [2] Y. Daimon, et al., "Origin of hypergolic ignition of N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>/NO<sub>2</sub> mixtures", *Science and Technology of Energetic Materials*, (2012)

10

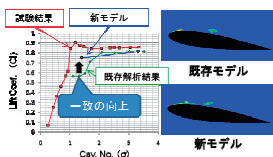
# 講座のアウトカム; ロケットエンジン設計解析技術

- 7つのキー解析技術の高度化により、欧米に匹敵もしくは上回るレベルに到達
- 解析技術の信頼性が向上し、エンジン設計・開発における活用の幅が拡大

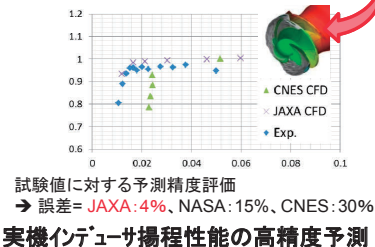
## Step1. 講座での物理・数学モデル開発



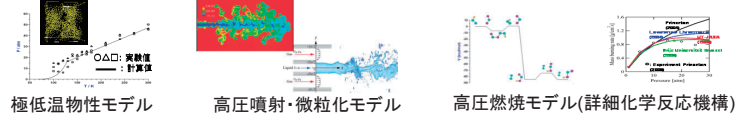
## Step2. JEDI設計解析技術の開発・検証



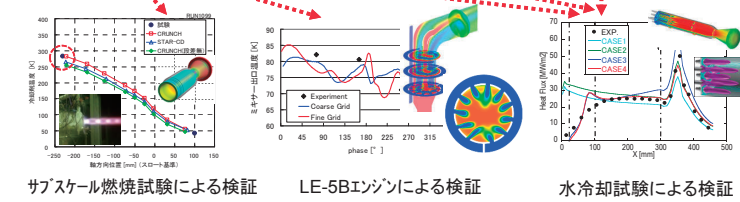
## Step3. 国際ベンチマークの実施



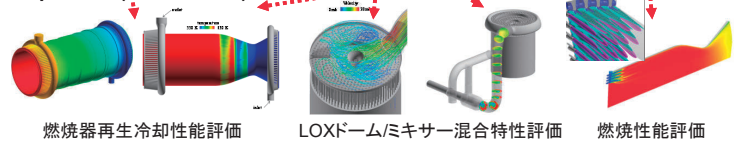
## Step1. 講座での物理・数学モデル開発



## Step2. JEDI設計解析技術の開発・検証



## Step3. 実機(LE-Xエンジン)への適用

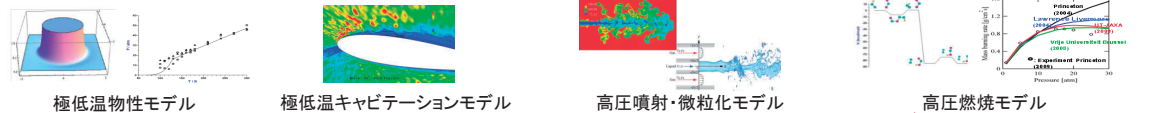


液体ロケットエンジン実機設計開発への適用の流れ

# 講座のアウトカム; プロジェクト課題解決

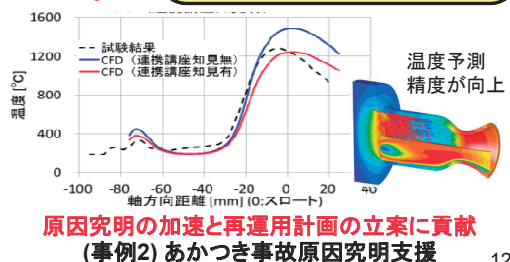
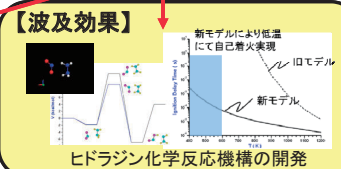
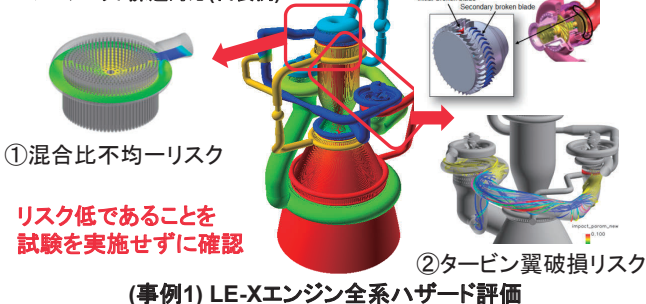
- 設計開発段階での数値シミュレーション技術の活用とそれによるリスク低減
  - 不具合対応以外での数値シミュレーション技術の利用拡大
- エンジンだけでなく衛星・探査機用スラスタ等の不具合対応にも利用が拡大
  - スラスタ開発メーカーとの共同研究等により、メーカーでの産業利用にも進展見込み

## 講座での物理・数学モデル開発



## JEDI数値シミュレーションコア技術

## プロジェクト課題対応(代表例)



## 講座のアウトカム:産官学それぞれへの波及効果

### ① 大学

- ロケットエンジン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

- ロケットエンジン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

- ロケットエンジン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



13

## 目次

東京大学-JAXA連携講座の概要

第一期(2008-2012)の計画と実績

成果とそれにいたるプロセスの一例  
ヒドラジンの燃焼シミュレーションの実現

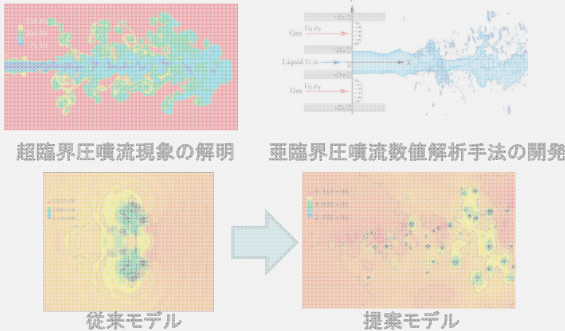
第二期(2013-2017)のテーマ設定と計画



## 社会連携講座のアウトプット

### 高圧噴射・微粒化

- 超臨界圧噴流に適した堅牢かつ高精度の数値解析手法を開発し、超臨界圧噴射現象の特徴を解明
- 亜臨界圧噴流用数値解析手法を開発
- 世界初の非経験的粒径推算理論モデルを構築

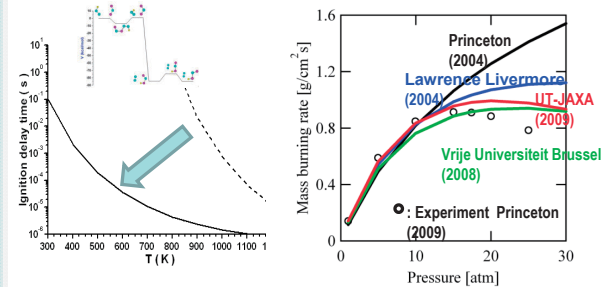


[代表論文]

- [1] H. Terashima, et al., "A High-resolution Numerical Method for Supercritical Flows with Large Density Variations", *AIAA J.*, Vol. 49, No. 12, (2011).
- [2] 井上智博ほか, "微粒化におけるエネルギー保存則に関する位置考察 (実験定数を必要としない粒径推算モデルの提案)", 微粒化

### 高圧燃焼

- 世界最高精度のロケット燃焼(高圧)用水素/酸素系詳細化学反応モデルを構築
- 詳細化学反応計算のコストを劇的に低減する革新的縮退手法を確立
- ヒドラジン系詳細反応機構を構築し、自着火機構を解明(いずれも世界初)



ヒドラジン自己着火反応機構の解明

詳細反応モデルの予測精度

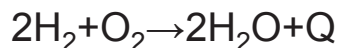
[代表論文]

- [1] K. Shimizu, et al., "An Updated Kinetic Mechanism for High Pressure Hydrogen Combustion", *J. Propulsion and Power*, 27, pp.383-395 (2011).
- [2] Y.Daimon, et al., "Origin of hypergolic ignition of N2H4/NO2 mixtures", *Science and Technology of Energetic Materials*, (2012)

15

## 詳細化学反応の重要性

酸素水素の燃焼反応(総括反応)



・この組み合わせの反応があること, その場合の発生熱量しか示していない。

- ・ 詳細化学反応式でないとわからない事
  - ・ 平衡状態:
    - ・  $\text{H}_2\text{O}_2$ 等との混合物での平衡状態
    - ・ 温度・圧力によって異なる
    - ・ 発生熱量も異なる. →ロケットでは推力も違う
  - ・ 平衡状態に至るまでの時間:条件によっては, 長時間となり実用的に意味のない平衡状態もある.
  - ・ 着火, 消炎の条件→自己着火性燃料では特に重要
  - ・ 他
- ・ スラスタに使われるヒドラジンの詳細反応式は未知だった

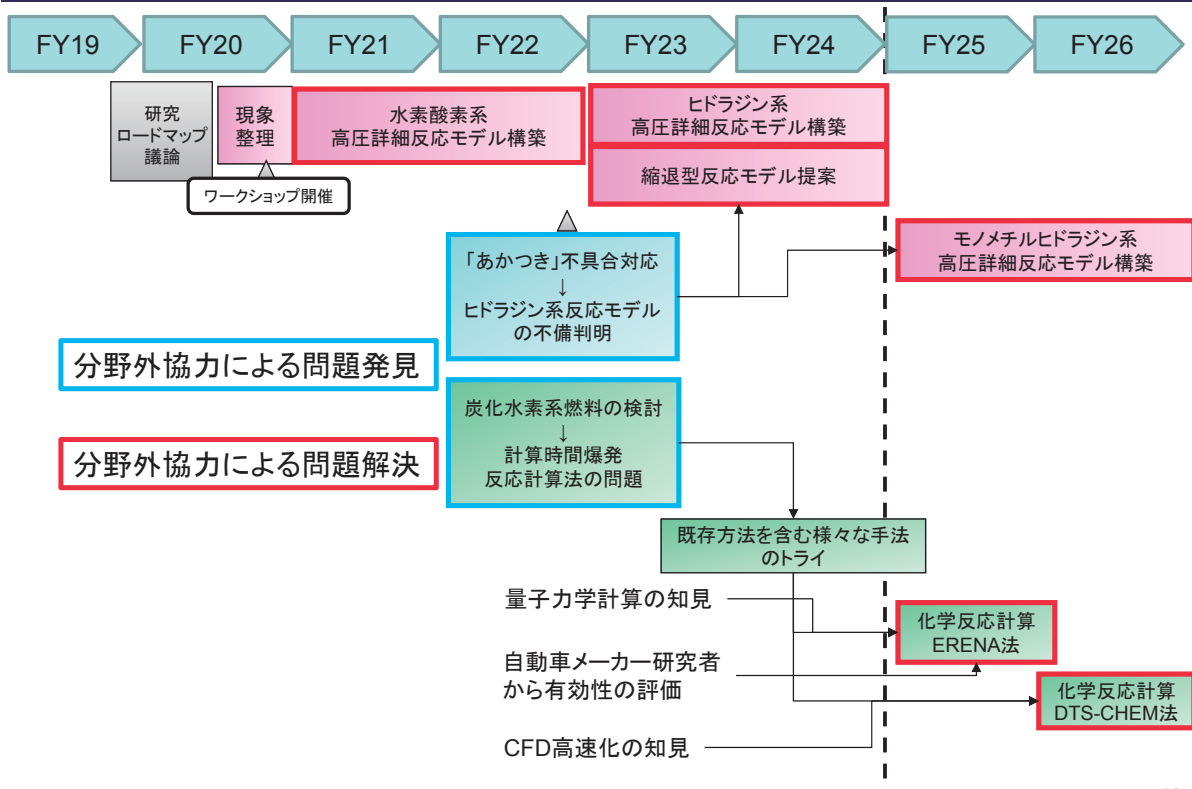
16

## 詳細化学反応数値計算の課題

- ・詳細化学反応では、中間生成物を含め、多くの化学種・反応の取り扱いが必要
  - ・酸素-水素: 8化学種, 27反応
  - ・ヒドラジン: 40化学種, 数百反応
  - ・ガソリン: 数百化学種以上, 数万反応以上
- ・詳細反応も1点(0次元)の化学反応のみであれば、難なく計算できていた。(従来法の例: 5msec)
- ・しかし、エンジン内の現象解明のためCFD(流体計算)と組み合わせると、莫大な計算時間が必要  
 ( $10^5$ 点 $\times 10^4$ step $\times 5 \times 10^{-3}$ sec $= 5 \times 10^6$ sec $\approx 2$ ヶ月)
- ・CFDに適した化学反応計算法が必要！

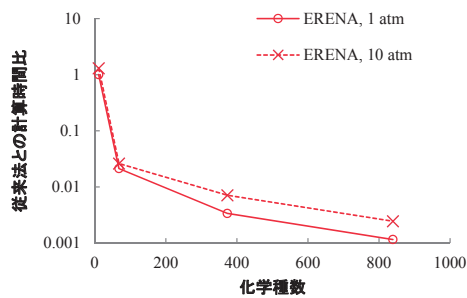
17

## 高圧燃焼反応の研究年表



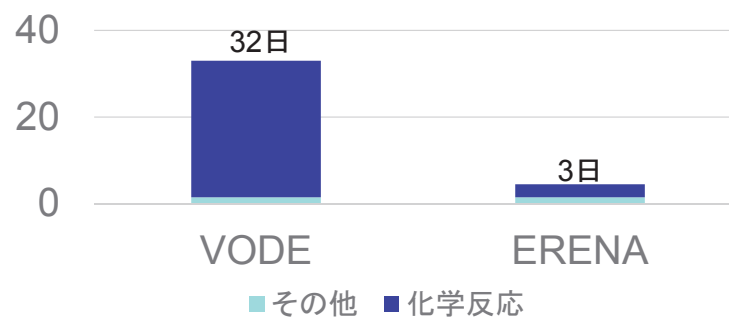
18

## 新・高速化学反応計算法(ERENA)の効果



- ・化学種数の増加に伴い、従来法と大きな差.
- ・自動車エンジンでは数百から数千化学種数のモデルを使用するため、数百倍以上計算速度向上が可能.
- ・シンプルな構造
- ・非常に安定

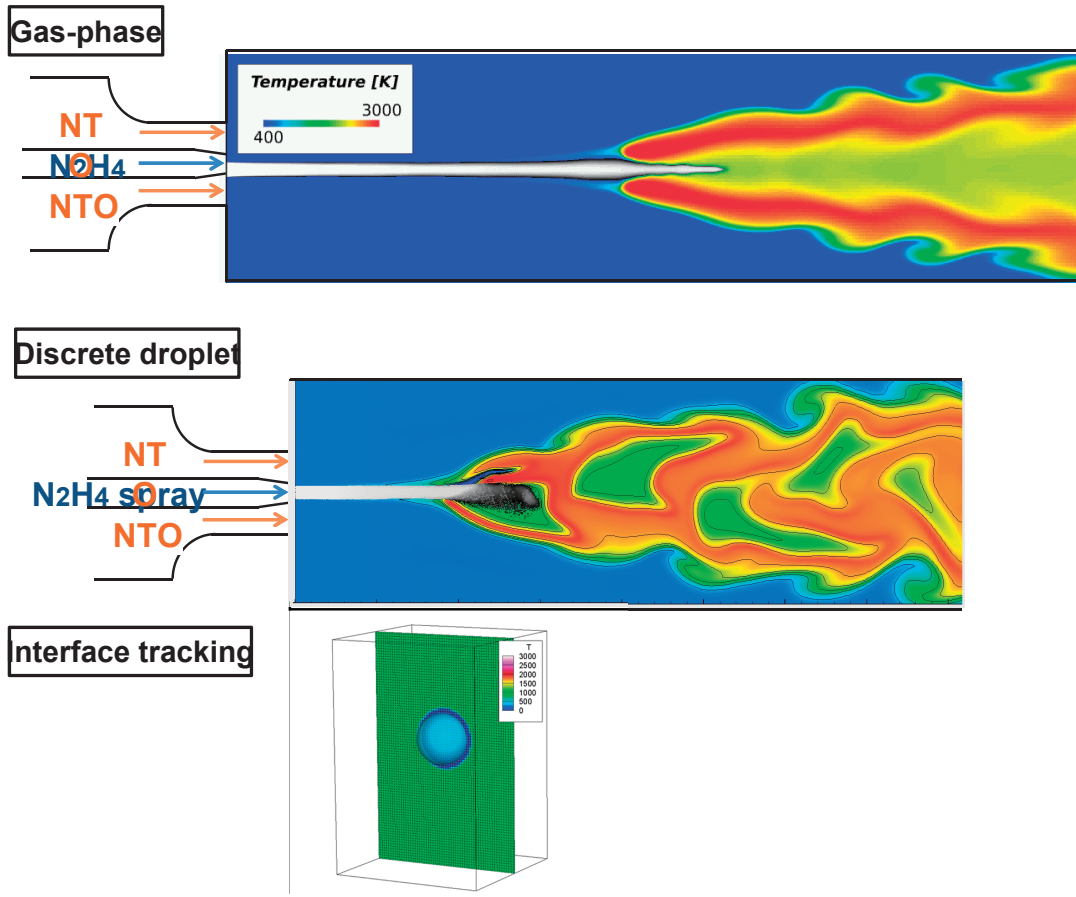
詳細化学反応を含むCFDの計算日数例



19

## 連携講座成果一例:ヒドラジン自己着火シミュレーション

- ・衛星等のスラスタで用いられる, ヒドラジン系自着火性燃料(ガス相)の着火燃焼数値シミュレーション
- ・分かるようになったこと
  - ・着火時期 → 温度分布
  - ・(温度, 圧力分布のもとでの)発生熱量 → 推力
- ・独自のキー技術
  - ・詳細化学反応式
  - ・化学(燃焼)反応の高速計算法



## 目次

東京大学-JAXA連携講座の概要

第一期(2008-2012)の計画と実績

成果とそれにいたるプロセスの一例  
ヒドラジンの燃焼シミュレーションの実現

第二期(2013-2017)のテーマ設定と計画

# 第二期に向けての課題分析

## 宇宙輸送

### 基幹ロケット高度化

目標: **相変化・入熱**を考慮したタンク内熱環境定量予測  
 現状: 相変化・入熱なしの液面挙動の定性的予測のみ  
 問題: **相変化、入熱モデル**の未成熟

目標: エンジン再着火時予冷推薬量の高精度予測  
 現状: 定量性が保証できず対応不可  
 問題: **相変化、入熱モデル**の未成熟

### 次期基幹ロケット

目標: **有人宇宙輸送の安全性評価**  
 現状: 限定したハザードモードにて定性評価  
 問題: **本質的安全性を保証し証明するプロセス**がない

## 宇宙科学

### あかつきなど惑星・月探査機

目標: バルブ閉塞後の**スラスタ**壁面温度定量予測  
 現状: 限定的な条件にて壁面温度予測を実現  
 問題: 半経験的な**フィルムクーリングモデル**のため制限有

### ASTRO-Gなど天文衛星

目標: 微小G下における**大型展開物**指向性保証  
 現状: 要求精度を満たすツールがなく対応不可  
 問題: **接触・摩擦モデル**の未成熟

## 有人宇宙

### HTVなど有人宇宙船

目標: **メインスラスタ**高周波振動燃焼要因特定  
 現状: 振動数予測のみ実現し要因特定には至らず  
 問題: **微粒化、反応、フィルムクーリングモデル**の未成熟

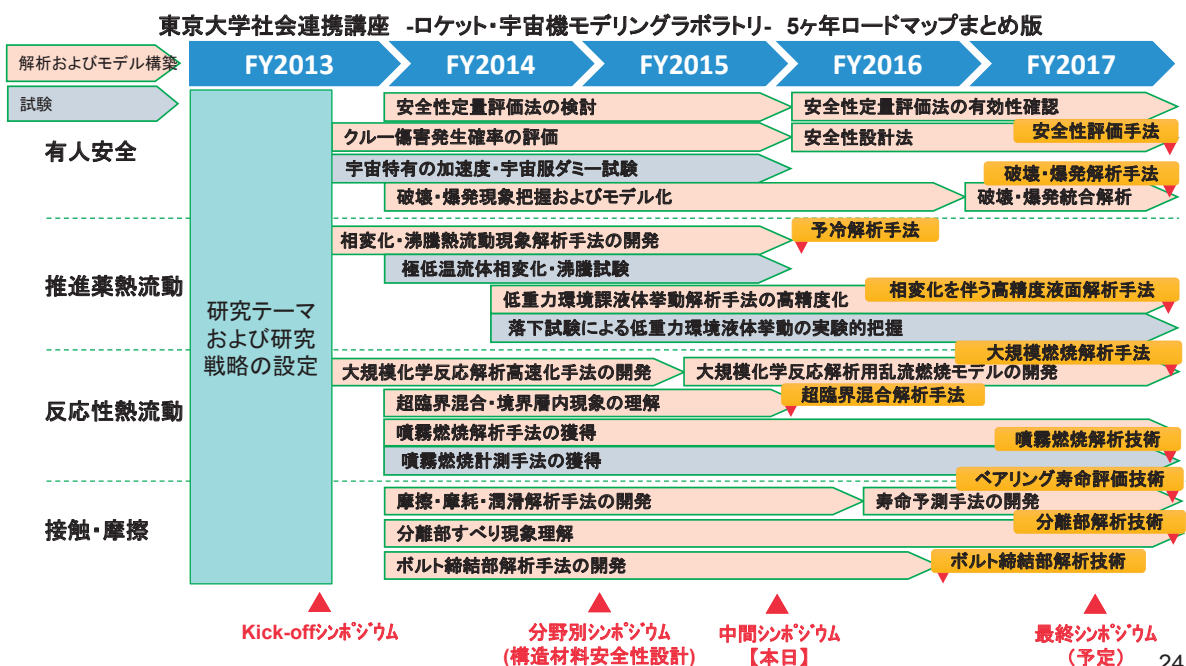
## 宇宙利用

### 次期通信・地球観測衛星

目標: 微小G下における**大型展開物**指向性保証  
 現状: 要求精度を満たすツールがなく対応不可  
 問題: **接触・摩擦モデル**の未成熟

# 今期(FY2013-FY2017)研究ロードマップ

- 研究会、ヒヤリング、シンポジウム、調査を通して、必要性、有用性、先進性、実現可能性を備えた研究テーマおよび研究ロードマップをFY2013に設定した。



## さいごに

- ・社会連携講座の効果によってJAXA第三研究ユニット (JEDI)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。
- ・大きな成果は分野外協力による課題発見・解決から生まれており、このシンポを契機として、新たな協力を進めてゆきたい。

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シンポジウム  
2016年2月23日@JAXAつくば

## ロケット・宇宙機エンジンの燃焼解明と 高精度性能評価を目指した反応熱流体解析技術 ～内燃機関燃焼解析技術のブレークスルー～

井上 智博(東大)・寺島 洋史(北海道大・元東大)  
谷 洋海・森井雄飛・大門 優(JAXA)

1

## モデリングとは?

### モデリングとは?

複雑な現象から、キーとなる要素を抽出して再構成する作業をモデル化という。(p.66)

### なぜモデリングが必要か?

(巨大システムの一例として地球環境を例に)

・・・など、複雑な要素が多くある。これらのうちから、重要なものを選んで定式化すること、つまりモデル化すること・・・すべてが分からなければならいけなしたたら、地球環境の問題は永久に分からないことになるだろう。(p.41)

『速度論』 小宮山宏 著

2

# ロケット・宇宙機モデングラボラトリーの研究の位置づけ

安全性・高信頼性・競争力を備えたロケット・宇宙機の開発

**次期JAXAミッション** ~解析技術活用によるブレイクスルーの実現~

次世代宇宙機化学推進系      ロケット上段推進系  
・軌道間輸送機

大型展開構造物      有人ロケット

**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~

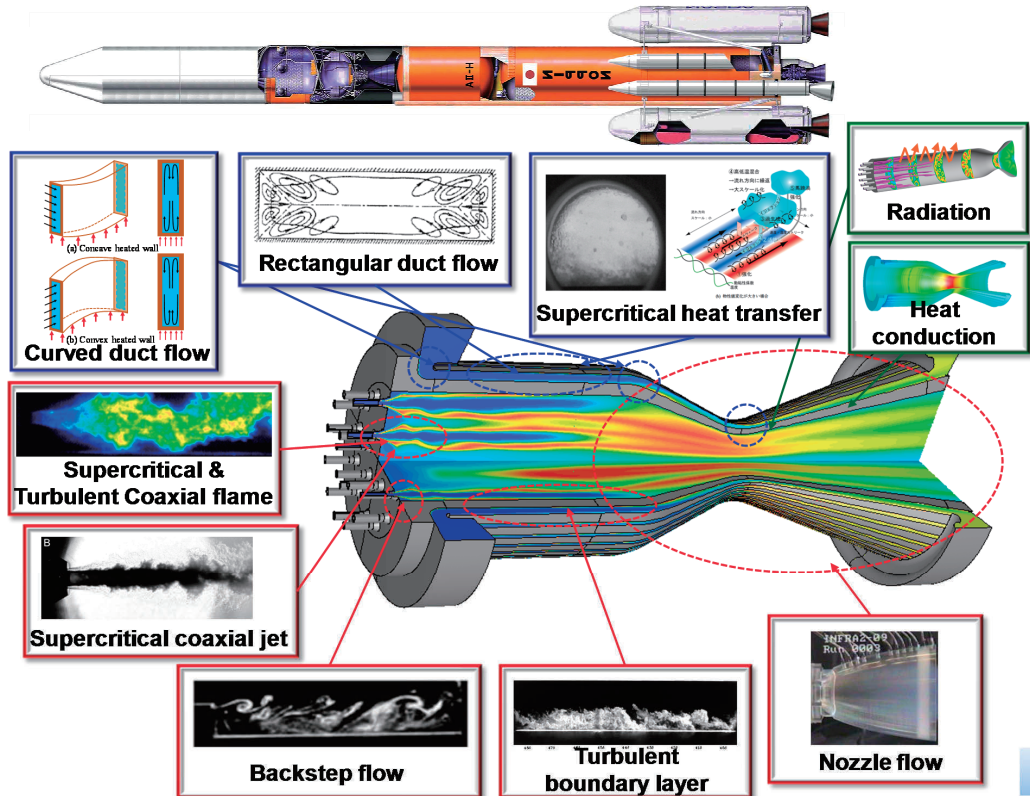
ロケットエンジン・宇宙機スラスト性能解析技術      推進薬管理解析技術      人工衛星構造・機構      有人安全

非掲載

**ロケット・宇宙機物理数学モデル** ~設計解析技術開発に繋がる物理数学モデル構築~

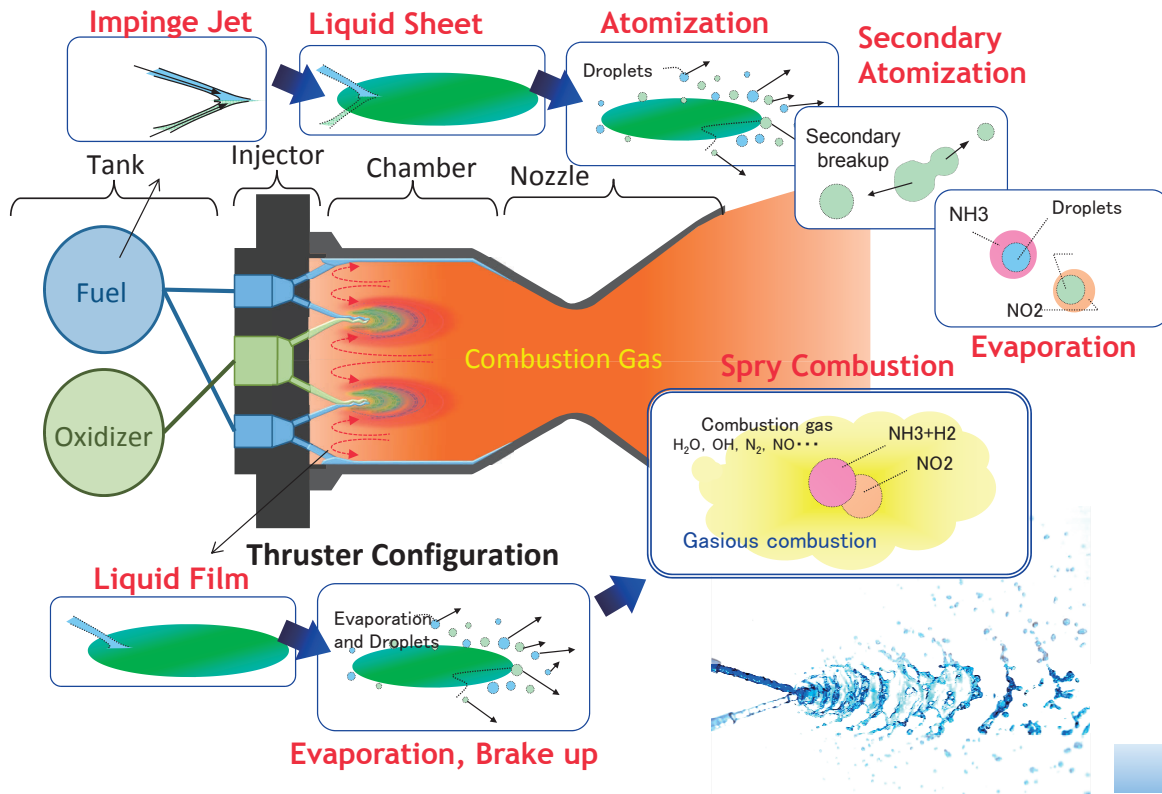
反応性熱流動      推進薬熱流動      接触・摩擦      安全性評価

# ロケット推力室における現象マップ





## 宇宙機推力室における現象マップ



5

## ロケット・宇宙機エンジン開発の問題点

- 要素試験から実機性能を予測することは難しい
- 開発後期の出戻りによるコスト増
  - ✓ 温度予測が困難
  - ✓ 非定常挙動予測が困難
  - ✓ 様々な現象が包含されている

他現象(冷却、音響、入口条件)との連成について理解不足



同じ現象認識のもと繋ぎたい

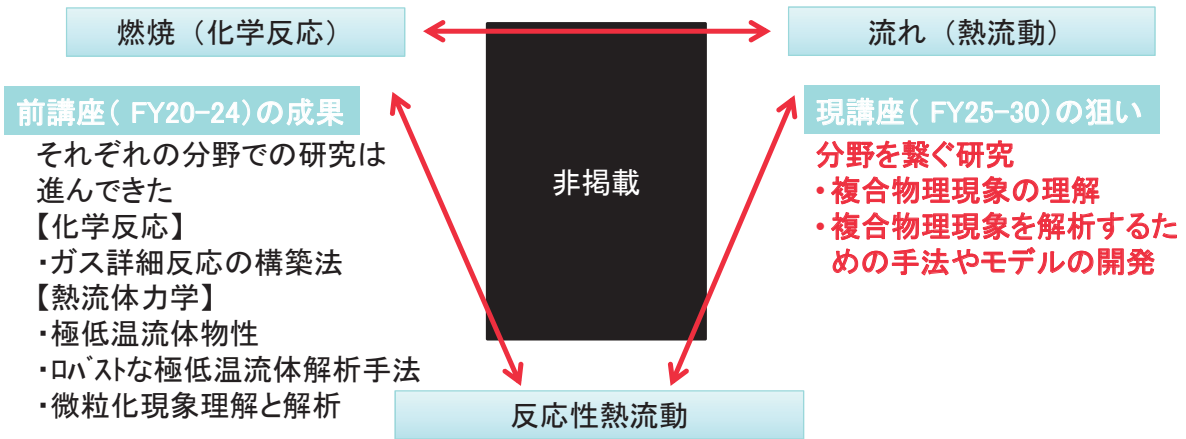
非掲載

- 非定常挙動の把握が不十分
- 現象が理解できていない

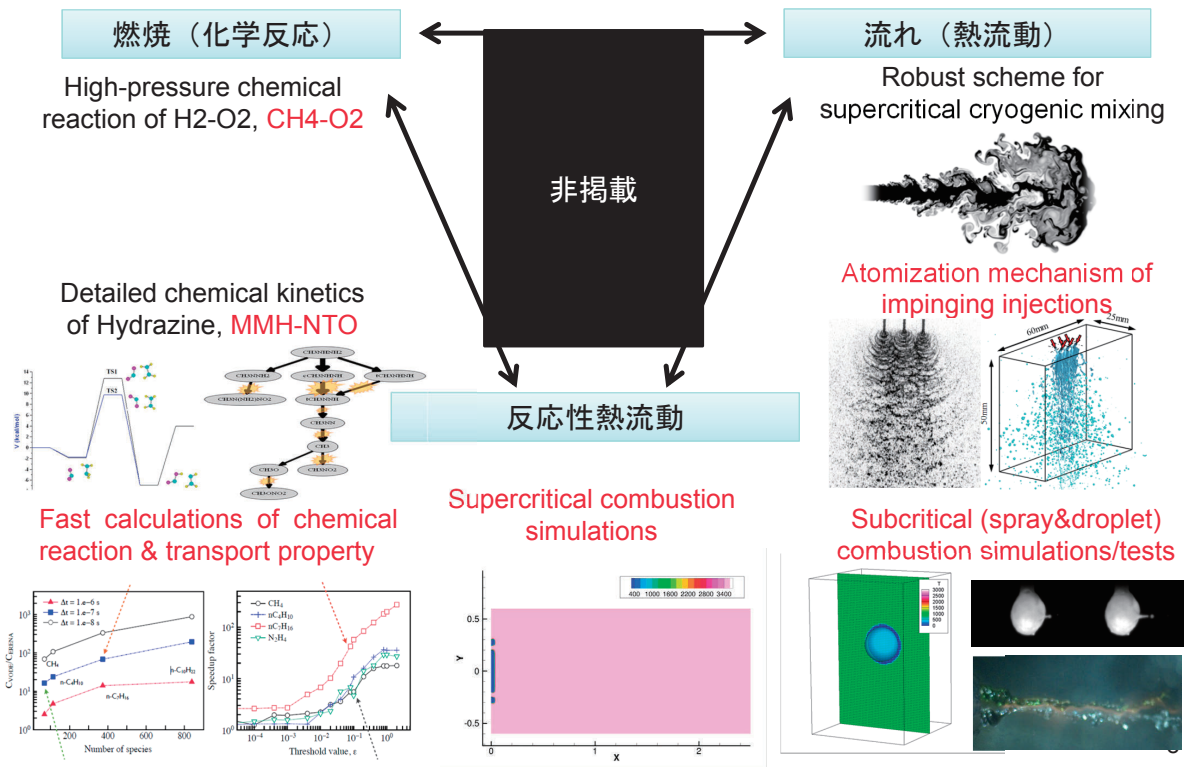
# 反応性熱流動モデルの研究の意義価値・目指す世界

**講座の活動における2つの狙い**

- ◆ **支配的物理現象の特定:** 現象の本質を理解し支配的物理現象を抽出  
 → 正しい定性的評価を実現することで生まれる新しい設計コンセプト(新形状、燃料種など)の提案!
- ◆ **全体像の理解:** 燃焼試験を実施するまで不明であった現象トレードオフの理解  
 → 正しい物理現象の理解に基づいた定量的設計評価手法の提案!

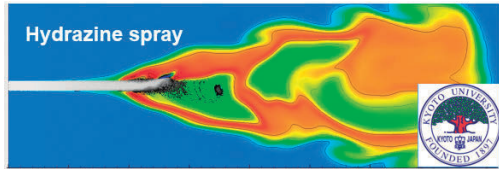


# 研究活動のoverview

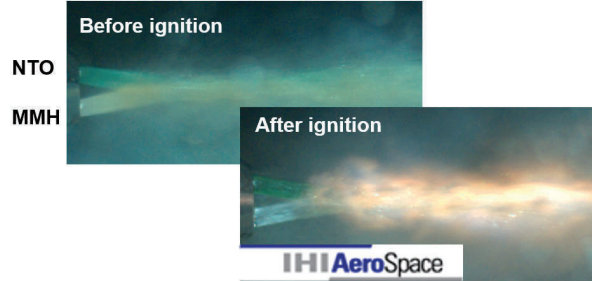


## スラスター内部反応性熱流動現象 (要素抽出)

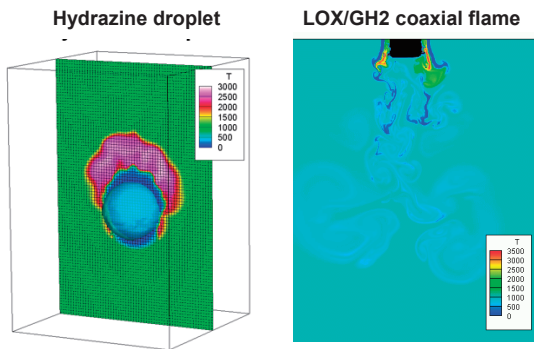
### Lagrangian simulations of hypergolic spray combustion



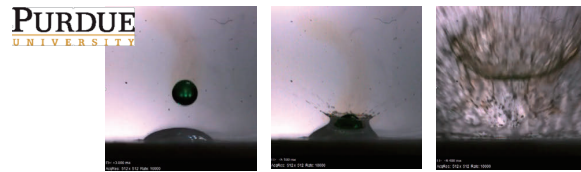
### Auto-ignition and flame folding of hypergolic propellants



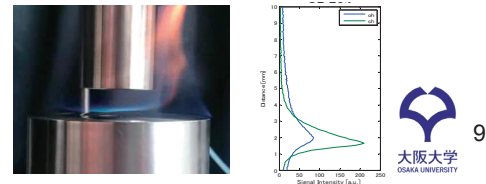
### Interface-tracking simulations of hypergolic/cryogenic combustions



### Liquid phase reactions



### Vaporization and flame near liquid surface



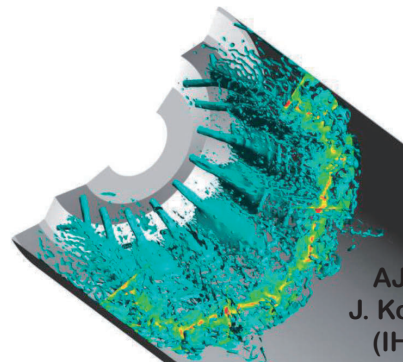
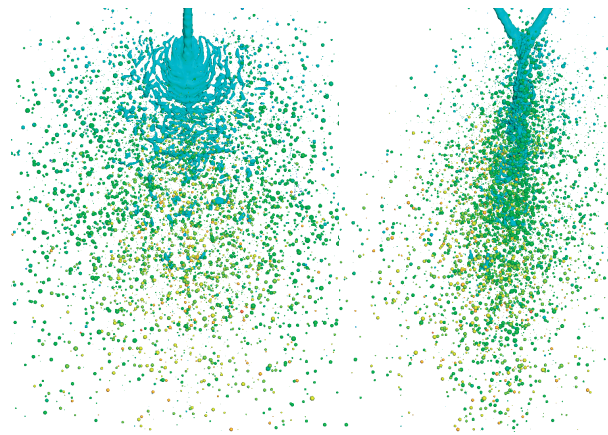
## スラスター内部反応性熱流動現象 (再構築へ)



流れの時間 < 化学反応の時間



流れの時間 > 化学反応の時間



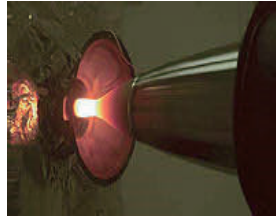
AJCPP2016-150,  
J. Kouwa (IHI) et al.  
(IHI-東大共同研究)

# 現象理解に基づいたスラスト設計開発ループ

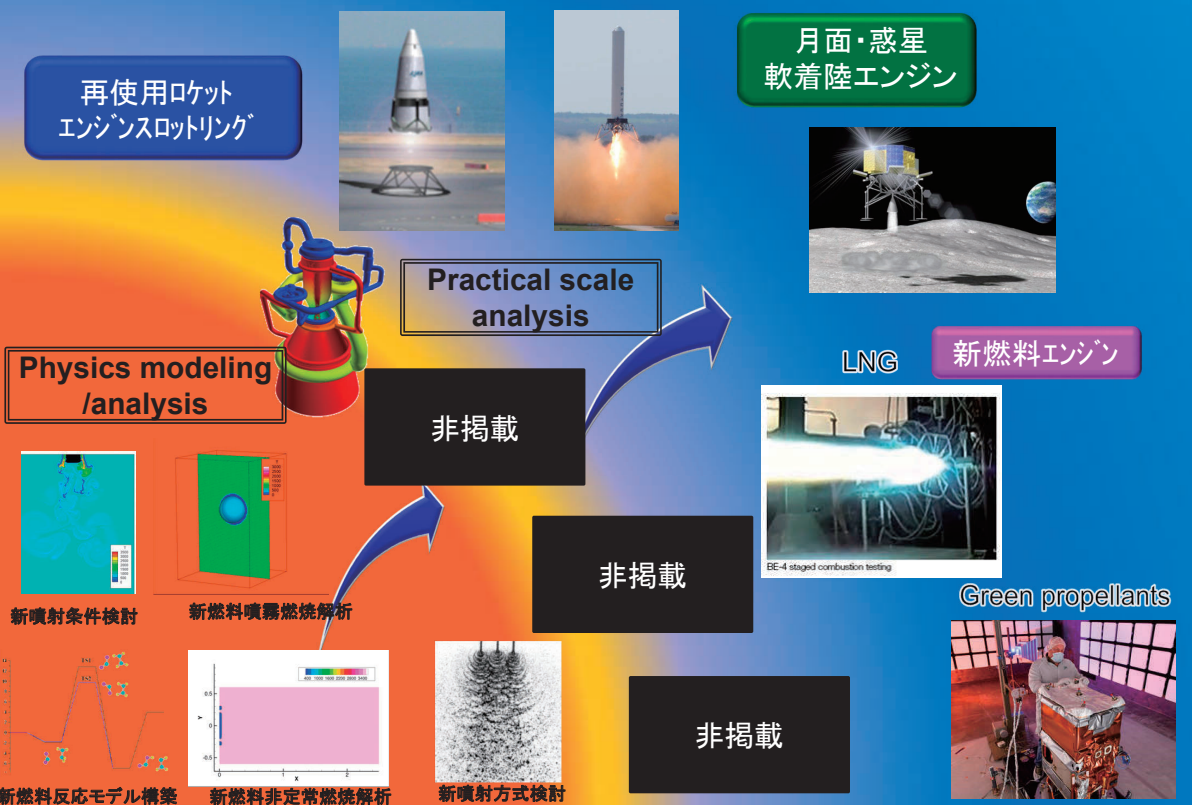
◆本試験前の水出し試験・数値解析の活用: 高速度カメラによるデータ取得・数値解析により設計パラメータと物理を理解

→ 設計パラメータの感度確認と、燃焼試験結果の理解促進に貢献。

◆試験中・後の計測技術高精度化・数値解析: 温度計測解像度の改善・詳細な現象理解 → 従来計測できなかった燃焼室壁面周方向温度分布計測に成功。



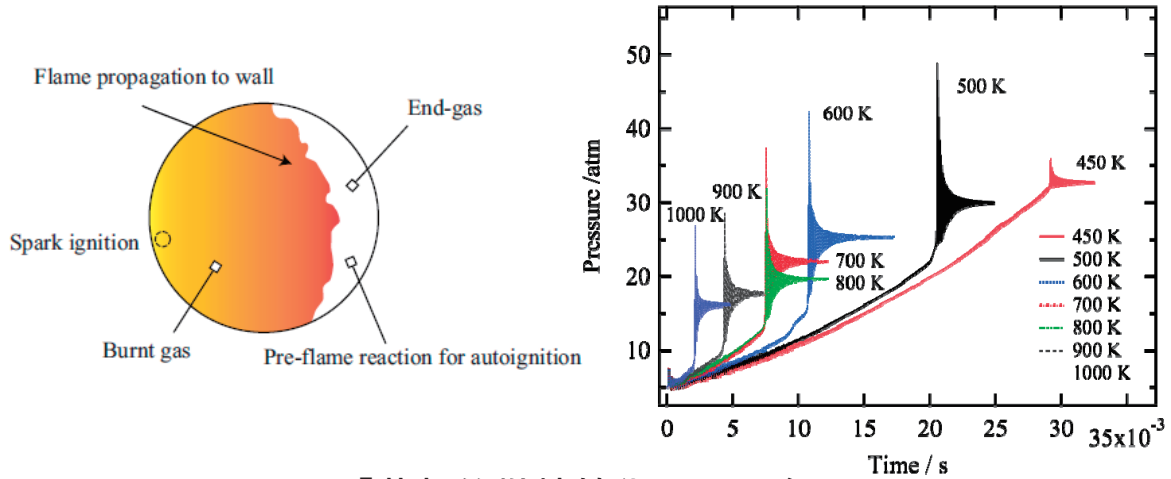
# 燃焼現象モデリングの目指す先



# 他分野への展開

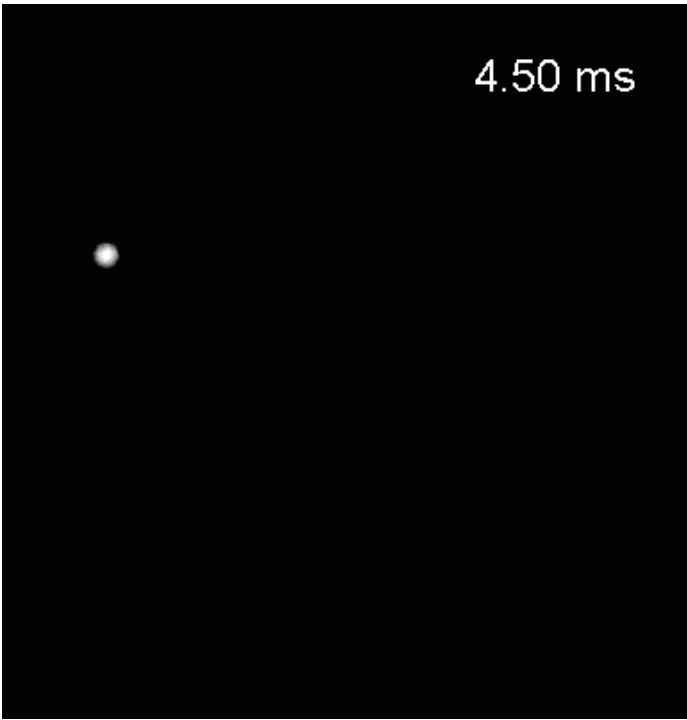
## 自動車会社への展開：ノッキングメカニズムの解明

n-C<sub>7</sub>H<sub>16</sub> (373 species, 1071 reactions) and n-C<sub>4</sub>H<sub>10</sub> (113 species, 426 reactions) reaction mechanisms are directly considered (Terashima and Koshi, CNF 2015)



SIP「革新的燃焼技術」への参画  
 自動車会社との共同研究

# 他分野への展開



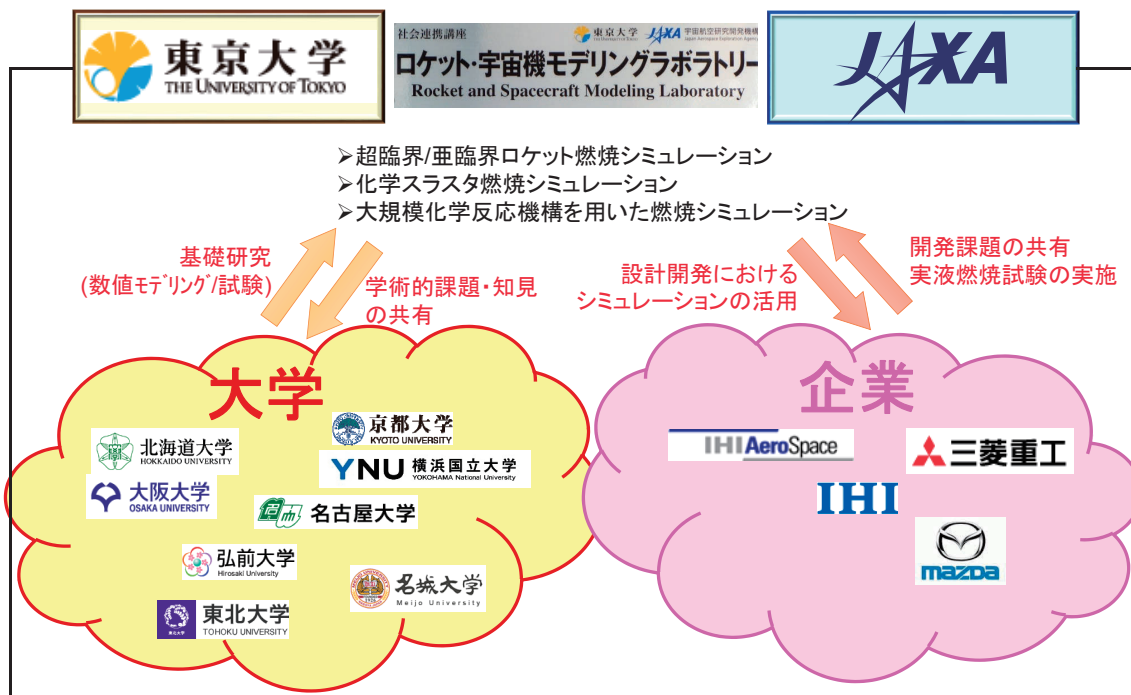
液滴連鎖分裂現象  
 “successive fragmentation”  
 の発見と解明 (2016)

江戸時代以来の謎が解明

$$\text{length scale} \propto \frac{\rho v^3}{\kappa \sigma}$$

$$\text{time scale} \propto \frac{\rho^2 v^4}{\kappa \sigma^2}$$

## 研究協力体制の広がり



先週のAJCPP2016でOS 『Thrusters』 で3セッション：上記機関から計12講

## まとめと今後の展望

ロケット・宇宙機エンジンの燃焼現象（反応性熱流動現象）を主たる対象として、

シミュレーション技術と要素試験を活用した支配因子の抽出と、  
実機試験・開発へのフィードバックを試みている。

これまでに、

素反応と流体計算をカップリングした世界最速の数値解析技術を構築し、  
従来難しかった、実推薬の直接解析が可能になりつつある。

こうした、超高精度解析の実機スケールの展開は今後の課題である。

並行して開発に取り組んでいる、

支配因子を抽出したほどよい予測技術も適用することで、  
個々の現象とエンジン性能の感度を調査できるようになりつつある。

まだ道半ばであるが、

実のある連携を続けることで、ロケット・宇宙機エンジン開発の、  
更に良いループを回せるよう、講座の活動を発展させていきたい。



# ロケット・宇宙機の高度化に貢献する 推進薬熱流動解析技術

梅村 悠(JAXA)・井上智博(東大)・姫野武洋(東大)

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シンポジウム

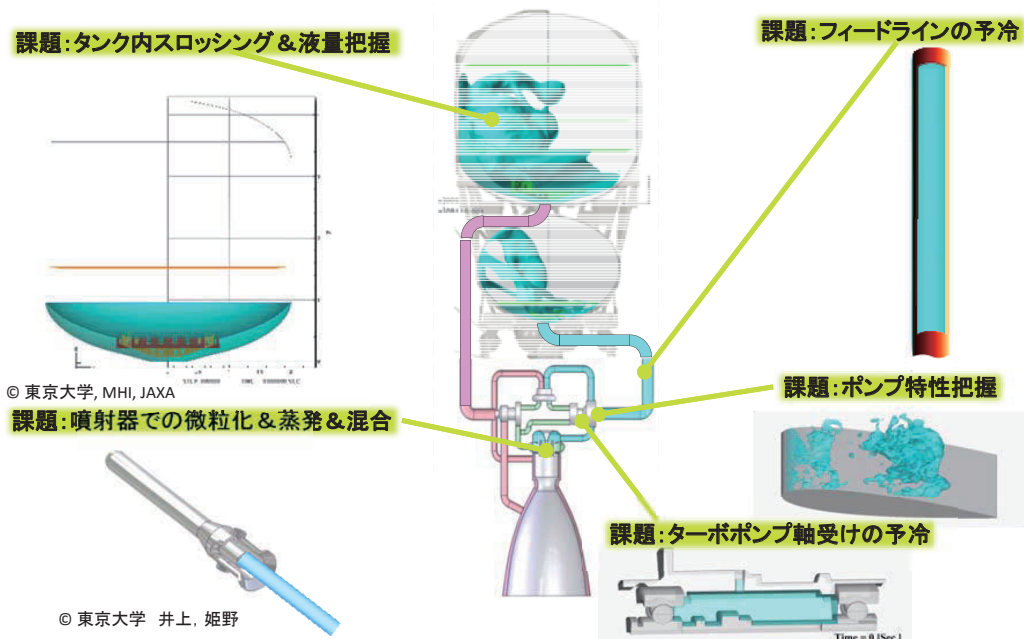
1

## ロケット・宇宙機の推進薬熱流動現象



### Motivation

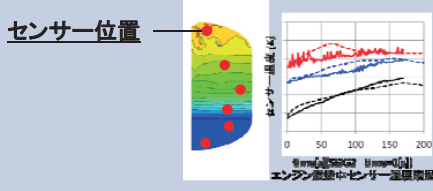
長時間の低重力環境は地上で得られない為、  
シミュレーションを活用しロケット・宇宙機の開発を高効率化・活性化させたい！



# シミュレーション利用で開発を変えるためには？

## 開発での課題

工程	課題内容	例：タンク内熱流動予測
①	考慮及び再現が不可能な物理現象がある	気液間相変化が考慮できない
②	コンポーネントを再現した事前予測が行えない	蒸発を考慮したタンク内熱解析が行えない 「液面で蒸発？」・「タンク壁で蒸発？」
③	解析結果の信頼性を確認できない	フライトデータとの検証は実機計測点数の制約もあり、簡単には証明できない



センサー位置

タンク内熱流動解析結果の検証

## 課題解決に必要な活動

全ての工程において、「現象の整理及びモデリング」と「検証」の実施

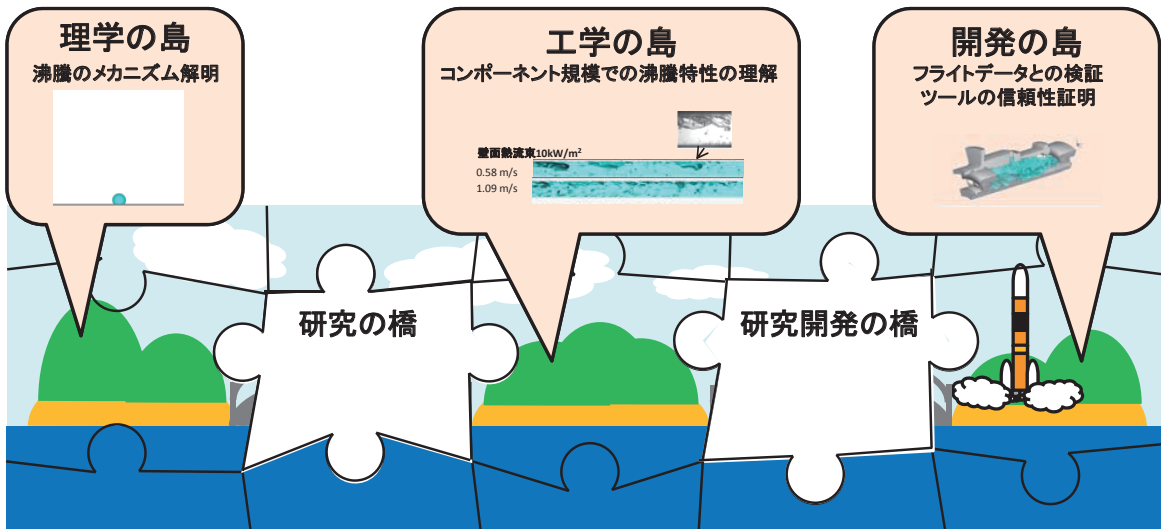
**＝開発を変える研究活動⇒** 「気液界面」から「実機」まで幅広い視点でのモデリングを行い、「試験との検証」と「シミュレーション開発」を実施する。

3

# 推進薬熱流動研究会の活動目的

「無重力環境下での気液二相流」の研究は理学・工学・開発(下図の島)で進められている。  
3者の知見を繋ぐ取り組み(下図の橋)が少ない為、現状技術を開発に利用し切れていない。

**⇒ 産学連携によって各知見の架け橋構築を行い、  
推進薬熱流動解析技術の高度化を目指す。**



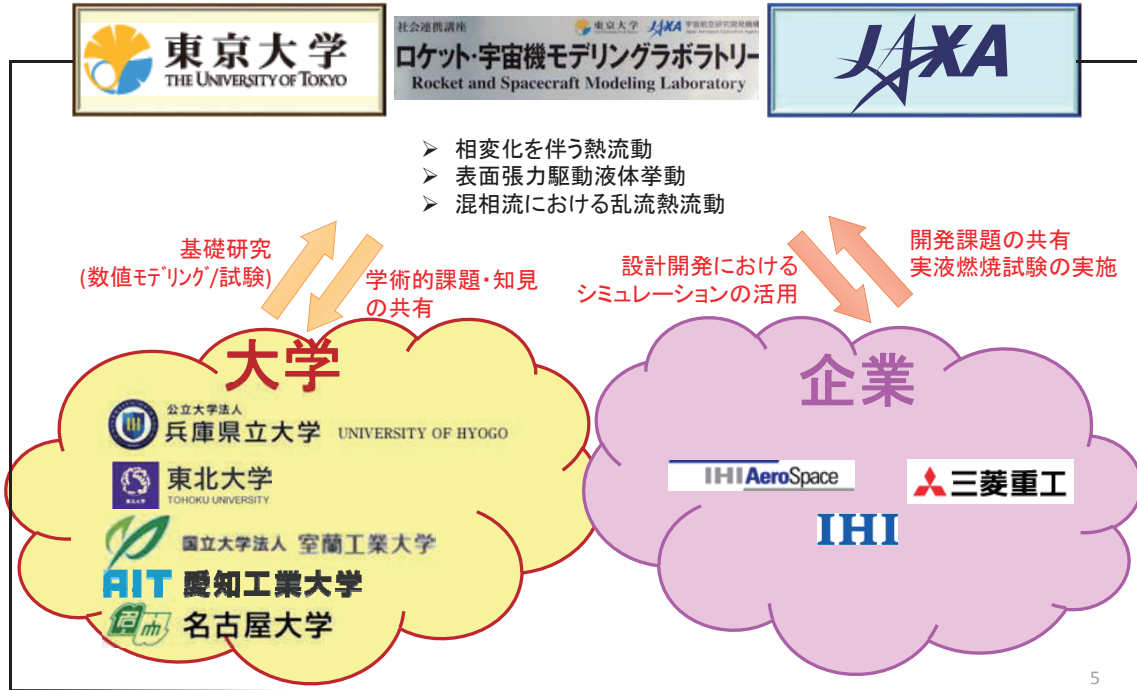
4



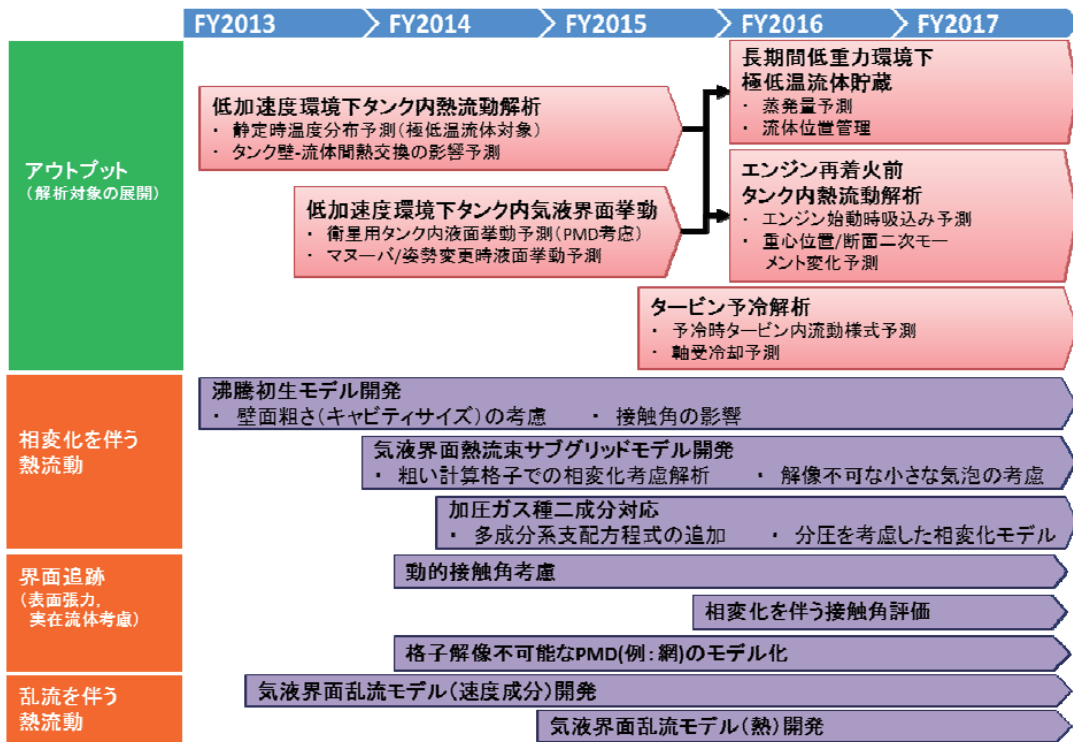
# 研究会協力体制



実験・シミュレーション問わず、産学の研究・開発者に参加



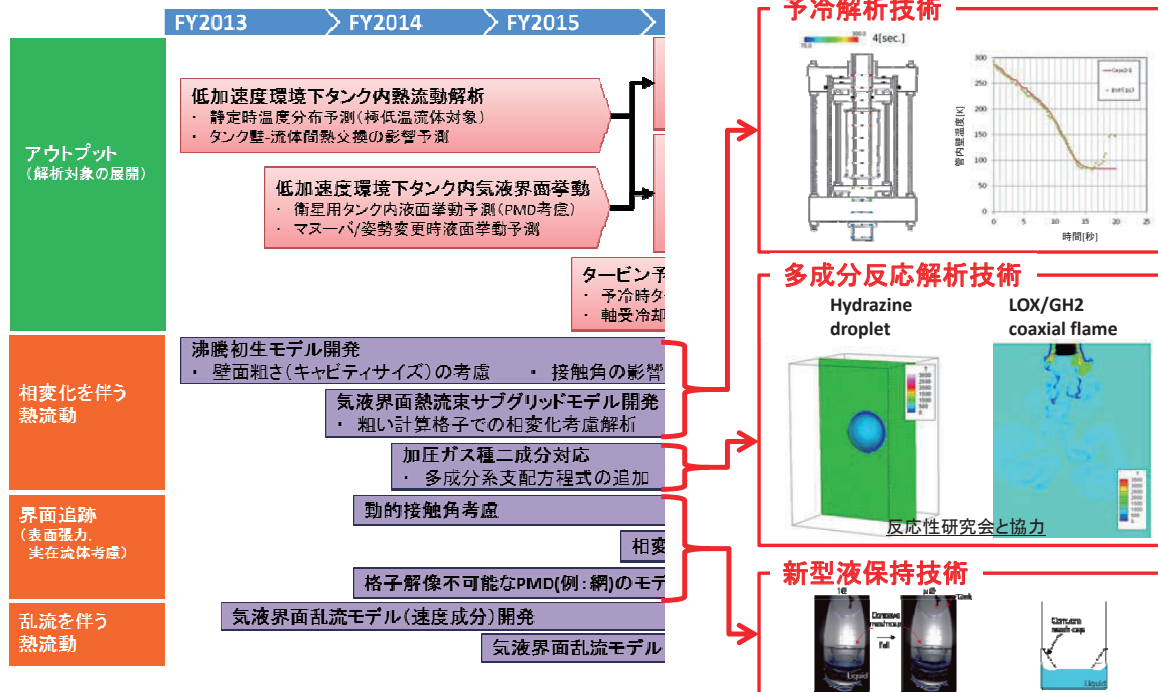
# 研究会ロードマップ



# これまでの活動概要



検証データが無い事象に対しては試験を企画及び実施し、現象調査を実施した。  
試験結果より物理モデルを構築し、オンスケジュールで比較検証を実施中。



JAXA's Engineering Digital Innovation Center

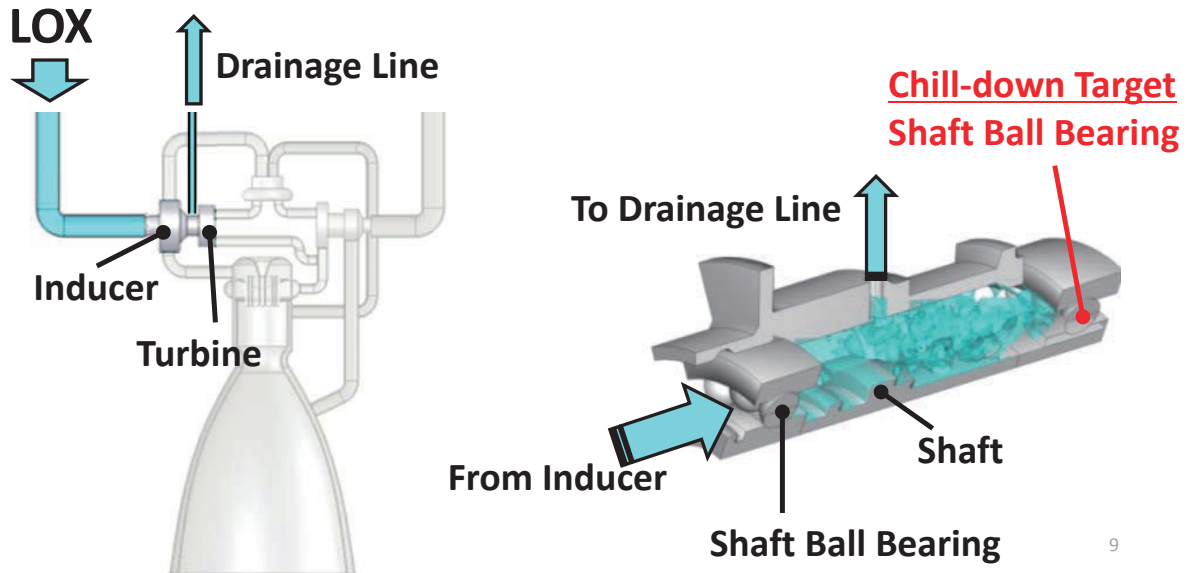
# 活動紹介

# エンジン再着火前予冷



H-IIA高度化プロジェクトにて着手した着火前エンジン予冷時の流量を削減した。

H-III開発に向けて、高度化で導入したトリクル予冷を評価する手段を獲得し、「更なる改善」や「運用の最適化」を実現したい。

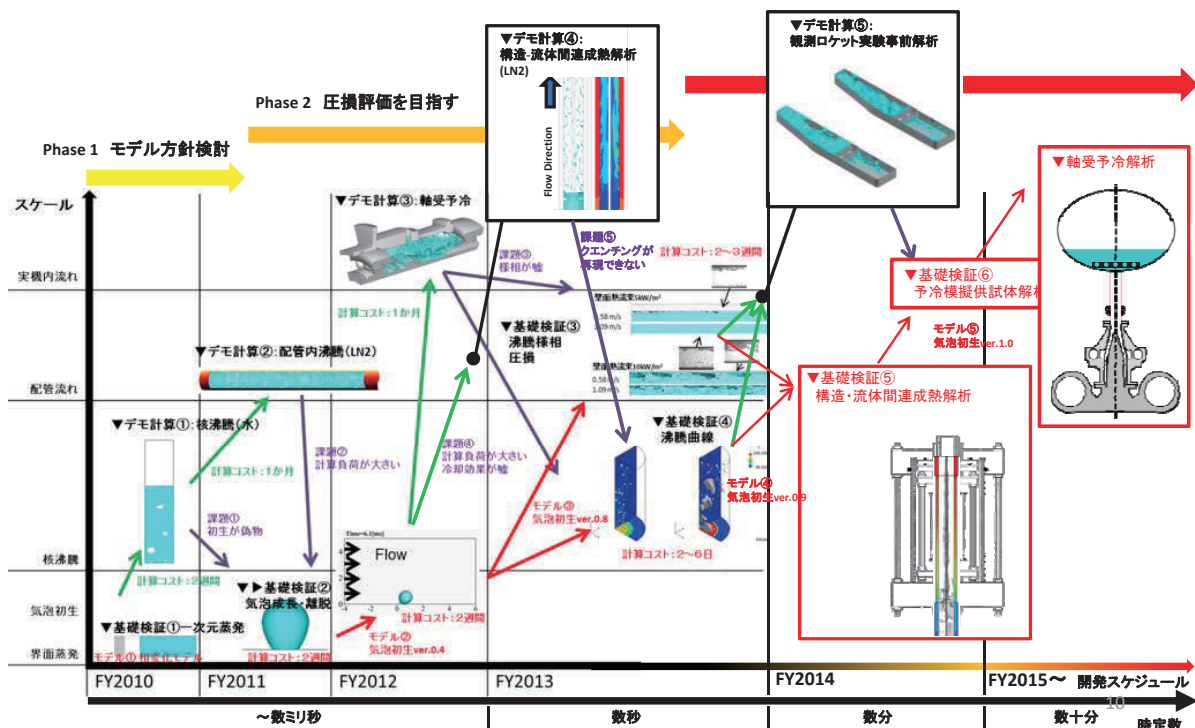


9

# 解析技術開発の経緯



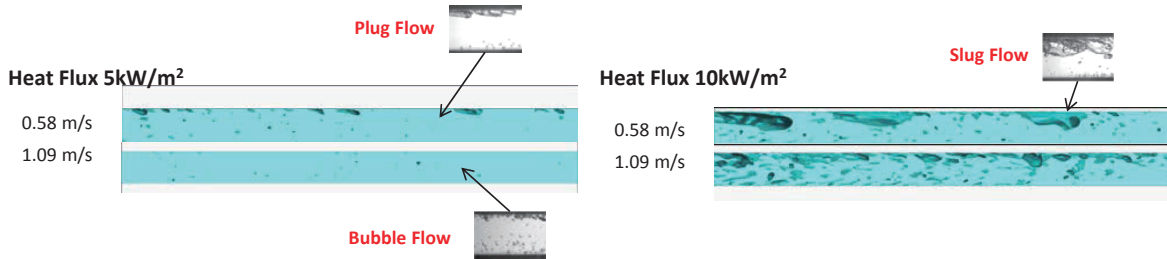
大学の研究レベルから実用化への発展させる際、社会連携講座の研究会を活用



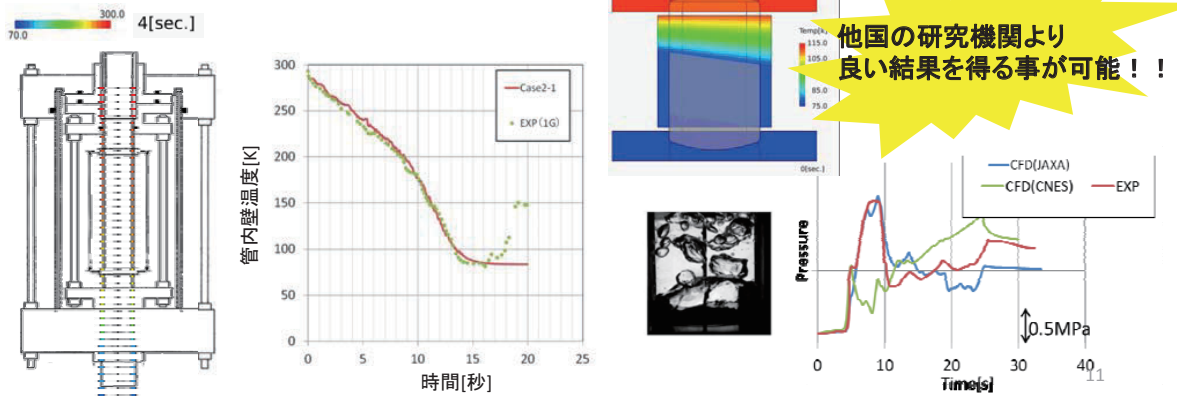
# 相変化を考慮した解析技術開発の状況



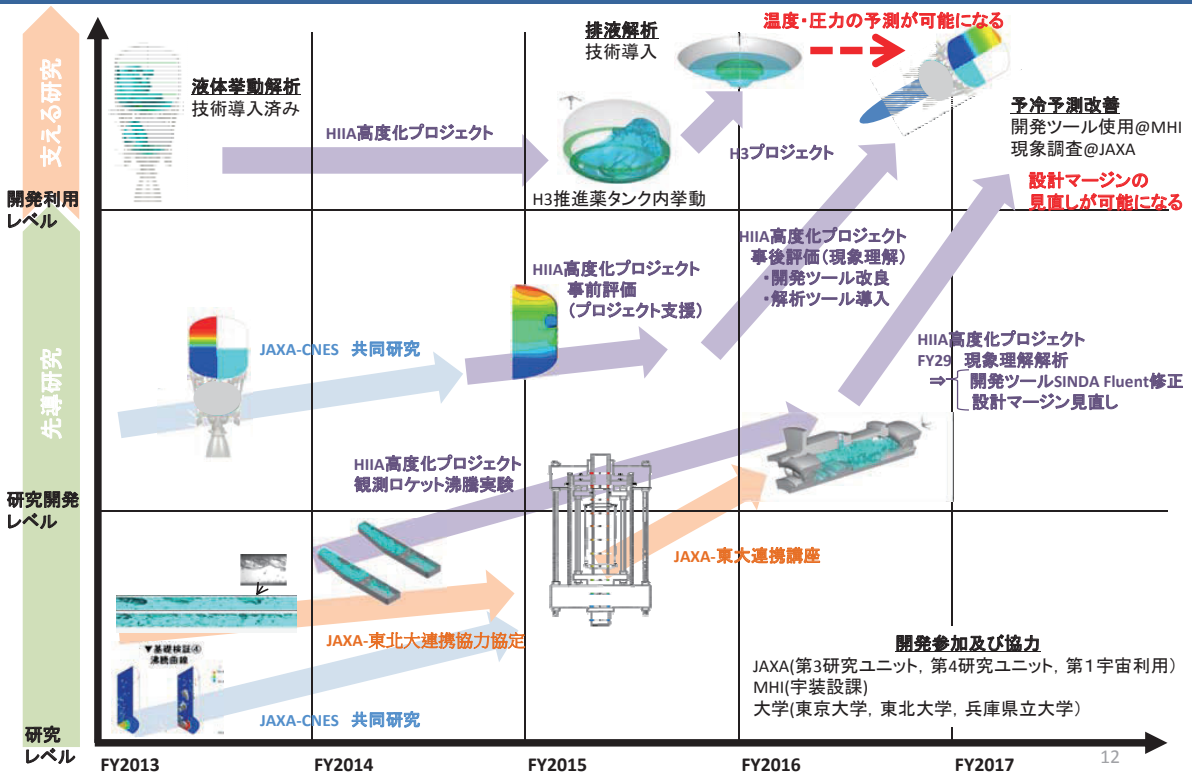
## ① 従来不可能な沸騰流予測が可能



## ② 沸騰による冷却予測が可能



# 推進薬管理技術開発への適用





## まとめ

13

## まとめ

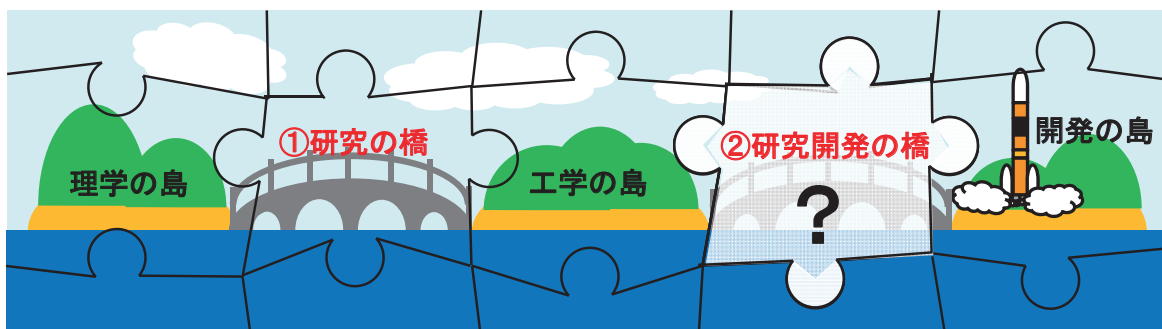


テーマ「ロケット・宇宙機の推進薬熱流動」について、産業・大学・研究機関の研究者・開発者が集い、「研究から開発までの広い視点」で研究活動を行っている。

開発への技術導入する際に必要なシミュレーションの信頼性証明には「開発現場の知見」・「大学の最新研究成果(新規計測方法・新規モデル)」の活用が有効であり、本研究会はその研究協力体制の基盤となりつつある。

2013年より開始し、3年目の本研究会は理学と工学の橋がかかった。  
今後は工学と開発を繋げる研究活動を強化していきたい。

⇒ 本日のシンポジウムつくば開催にて更なる協力者を集いたい！！



14

東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム  
2016年3月23日(水)

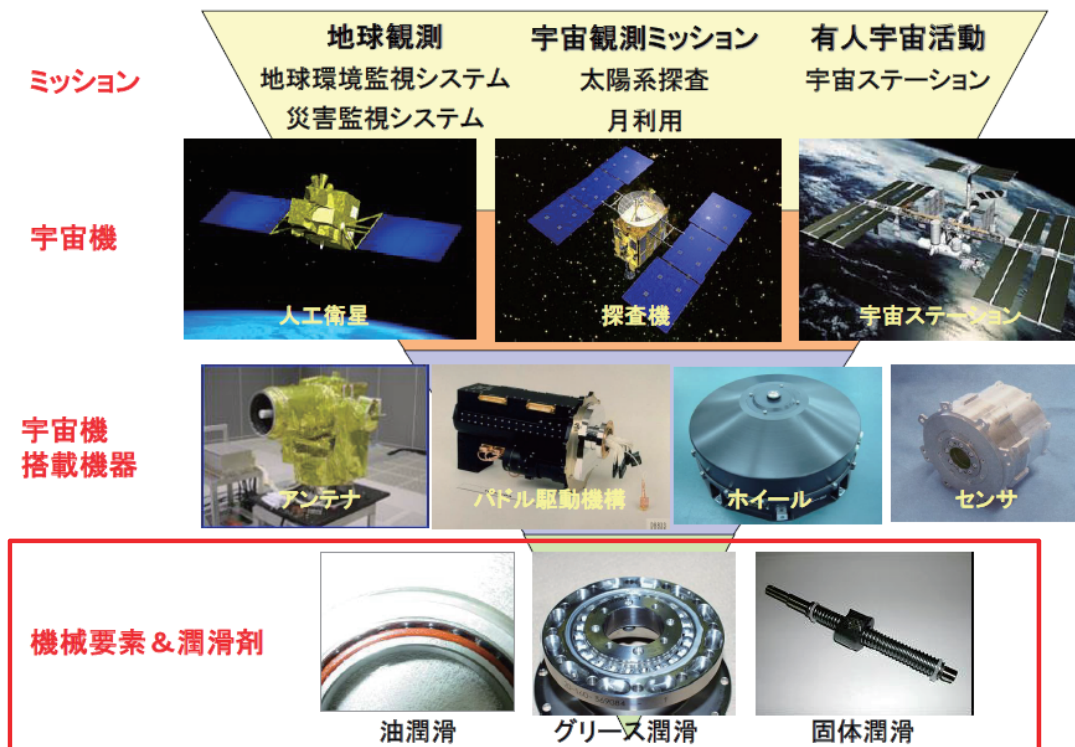
# 機械要素の高信頼・長寿命化を目指した 接触摩擦シミュレーション技術の構築

雨川 洋章<sup>1</sup>、泉 聡志<sup>2</sup>、清水 太郎<sup>1</sup>、酒井 信介<sup>2</sup>

- <sup>1</sup> 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構  
研究開発部門 第三研究ユニット(JEDI)
- <sup>2</sup> 東京大学

1

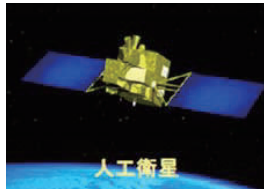
## 1. トライボロジーが支える宇宙ミッション



2

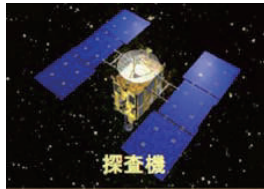
## 2. 宇宙機の高度化のために

【宇宙機に求められてること】



人工衛星

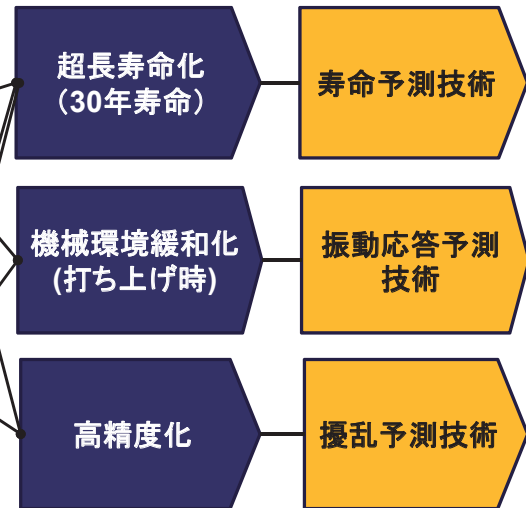
- ✓ 危機管理、災害に即応できるよう、**位置制御の高精度化**
- ✓ 運用年数の**長期化**
- ✓ 衛星への**衝撃負荷緩和**



探査機

- ✓ **長期運用に対する信頼性向上**
- ✓ 探査活動の**拡大**

【必要技術】

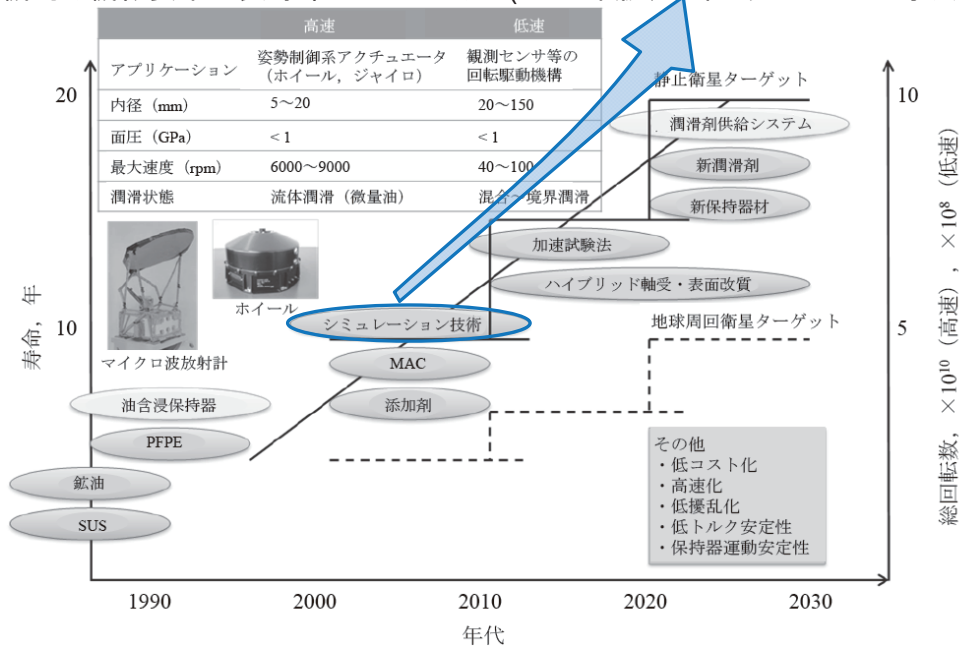


3

## 3. 機械要素とシミュレーション

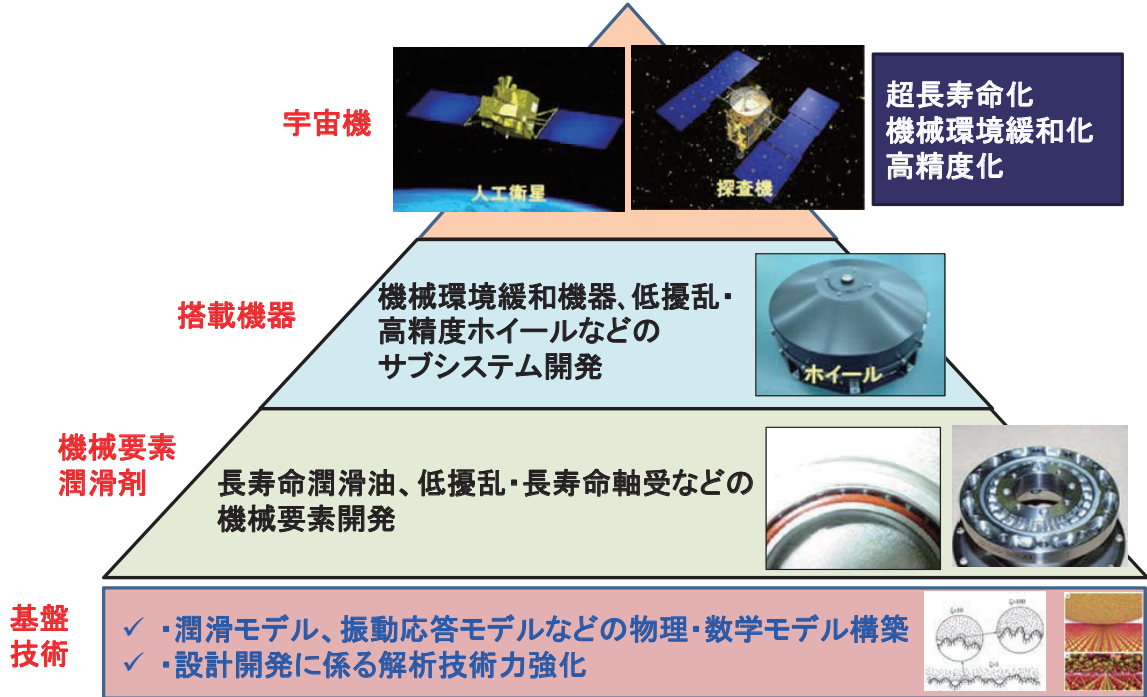
機械要素の研究開発は、これまでの試験実証中心の検討から、シミュレーション中心に移行する。

【宇宙機向け機械要素の長寿命化ロードマップ(2016年版、日本トライボロジー学会)】



## 4. 接触摩擦グループの目的

接触摩擦のシミュレーション基盤技術を構築し、宇宙機の開発課題解決に貢献する。



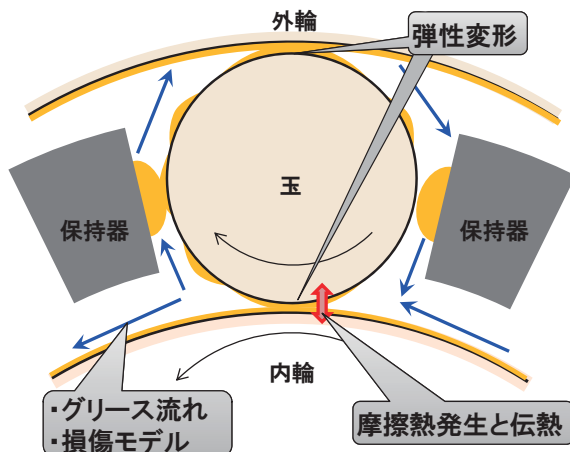
5

## 5. 開発項目

### 5.1 潤滑寿命予測技術

#### 開発イメージ

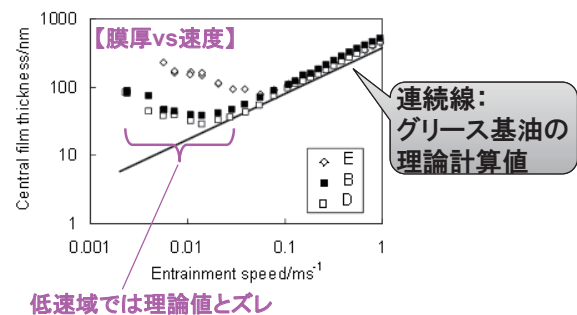
- 熱・流体・構造連成解析手法を構築し、転がり軸受の動的現象をまるごと再現。
- グリースの流体解析手法を構築。
- グリースの損傷モデルを導入することで数値シミュレーションで潤滑寿命を予測。
- 歯車などの他の機械要素にも展開可能な汎用予測技術。



#### 技術ベンチマーク

- 熱・流体・構造の連成解析の事例無し。
- グリース潤滑では接触部近傍・比較的高速での再現に留まる。全体流体解析の事例なし。
- 潤滑寿命は試験的検討に留まり、数値シミュレーションによる研究事例無し。

#### 【グリースメーカーの事例】



董ら、EHL 低速域におけるグリース潤滑、石油学会 年会・秋季大会講演要旨集、2008f(0), pp. 136 (2008)

6



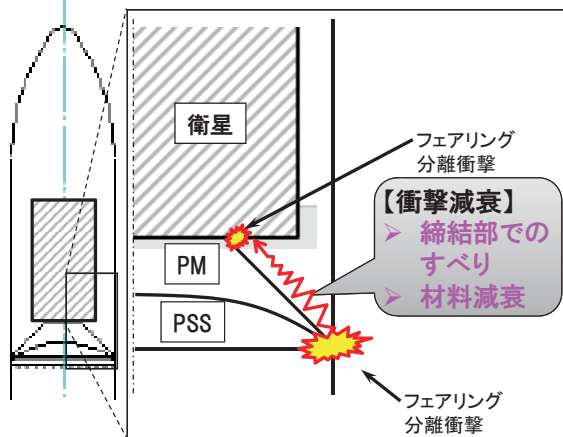
## 5. 開発項目

### 5.2 振動応答予測技術

#### 開発イメージ

- 衝撃や高周波振動に対する**非経験的摩擦減衰モデル、ボルトゆるみ評価手法**の構築。
- 試験検討の豊富な**衛星分離部**を対象とする。基盤技術につき宇宙機などにも展開可能。

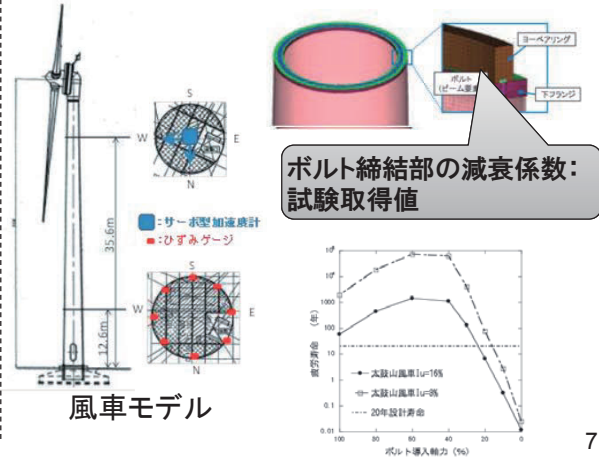
#### 【フェアリング分離の事例】



#### 技術ベンチマーク

- 3次元有限要素法を活用した事例は多数報告されている。
- 固体接触部の減衰は**試験的に取得**（構成が変われば要再試験）、**経験的に設定**
- ボルトゆるみは正弦波振動などに留まる。

#### 【風力発電向け風車の事例】



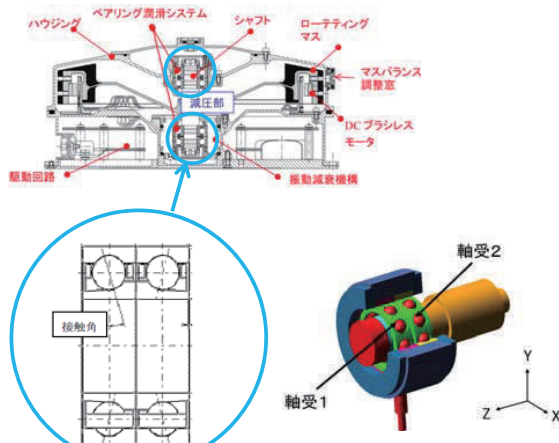
7

## 5. 開発項目

### 5.3 擾乱予測技術

#### 開発イメージ

- 機械要素の**動特性モデル化手法**(ガタ、組立誤差、衝撃塑性変形含む)を構築。
- 擾乱発生を再現する**解析手法**の構築。
- 擾乱低減、ばらつき抑制の設計評価に活用する。



組合せアンギュラ玉軸受

#### 技術ベンチマーク

- 詳細な数学モデルを構築して数値解析する試みが多くなされているが、**システムおよびサブシステムレベルでの擾乱をまるごと予測**する手法は確立されていない。

#### 【NASAの事例】

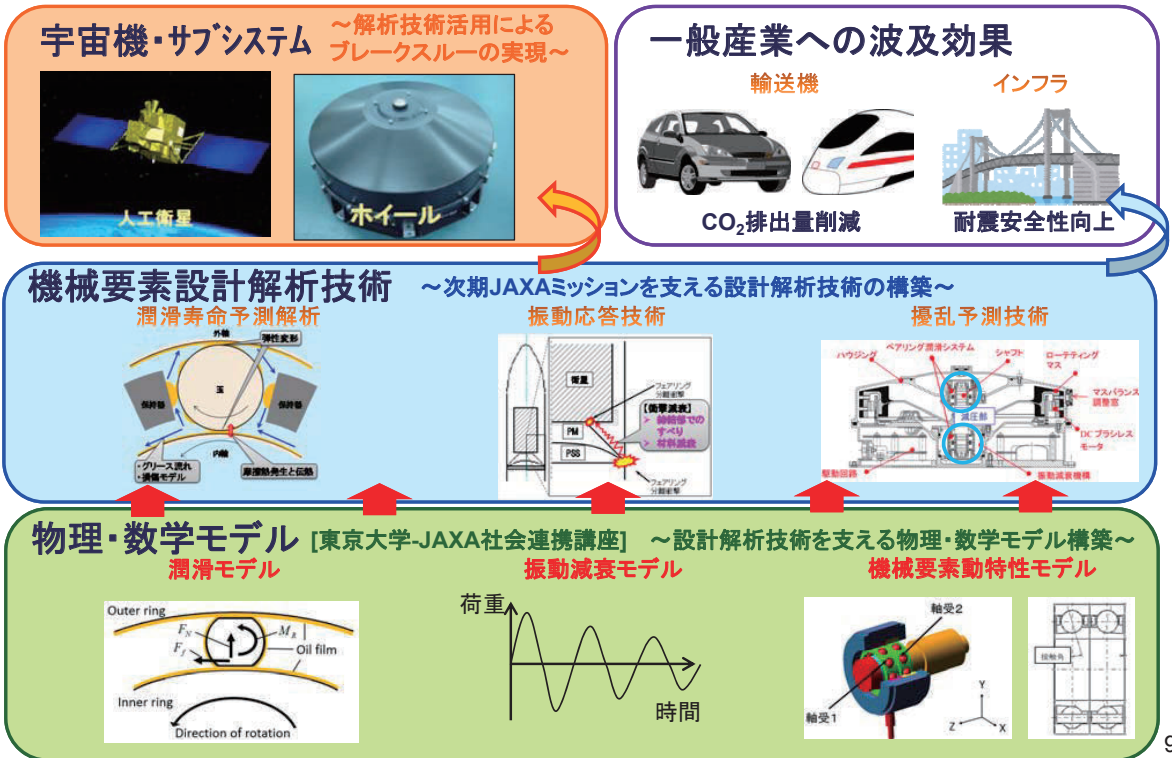
$$\begin{bmatrix} I_{rr} & 0 \\ 0 & I_{rr} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_x \\ \ddot{\theta}_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_{rock} & 0 \\ 0 & c_{rock} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \end{bmatrix} + \Omega \begin{bmatrix} 0 & I_{zz} \\ -I_{zz} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{rock} & 0 \\ 0 & k_{rock} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \end{bmatrix}$$

リアクションホイールの数学モデル

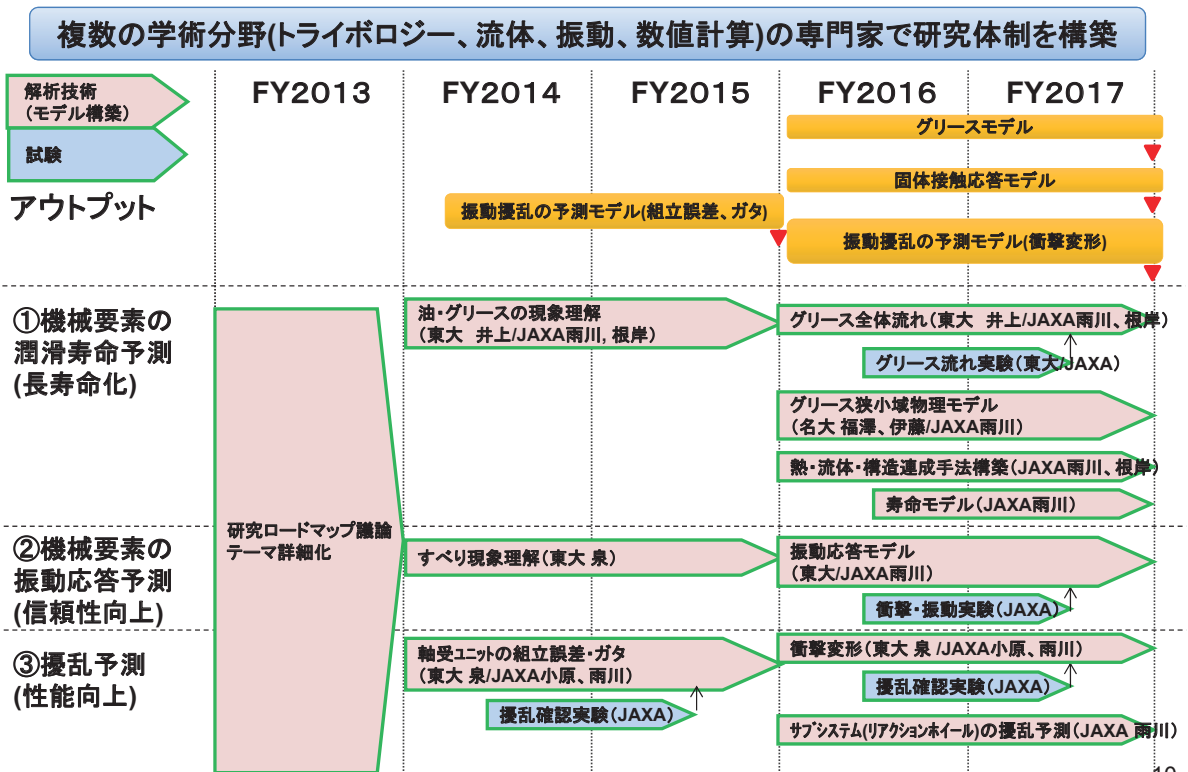
Liu et al. AISS Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA2008-7232 (2008)

8

## 6. 接触摩擦研究のアウトカム、波及効果イメージ



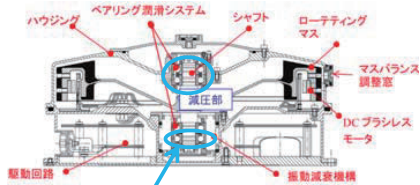
## 7. 開発体制と工程



## 8. これまでの研究成果概要

- リアクションホイール向け軸受ユニットの動解析モデルを構築。
- これまで不明だった**軸方向回転二次振動成分発生メカニズム**の解明。  
⇒ 今後、JAXA主体で動解析法を実機に適用し、**低擾乱・高性能化開発**に活用する。

### 【軸受ユニットと動解析モデル】



#### 法線力モデル

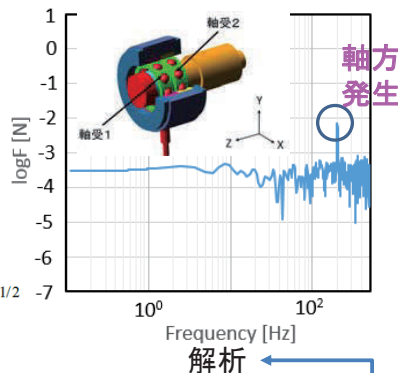
$$F_N = K\delta^{3/2}$$

$$K = \frac{\pi k_e E_{\text{eff}}}{\xi^{3/2}} \left( \frac{2\zeta R}{9} \right)^{1/2}$$

#### 粘性抵抗カモデル

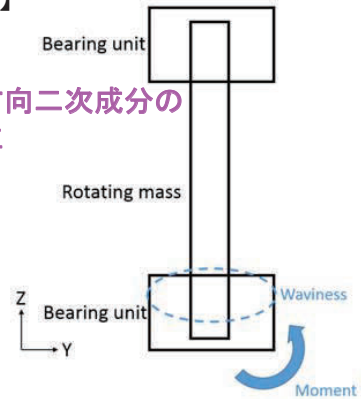
$$M_R = R_b \times 2.86 E' R_x^2 k^{0.348} G^{0.022} U^{0.66} W^{0.47}$$

### 【解析結果と擾乱メカニズム】



振動要因

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



- ✓ 橋本ら、日本機械学会 第28回計算力学講演会論文集、No. 006 (2015)
- ✓ 橋本、東京大学大学院修士論文 (2016)


11

## 9. まとめ

- 接触摩擦グループは宇宙機の機械要素を対象に、寿命予測、振動応答予測、擾乱予測技術の開発に取り組んでいる。
- 動解析モデルの構築によって、軸方向回転二次振動成分の擾乱予測が可能となった。
- 接触摩擦のシミュレーション基盤技術を構築し、宇宙機の開発課題解決に貢献する。



12



2016/03/23 JAXA社会連携講座シンポジウム  
「宇宙開発分野でのブレークスルーを目指して」

## ハザードシミュレーション技術による飛躍的な安全性向上 ～有人宇宙飛行における破壊・人体衝撃モデリング～

宇宙航空研究開発機構  
研究開発部門 第3研究ユニット(JEDI)  
○藤本圭一郎, 根岸秀世

<人体衝撃>  
植田, 斎藤, 栗山, 酒井 教授, 泉 教授, 波田野 助教(東大)  
水野教授(名大), 鮎川, ハコボ(JARI)  
沼尻, 田辺, 各分野の専門家(テイ・エステック)

<着水>  
井上, 酒井教授, 古本, 姫野准教授(東大)

<実験計画・応答曲面>  
下山准教授(東北大)

<破壊>  
中井, 酒井 教授, 泉 教授(東大)  
波多 助教(熊大)



### スペースフロンティア拡大のための工学的課題

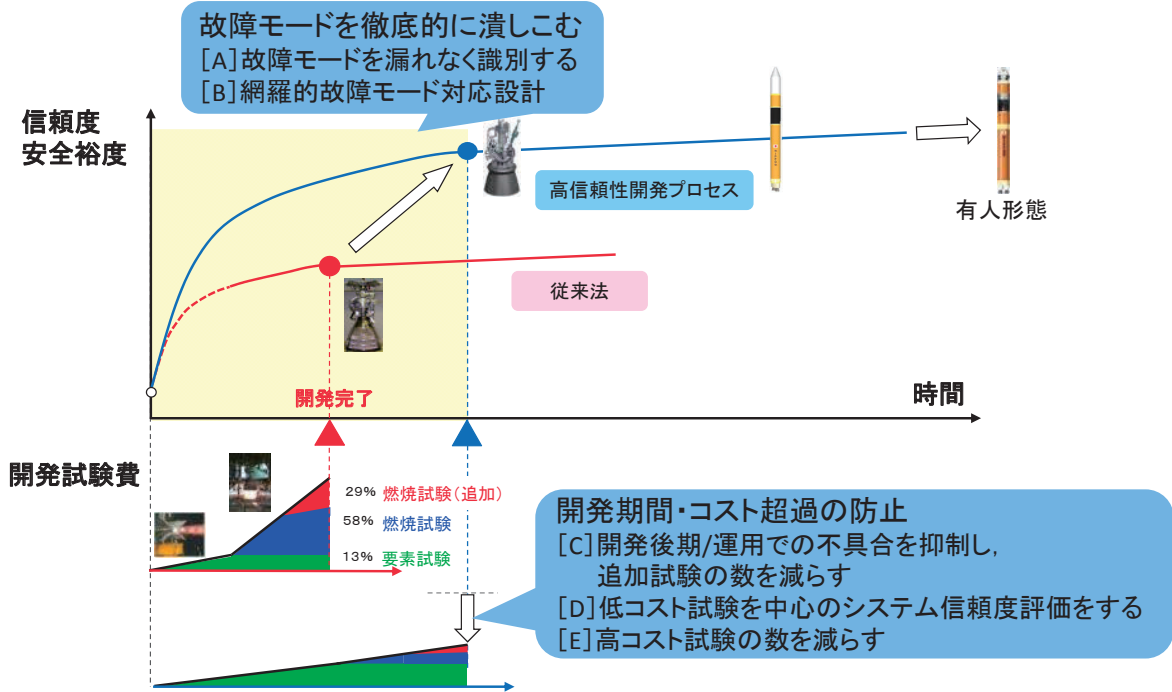
様々なリソース制約下での  
挑戦的なミッション実現のためには,  
効率的なリスク管理法による  
信頼性と安全性の飛躍的な向上が不可欠



# 定量的リスク評価による飛躍的な信頼性/安全性向上(1/2)

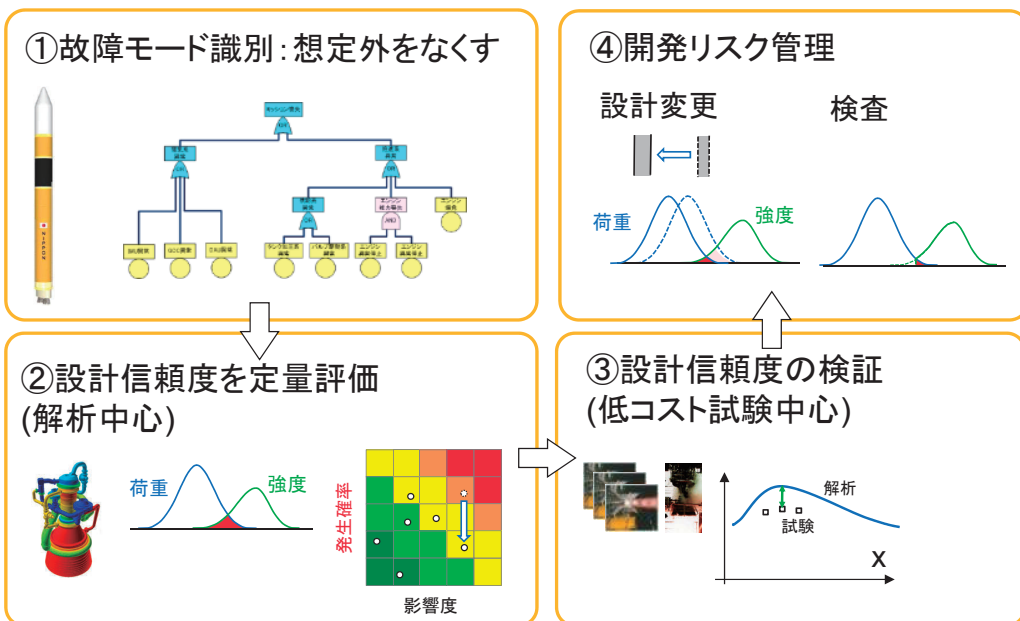
高忠実な数値シミュレーションによる定量的リスク評価技術(QRA)の獲得

- 1) 上流での信頼性/安全性設計, 2) 信頼性/安全設計余裕の適正化, 3) 検証試験規模の削減



# 定量的リスク評価による飛躍的な信頼性/安全性向上(2/2)

網羅識別した故障モードに対処することで、設計で信頼性/安全性を作りこむ

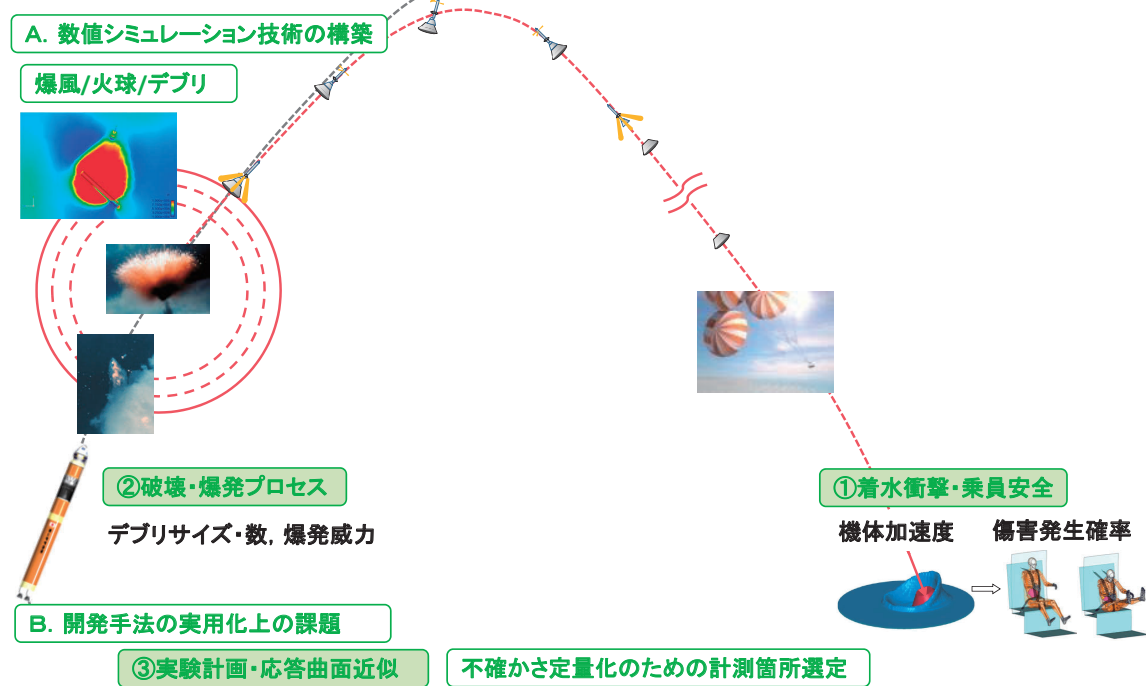


## 研究テーマ選定 ー宇宙開発分野への貢献



5

- ・有人ロケット安全性のQRAにより発生頻度が高く、影響度が大きい事象を選定。
- ・ロケット飛行安全評価, 日本人宇宙飛行士の安全評価等の構築・精度向上に貢献。



## 研究テーマ選定 ①着水衝撃・乗員安全



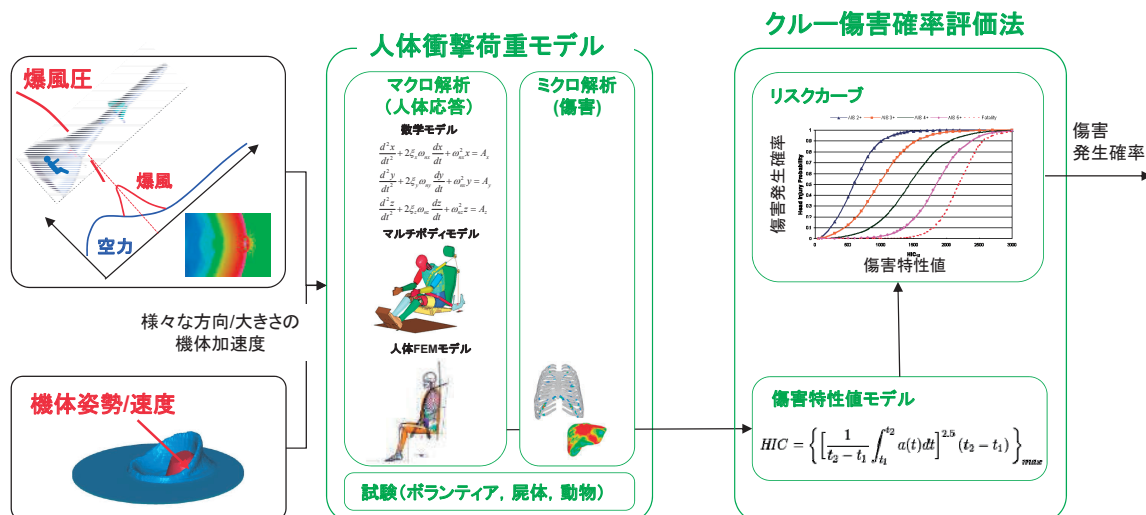
6

### [目的]

- ・飛躍的なクルー安全性向上のための高精度な乗員安全評価法の獲得
  - 日本人宇宙飛行士の安全性評価と搭乗可否判断は日本独自でおこなう。
  - 商業有人宇宙船への移行, 月・火星有人宇宙探査に向けたクルー安全性向上が急務

### [研究課題]

- 1) 宇宙特有の加速度条件下での乗員安全シミュレーション技術の獲得
- 2) 実問題適用上の課題解決(計算負荷の軽減, 解析精度の検証)



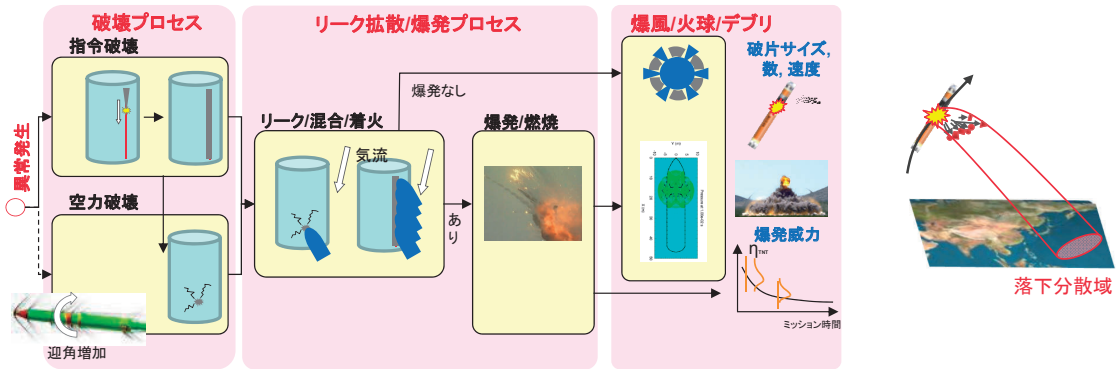
# 研究テーマ選定 ②破壊・爆発プロセス

## 【目的】

- ・安全性と国際競争力(打上能力/可能確率)強化のための高精度な飛行安全評価による飛行安全制約の緩和  
→ロケット軌道の自在性の向上

## 【研究課題】

- 1) 複雑な破壊・爆発プロセスの数値シミュレーション技術の獲得
- 2) 実問題適用上の課題解決(計算負荷の軽減, 解析精度の検証)



# 研究テーマ選定 一実問題にふれる機会, 他産業への貢献

## 【実問題にふれる機会】

学生のモチベーション向上や, 実用上の課題認識を共有するために実設計問題を対象とした.

## 【他産業への貢献】

学術発表及び研究コミュニティ形成というカタチで他産業へ展開.

### <破壊・爆発>

- ・水素自動車, 燃料電池, 大量液体水素貯蔵, 核廃棄物の輸送の分野においても, 性能向上の為の現象把握, 自然災害・テロによる破壊等を想定に入れた安全性評価技術が不可欠.
- ・世界的にも, ハザードシミュレーション技術は未成熟であり, 継続的な研究が行われている.
- ・日本では, 水素エネルギー利用の促進のためにKHKや国交省の委員会が主導し, 大学等で研究が行われているが, 想定外としてきていたハザード事象の研究は欧米に比べ遅れている.



### <乗員安全>

- ・自動車や列車の更なる海外進出の為に, 事故時の乗員安全性の更なる向上が不可欠.
- ・世界的にも, 前突・後突以外の様々な加速度下での人体挙動や傷害メカニズムの研究が行われている.



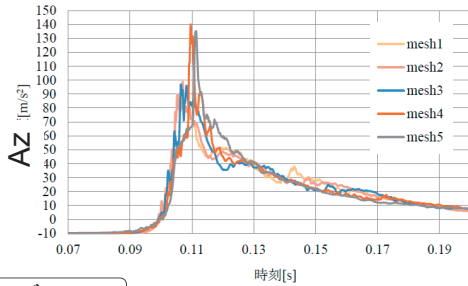
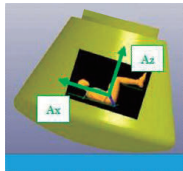
## ①着水衝撃(1/3)



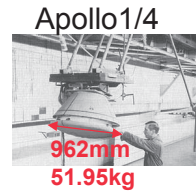
9

【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

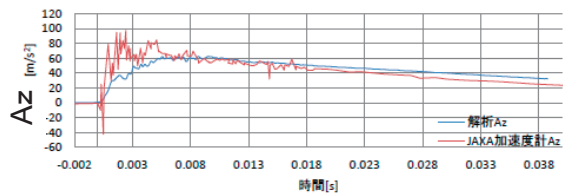
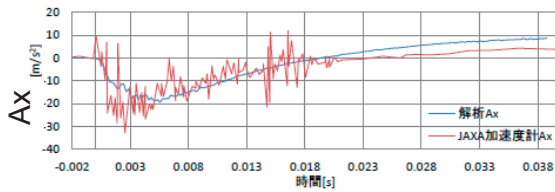
### 格子解像度スタディ



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



## ①着水衝撃(2/3)

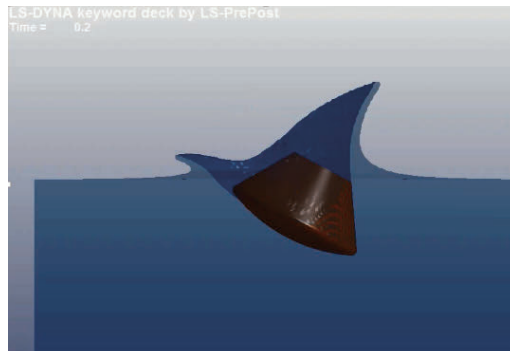


10

・広い条件下での着水衝撃加速度の十分な数値解析精度を確認できた。

### Apolloカプセル(1/4スケール)

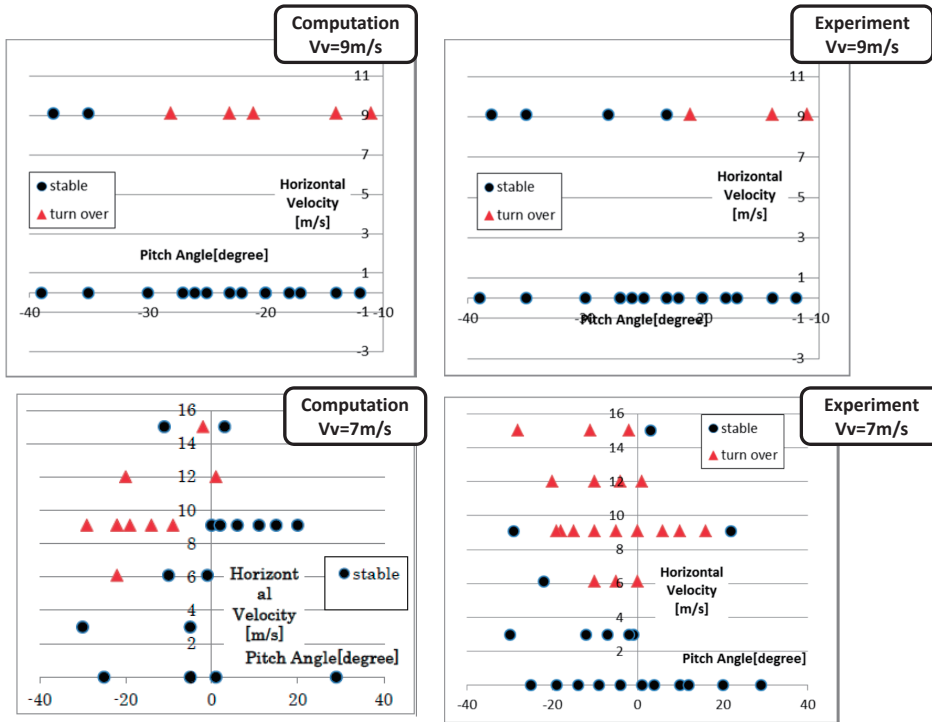
Case	Pitch [deg]	Vv [m/s]	Vh [m/s]	Exp. Ax max	Cal. Ax max	Exp. Ax max	Cal. Ax max
NS1	11	4.85	4.55	69.7	71.3	361	357.7
NS2	21	4.76	4.55	67.7	74.0	172	186.3
NS3	23	5.50	0.00	40.2	55.7	167	151.9
NS4	38	4.57	4.55	33.4	41.6	29.4	28.5





①着水衝撃(3/3) 11

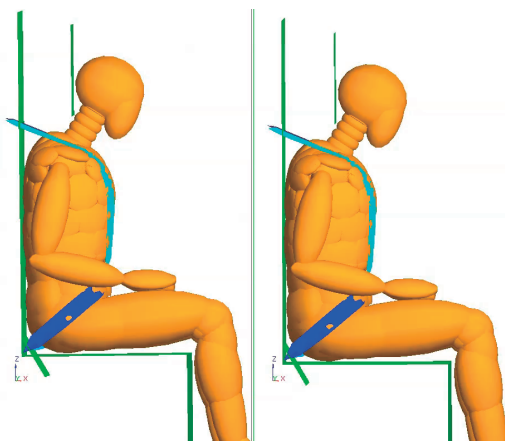
・広い条件下での着水後の横転の可能性等の十分な数値解析精度を確認できた。



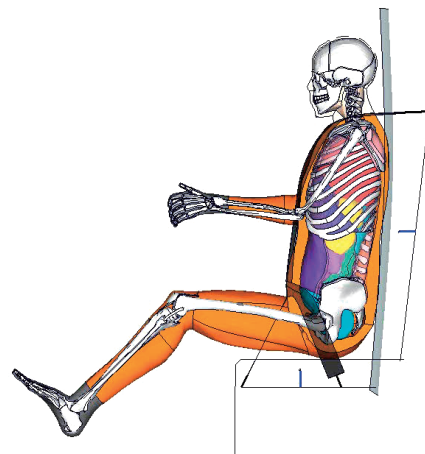
②乗員安全(1/6) 12

- ・自動車以上の様々な方向/大きさの加速度条件の考慮が必要。
- ・加速度条件毎のダミーモデル, 傷害特性値, リスクカーブの適切な選定が重要。
- ・不確定因子が少ない状態から研究を。

- STEP1: 剛体シート, ダミー
- STEP2: 剛体シート, ダミー/人体FEM
- STEP3: 宇宙船シート, ダミー/人体FEM



マルチボディ解析(ダミー)



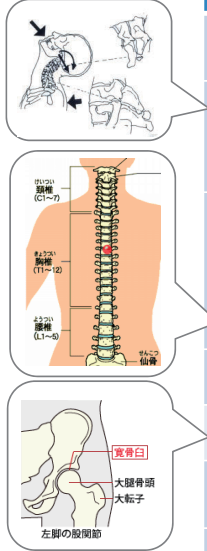
人体FEM解析

## ②乗員安全(2/6)



13

		宇宙船 (NASA)	頭部傷害	顔面外傷	頸椎外傷	鈍的外傷	肺挫傷	肋骨骨折	血気胸	傷害	上肢関節	上肢骨折	大腿骨折	胸椎外傷	腰椎外傷	障害	下肢関節	下肢骨折
頭	HIC	700(HIC15)	●															
	BriC		●															
首	荷重	6.8kN(圧縮) 6.8kN(引張)			●													
	モーメント	320Nm(flx) 135Nm(ext)																
胸	最大たわみ					●	●	●										
	GG's	60(3msec)																
	CSI	700																
	胸椎の軸方向圧縮												●	●				
肩部	横方向荷重(たわみ)					●	●	●	●	●								
股関節	寛骨臼の横方向荷重											●						
腰椎	荷重	6.6kN																
	モーメント	---(143Nm)																
腰		---(32-49G)																
大腿部	荷重	---(10kN)																
足首	モーメント																●	
	設計要求(人体とHWとの接触、拘束具)		●		●					●	●					●	●	

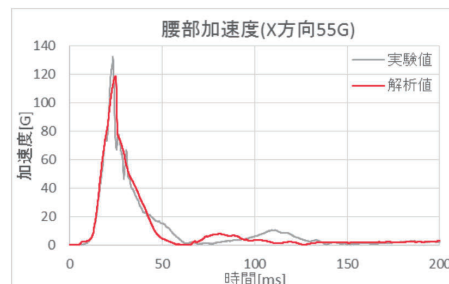
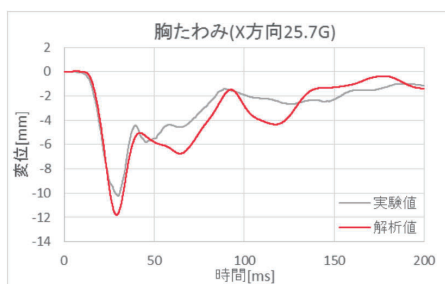
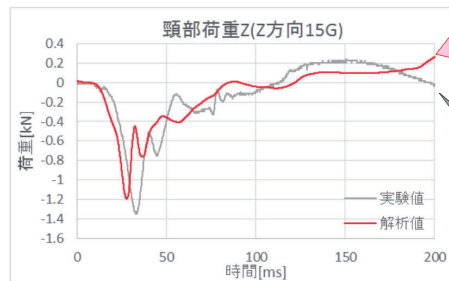
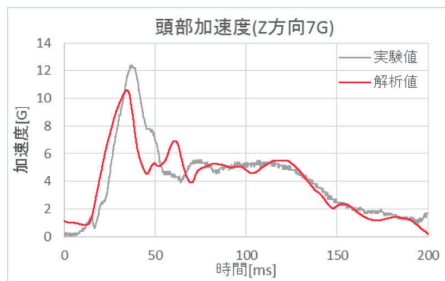


## ②乗員安全(3/6)



14

- 剛体シートを用いたダミー試験の再現解析を行い、以下の支配的な不確定因子を明確化し、パラメータチューニングを行った。
  - シート/ヘッドレストとダミーの貫入量と接触力の関係、摩擦係数、ベルトやダミーの初期位置
- 解析値と試験値との比較から、解析モデルが十分に高い精度を有することを確認できた。

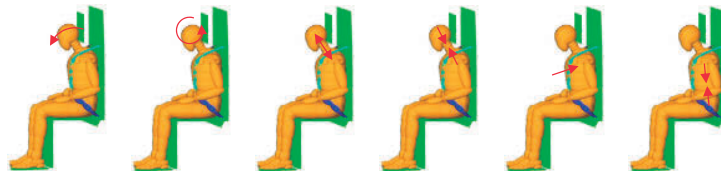


## ②乗員安全(4/6)



- ・精度向上を行ったモデルによりLASIによるアボート時の加速度条件における傷害発生確率を算出し、頭部及び頸部の傷害発生確率が高いことを明らかにした。
- ・着水時及び爆風圧到達時の機体加速度を人体に印加。
- ・以下の理由から実際よりも厳しい条件での解析となっている。  
 1) 与圧服を未考慮, 2) 剛体シートを考慮, 3) 過大な加速度入力を使用  
 →与圧服や宇宙船シートの考慮, 着水解析等による加速度環境の把握を進める。

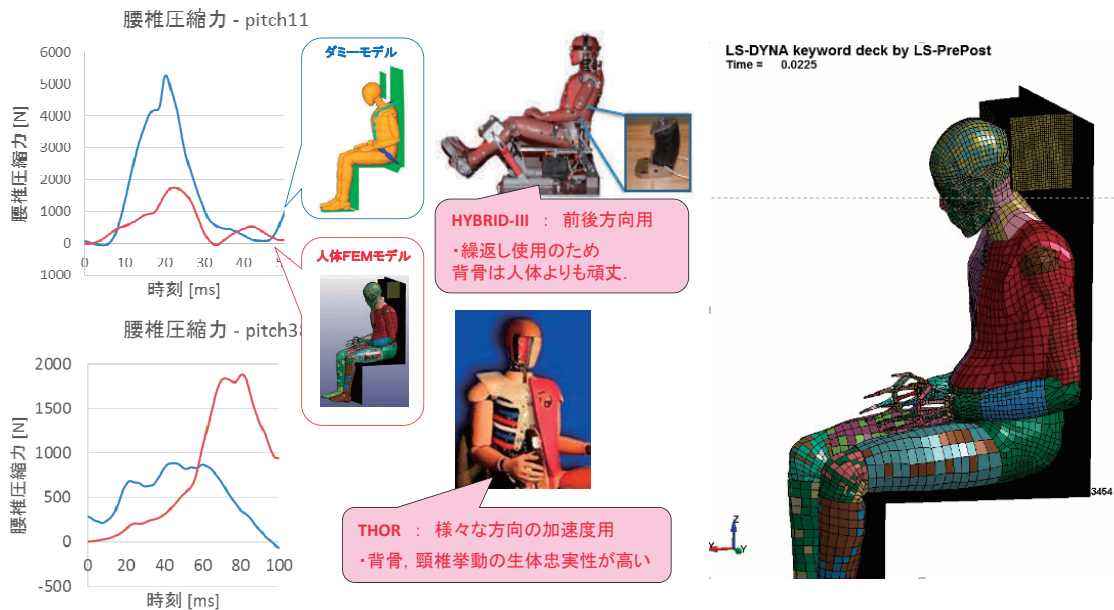
部位	最大 加速度[G]	頭部		頸部		胸部	腰部	
		HIC15	BRIC	頸部引張力	頸部圧縮力	胸たわみ	腰椎圧縮力	
傷害値 基準		340	0.04	880N	580N	25mm	5800N	
着水 条件	pitch-11	36.7	48.8%	948.9%	82.7%	260.9%	56.7%	90.9%
	pitch-21	17.5	5.0%	398.3%	34.0%	119.2%	25.6%	48.0%
	pitch-38	3.1	0.1%	100.6%	4.5%	31.2%	6.2%	15.2%
爆風圧 条件	case1	55	9.9%	414.9%	56.3%	112.4%	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%



## ②乗員安全(5/6)



- ・マルチボディーモデル及び人体FEMを用いた人体挙動解析を行い、有人宇宙船で重要となる背骨軸方向の加速度に対する人体マクロ挙動及び腰椎圧縮力の時間変化に大きな違いが見られることを明らかにした。  
 →こうした条件で生体忠実性の高いTHORモデルを併用することとした。



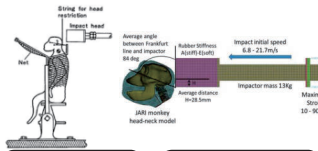
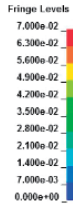
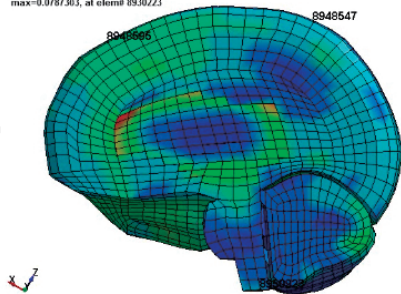
## ②乗員安全(6/6)



17

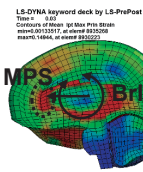
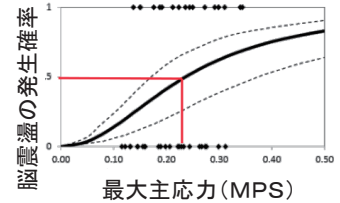
- ・爆風圧及び着水衝撃により傷害発生確率が高いのは、頭部(脳)、頸部、胸部
- ・頭部の傷害値BrICのAIS1リスクカーブは検証が不十分であるため、JARIでの猿実験データに基づくリスクカーブ構築を試行した。

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost  
 Time = 6.621  
 Contours of Mean Ipt Max Prin Strain  
 min=-0.00105709, at element 8931813  
 max=0.9757363, at element 8930273



サル実験  
傷害判定

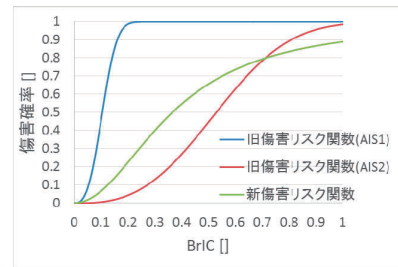
サル解析  
MPS



LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost  
 Time = 6.621  
 Contours of Mean Ipt Max Prin Strain  
 min=-0.00105709, at element 8931813  
 max=0.9757363, at element 8930273

Fringe Levels

解析結果MPS=F(BrIC)により、BrICのリスクカーブを算出



BrICクライテリアを緩和できる可能性を確認  
 旧 ノミナル:0.040, オフノミナル:0.070

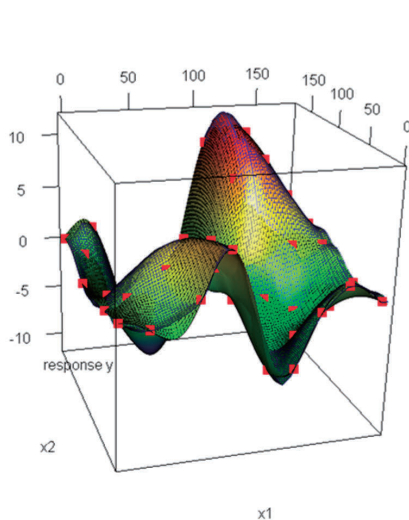
新 ノミナル:0.084, オフノミナル:0.181

## ③実験計画・応答曲面

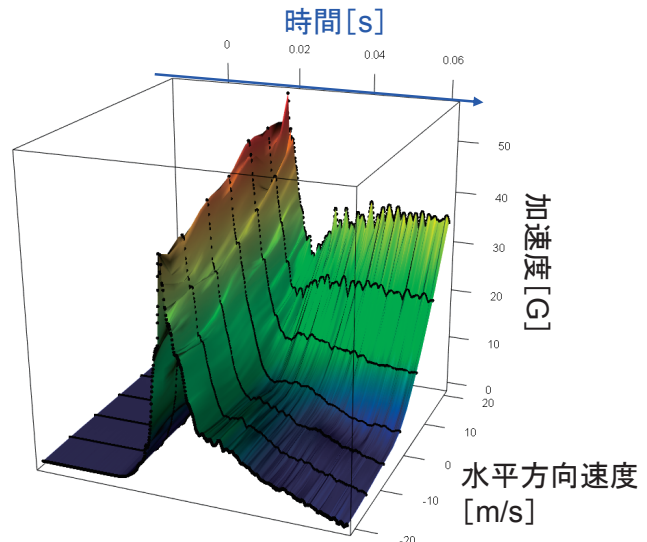


18

- ・確率論的評価の実用化のために、動的サンプリング法による解析数の削減、時系列入出力の応答曲面近似化の研究を進めている。



動的サンプリング法(実験計画)

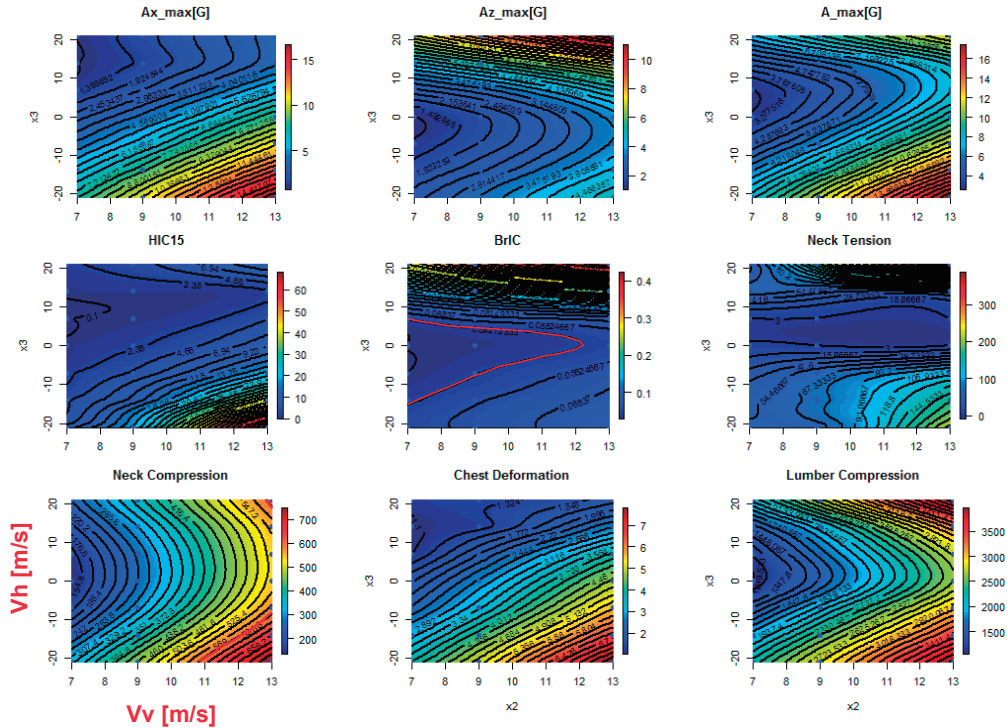


時系列入出力の応答曲面近似

## 宇宙船シートの設計検討(1/2)



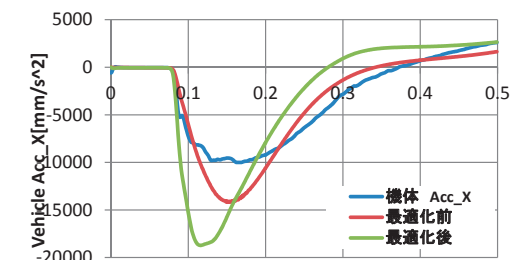
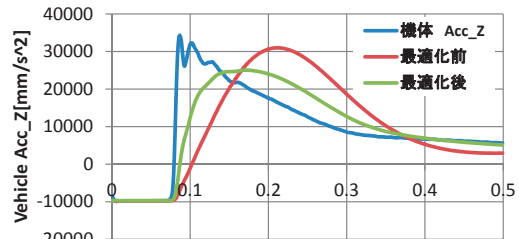
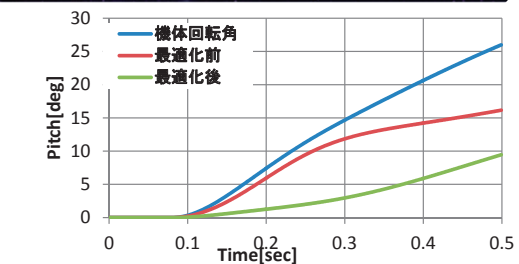
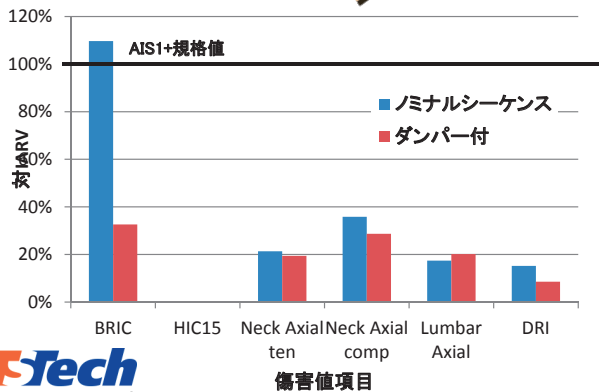
・広範囲の機体速度，姿勢角での着水加速度と傷害発生範囲を算出。



## 宇宙船シートの設計検討(2/2)



先進的な技術を有するTS-tech社の専門家の方々にシート設計や乗員安全研究へのご助言等，多大なご協力を頂いている。

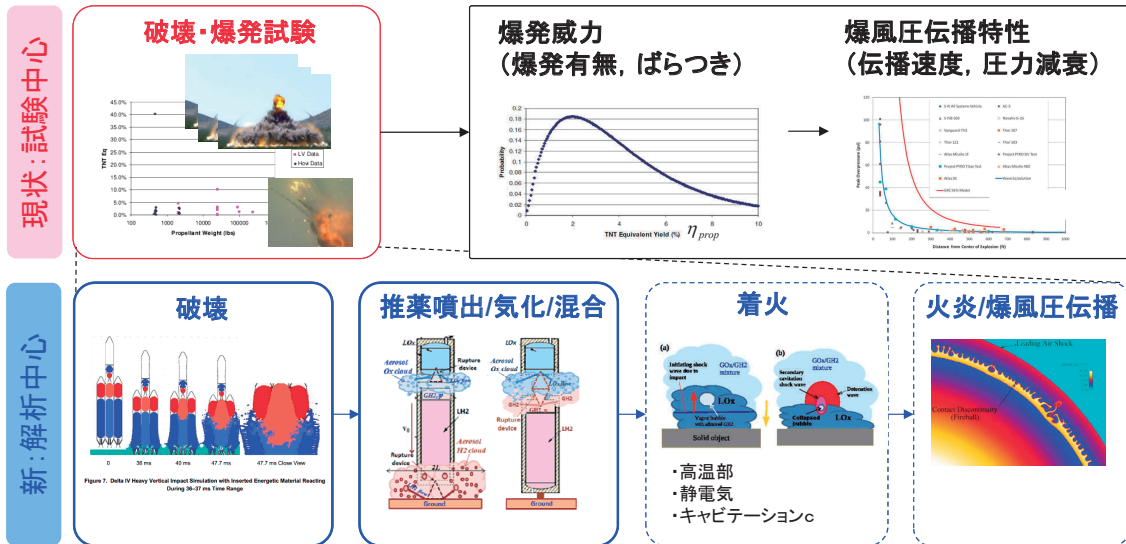


### ④ 衝撃荷重, 破壊 (1/3)



21

- 液体ロケットの破壊・爆発プロセスに関する課題は以下のとおり。
  - 現象把握の不足。
  - 爆発威力ばらつき評価の為の、高コスト試験数の削減。
- これらを解決には、破壊・爆発プロセスの物理モデルの構築と、数値シミュレーションをベースとした効率的な安全性検証手法の確立が不可欠。

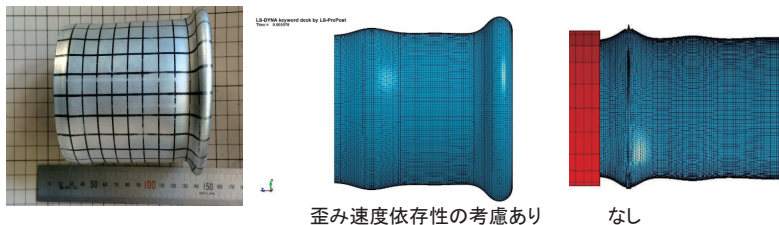
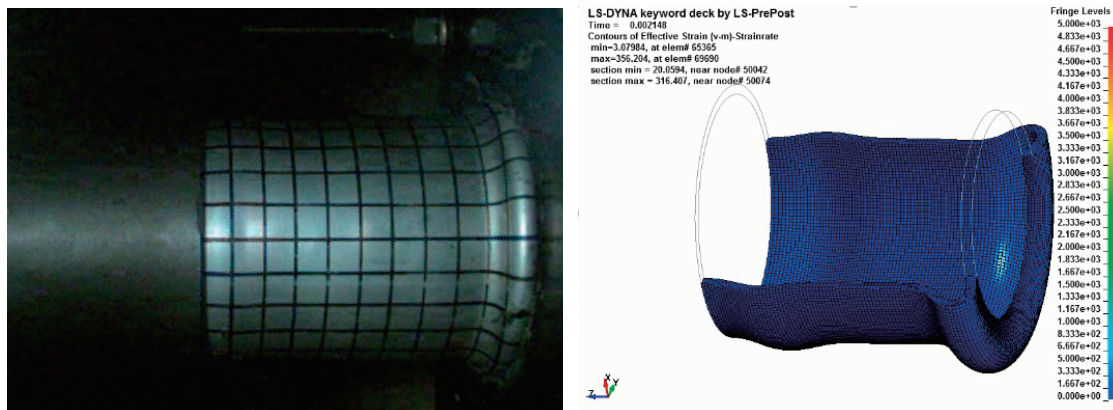


### ④ 衝撃荷重, 破壊 (2/3) - 大変形



22

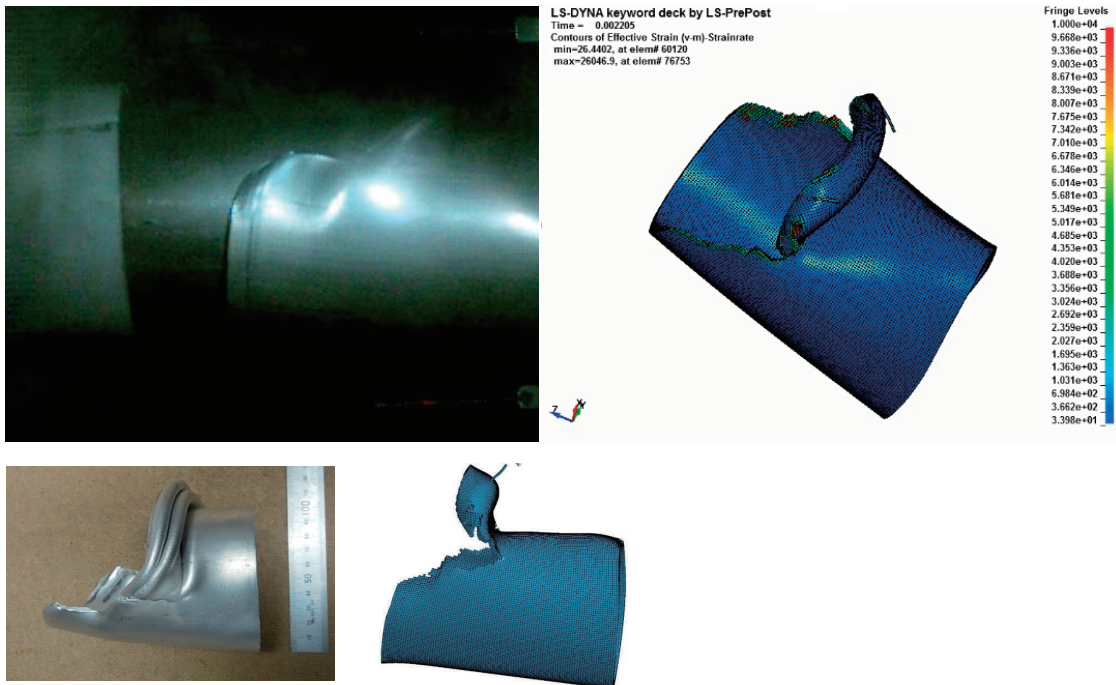
- 液体ロケットタンクの広範囲の温度, 歪み速度に適用できる構成則, 破壊則を構築。
- 歪み速度依存性を考慮した材料構成則により解析精度を向上させることができた。簡易ジョンソンクック則



## ④衝撃荷重, 破壊(3/3) -大変形+き裂伸展




- ・液体ロケットタンクの広範囲の温度, 歪み速度に適用できる構成則, 破壊則を構築.
- ・前頁の歪み速度依存性を考慮した材料構成則, ひずみ値による破壊則により解析



## 今後の研究計画



	今後の研究課題	適用先(JAXA内研究)
<b>①着水衝撃・乗員安全</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・THORモデルの検証</li> <li>・設計されたシートの評価</li> <li>・与圧服等の影響評価</li> <li>・乗員安全評価法の纏め</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・小型回収カプセル等の着水評価</li> <li>・乗員安全評価(TBD)</li> </ul>
<b>②破壊・爆発プロセス</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・破壊試験データの取得</li> <li>・材料構成則, 破壊則の同定</li> <li>・着火メカニズムの研究</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・爆破添加速度の評価法の改良</li> </ul> 
<b>③実験計画</b> ・応答曲面近似 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・実問題適用と改善</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・リエントリEC評価の適正化</li> </ul> 



# Overview of NASA's Cryogenic Propellant Management Technology Development Projects and Related Numerical Simulations Research

**Michael L. Meyer**  
**National Aeronautics and Space Administration (NASA)**  
**Glenn Research Center**  
**Cleveland, Ohio**


Presented at the  
**JAXA-Univ. of Tokyo Joint Symposium on Numerical Modeling of Rocket and Spacecraft**  
**Tsukuba Space Center of JAXA**

March 23, 2016

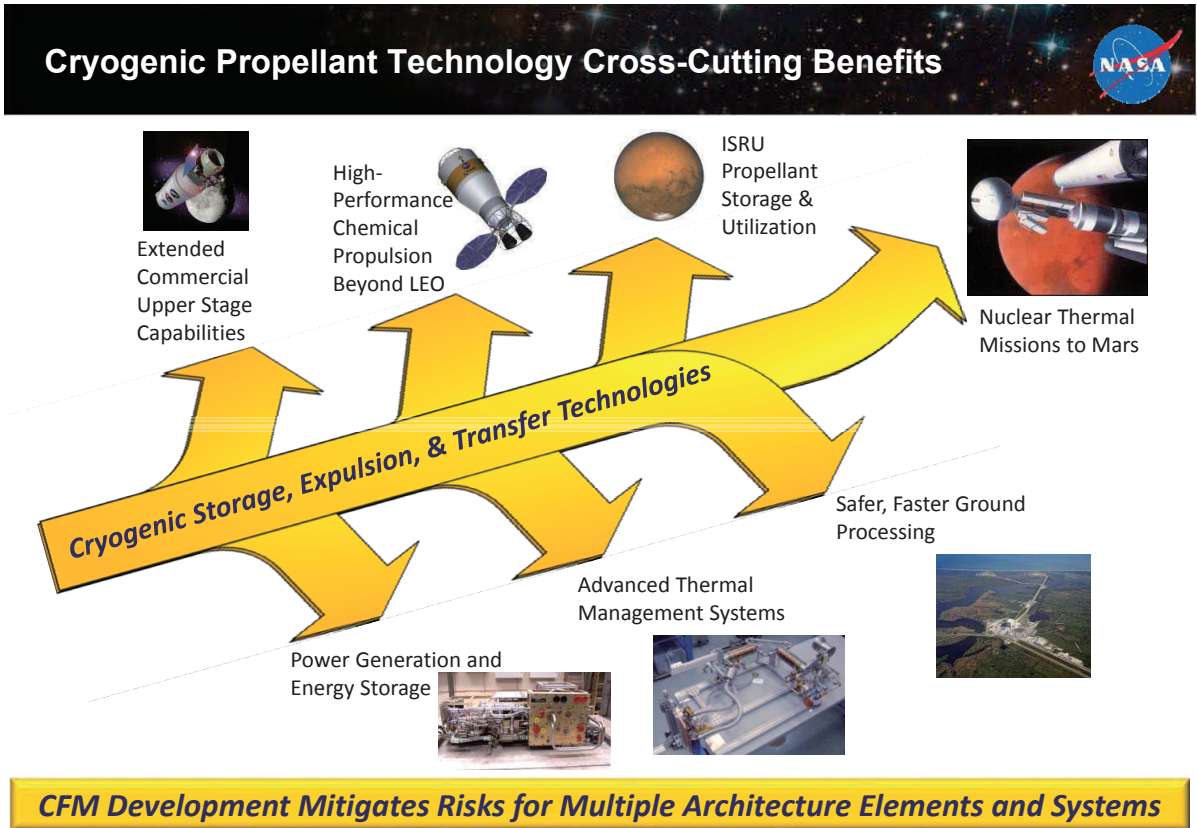
Approved for Public Release



## Outline

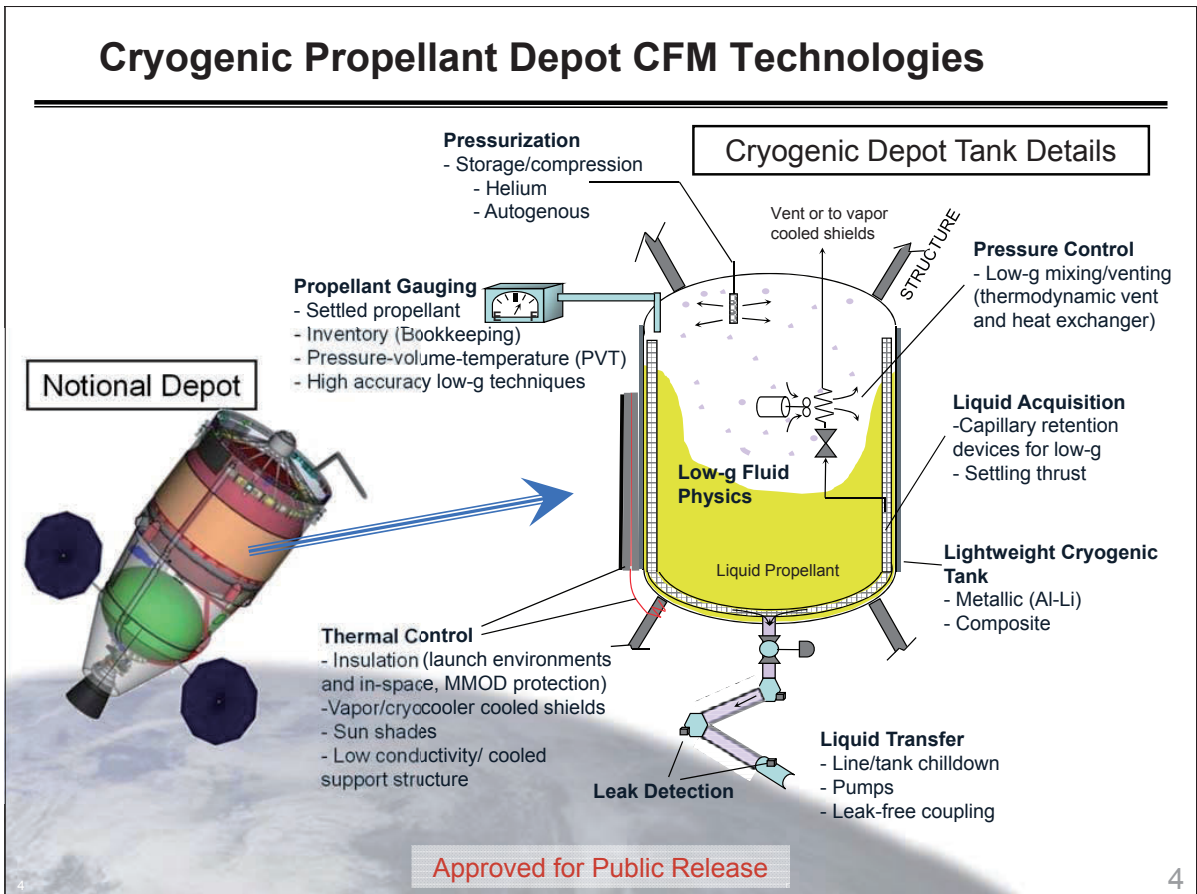
- 
- **Introduction to NASA Glenn Research Center**
  - **Background**
    - **NASA motivation for cryogenic propellant technology development**
    - **NASA cryogenic fluid management technology project support since ~2000**
    - **eCryo Project Overview**
  - **eCryo project team's simulation capability development objectives (DVAT) and challenges**
  - **DVAT: Examples of cryogenic fluid management computational simulation problems and results**
  - **ZBOT Project Summary and Simulations**





Approved for Public Release

3




Approved for Public Release


4

National Aeronautics and Space Administration

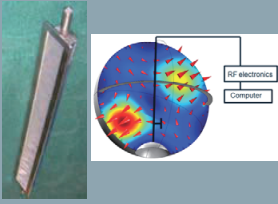
# NASA Cryogenic Fluid Management Programs (Last ~15 years)



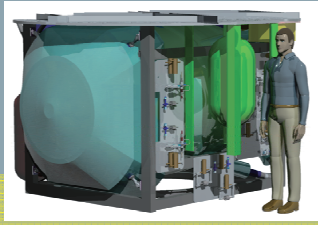
2001-2003 Next Generation Launch Technology (NGLT) support for CFM technology development




2004-2005 Propellant Depot Technology Development Project




2010-2014 Cryogenic Propellant Storage and Transfer (CPST) Mission



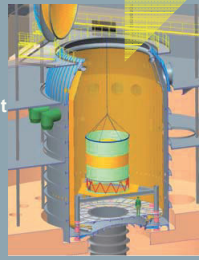
1996-2001: X-33 Propellant Densification



2005-2010 LOX-Methane Project Propulsion and Cryogenic Advanced Development



2014-present eCryo



**Modeling and Simulation Development and Validation**

Approved for Public Release

www.nasa.gov 5

National Aeronautics and Space Administration



# Evolvable Cryogenics (eCryo)



Approved for Public Release

# eCryo Project Summary

Develop, integrate, and validate cryogenic fluid management (CFM) technologies at a scale relevant to and meeting the mission needs for SLS/Stages and Exploration Missions

**Objectives:**

- Technology development for extended missions focused on the needs of the SLS/stages and Exploration missions.
- Evolutionary development of new technology demonstrating near term gains which are shared with industry.
- Increase capabilities of analysis tools to perform predictive simulations for missions with in-space cryogenic systems.

**Technology Demonstrations:**

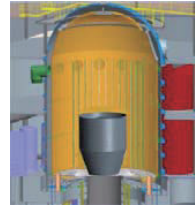
- Use existing Agency assets and infrastructure to mature cryogenic propellant technologies
  - Testing ranges from components to entire systems
  - Scale of testing will be limited only by facility capabilities.

**Team:**

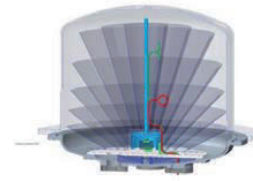
**GRC (lead)**-Project management, design, integrated analysis, CFM modeling, integration, development of Multi Layer Insulation, Radio Frequency Mass Gauge (RFMG) development, large radiant/conductive heat intercept studies, large cryogenic tank thermal and acoustic testing.

**MSFC** -Development of pressure transducers and low leakage valves for cryogenic environments, partners in analysis, modeling, cryogenic tank testing, heat intercept concepts

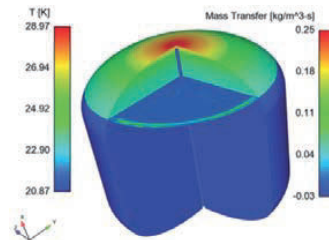
**International Partner:** CNES providing comparative analysis of computational Fluid Dynamics (CFD) for CFM.



SHIIVER Test Article



RFMG for Robotics Refueling Mission 3 (RRM3)



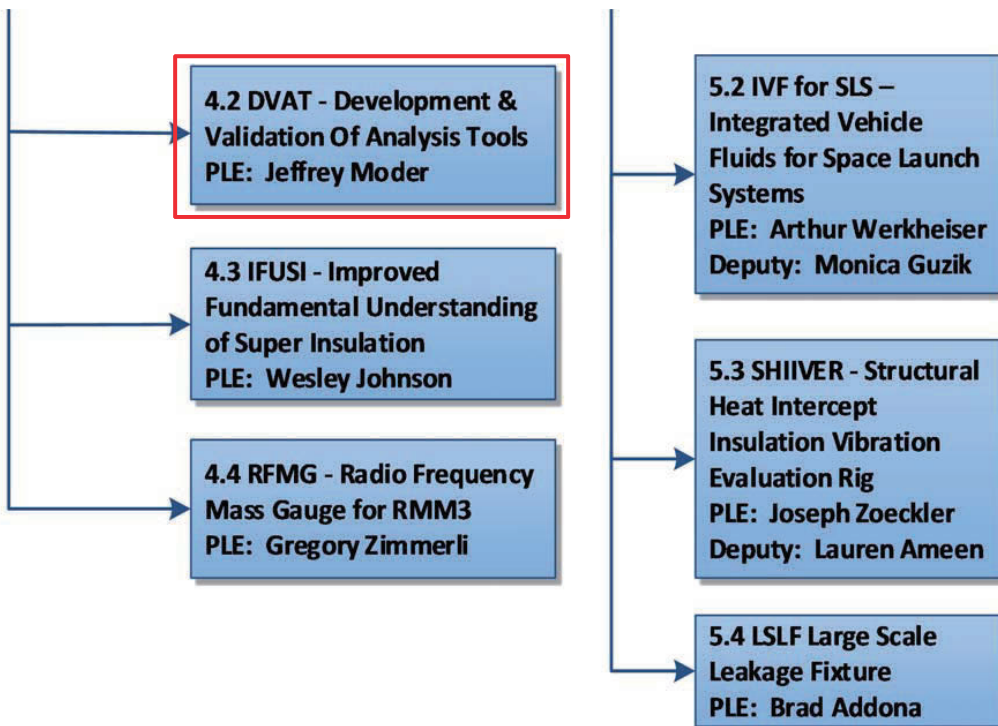
CFM Analysis



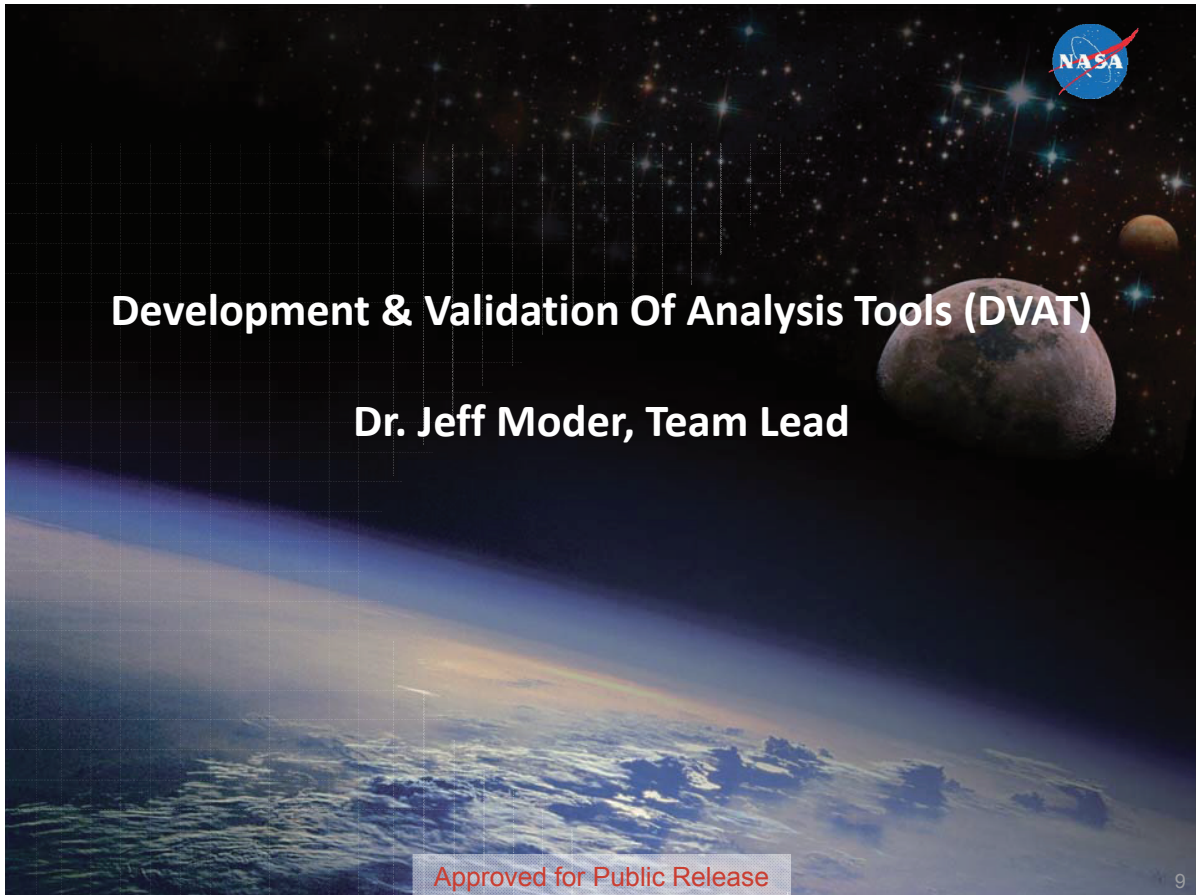
Space Launch Systems (SLS) Stages

Approved for Public Release

# eCryo Organizational Chart

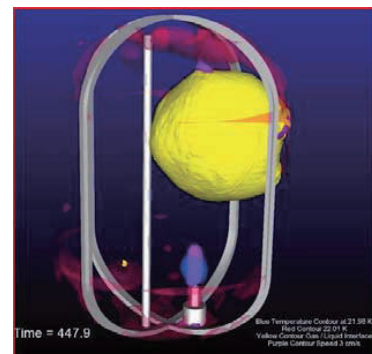


Approved for Public Release



## DVAT Objectives

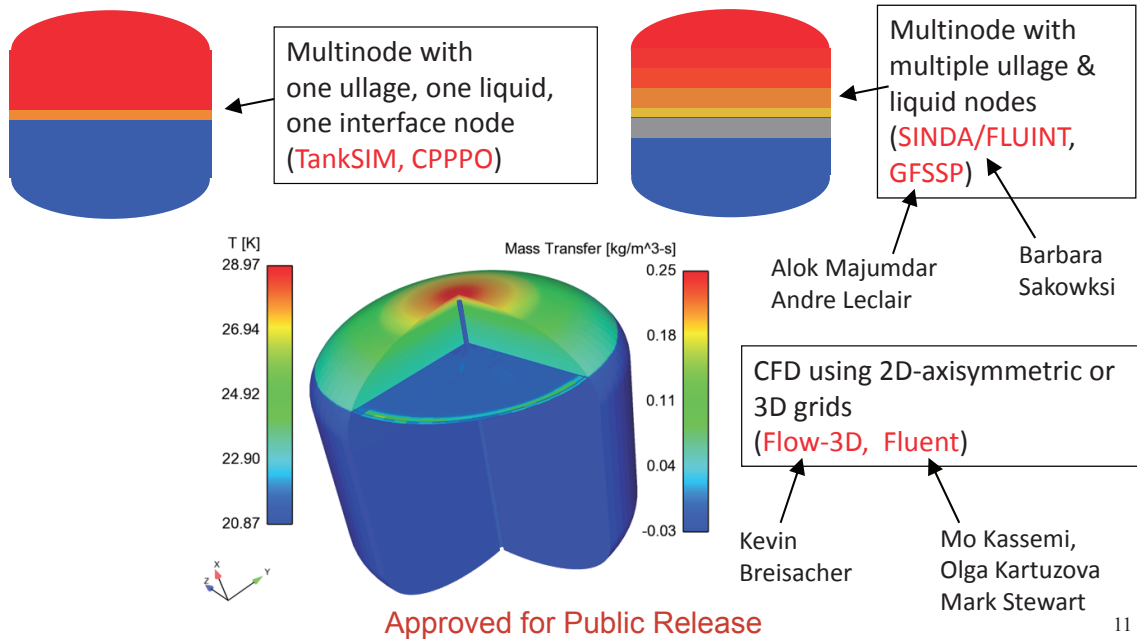
- Increase capabilities of Analysis Tools to perform predictive simulations of the following **mission phases** for in-space cryogenic systems (**settled and unsettled**):
  - Self-pressurization
  - Pressure control (axial jet and spray bar Thermodynamic Vent System )
  - Pressurization (helium and autogenous, various degrees of submergence)
  - Transfer line chilldown (pulse, continuous) & tank chilldown (charge-hold-vent)
  - Tank filling and draining
- Required analysis tool **capabilities** include:
  - Radiation and conduction **heat transfer** to calculate heat loads into cryogenic propellant tanks or transfer lines
  - **Fluid dynamics and thermodynamics** occurring within cryogenic propellant tanks or transfer lines



## Multinode versus CFD



Typical temperature contours are shown below for settled conditions. Tanks walls and insulation can also be included (as nodes or grids).



11

## DVAT Rationale



- Validated Analysis Tools will **reduce the development cost and risk** for future NASA Exploration missions employing in-space cryogenic storage and transfer systems
- Significant validation was performed in previous CFM projects for 1g (settled) self-pressurization and axial jet mixing and TVS. Some validation was performed for 1g (settled) spray bar mixing and TVS.
- CNES CFD Benchmark collaboration included validation of 1g and low-g LN2 sloshing and LO2 boiling in zero-g.
- Further development and validation of multinode and CFD is required for unsettled conditions, and for transfer and pressurization operations in settled and unsettled conditions
- Predicting the dynamics of **liquid/ullage interface position and shape during unsettled conditions, or during jet mixing or some pressurization methods where deformation or breakup of liquid/ullage interface occurs, currently requires computational fluid dynamics (CFD)**
- Develop both multinode and CFD in order to eventually enable end-to-end mission simulation for mission durations of days to weeks to months.

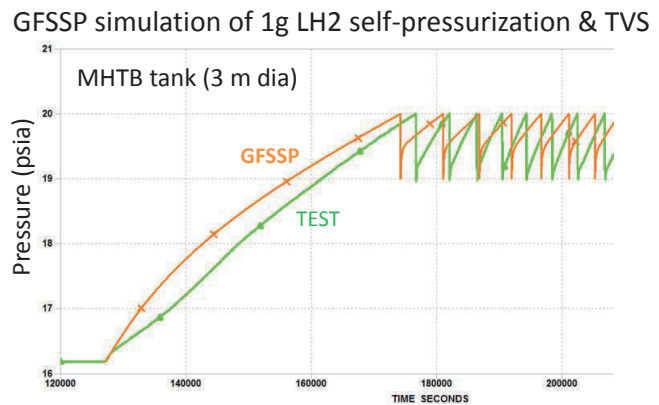
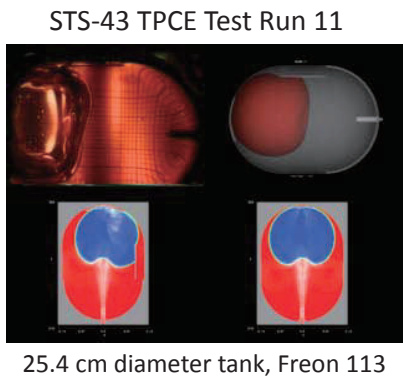
Approved for Public Release

12

# DVAT Approach



- Apply **existing thermal analysis tools** (e.g. Thermal Desktop) and **updated models for MLI and thermal strap** heat transfer to calculate **heat loads** into propellant tanks
- Develop and validate **multinode and CFD** analysis tools for simulating the **fluid dynamics and thermodynamics** occurring within tanks and transfer lines under settled and unsettled conditions
- Validate tools against cryogenic **ground test data** (settled conditions) and **subscale micro-g flight data** (unsettled conditions)



Approved for Public Release

13

# DVAT Schedule – Key Activities



## Planned Efforts 2016-2019

Complete CNES CFD Benchmark Collaboration (**Complete**)

Extend multinode Tool capabilities to unsettled conditions

- TPCE, ZBOT, RRM3, { Validate multinode and CFD Tools against small-scale micro-g flight data
- Existing data { Validate CFD Tools against 1g pressurization data (submerged/un-submerged diffuser)
- Existing data { Validate Tools against 1g Transfer Line and Tank Chilldown/Fill Experiments
- SHIVER { Validate Tools against Large Scale Ground Tests

↑  
Indicates test data used for tool validation

Approved for Public Release

14

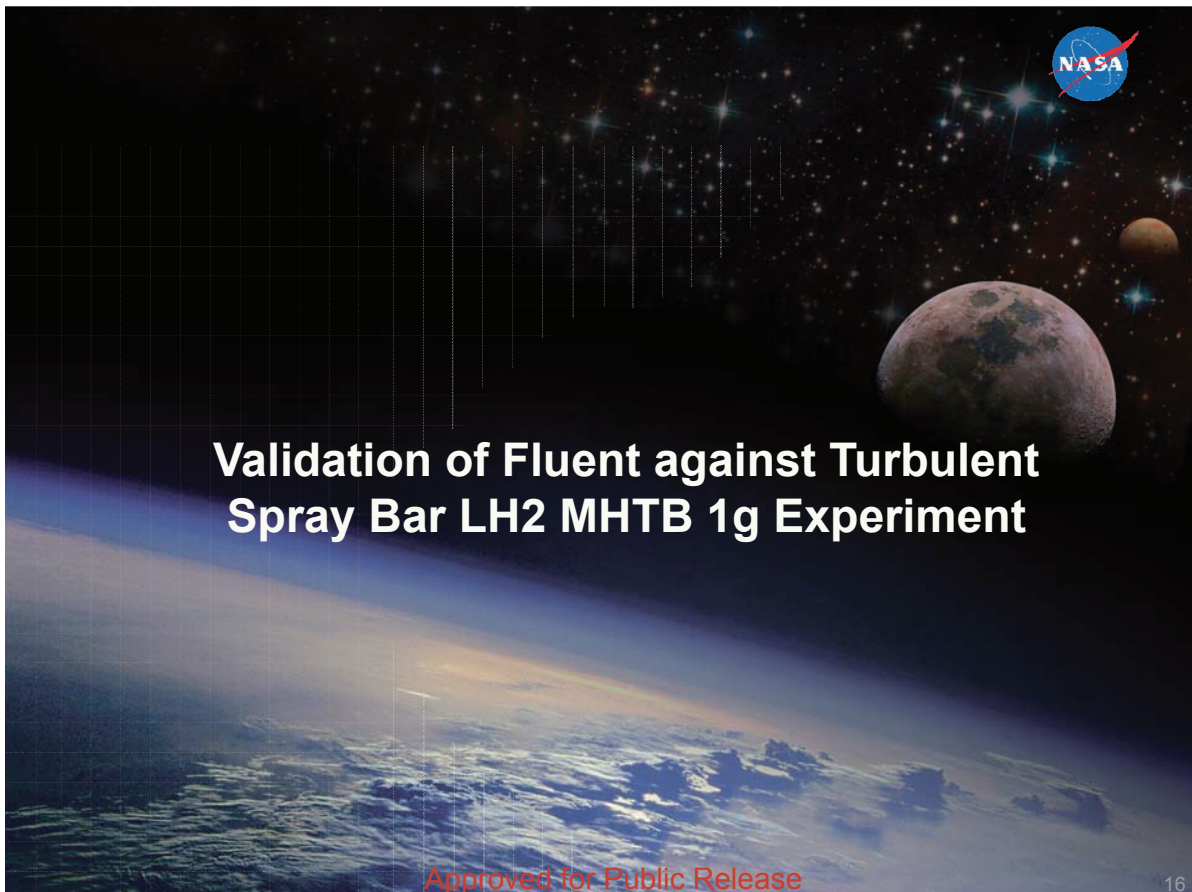
## Challenges



- Turbulence interaction with liquid/ullage interface heat and mass transfer
  - LES 2-phase (such as VOF) might improve current URANS simulation accuracy, but we need appropriate subgrid scale models for heat and mass transfer along liquid/ullage interface (from DNS, fundamental experiments, ... )
  - Similar need for drop/ullage interactions.
  - Note that for cryogenic tanks, we have a gas that is either 100% or mostly the vapor form of the liquid, in contrast to many other evaporation, condensation, boiling applications (where vapor of the liquid is a very small concentration of the gas surrounding the liquid)
- Improved kinetics relationships for mass transfer along liquid/ullage interface
  - Does H<sub>2</sub> behave differently than LO<sub>2</sub>, LN<sub>2</sub>, LCH<sub>4</sub>
  - Can we do better than Schrage or  $T_i = T_{sat}(P)$
- Bulk boiling and condensation models for a range of fluids and acceleration levels
- Closed tank, Laminar Rayleigh number, evaporation and/or condensation experiments with detailed pressure and temperature (near interface) measurements for H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, and/or CH<sub>4</sub>
- Methods to go from CFD simulations to simpler reduced-order or multinode models for long duration mission simulations (such as weeks to months of in-space CFM system storage/operation).
- In-space CFM experiments at right scale and duration (this is a funding issue, not a technical challenge).

Approved for Public Release

15



## Validation of Fluent against Turbulent Spray Bar LH2 MHTB 1g Experiment

Approved for Public Release

16

# Problem Description: Experiment

## Multipurpose Hydrogen Test Bed (MHTB)

Tank Internal volume = 37.5 m<sup>3</sup>

Cylindrical midsection with:

- height = 3.05 m
- diameter = 3.05 m

2:1 elliptical end caps

Tank is enclosed in a vacuum shroud

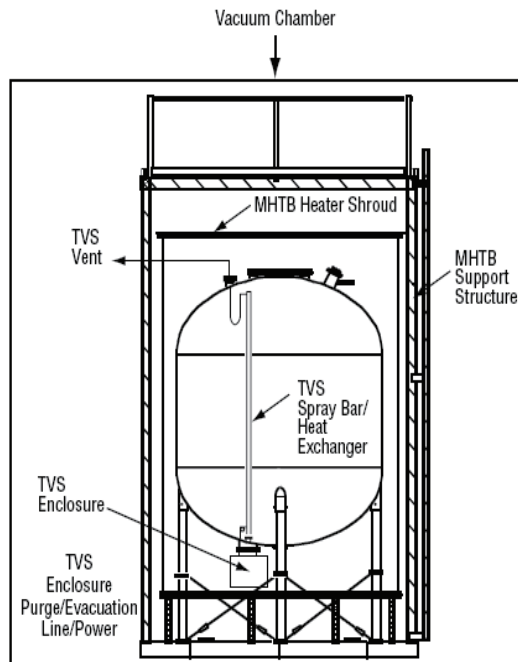
4 vertically oriented spray bar tubes attached to center tube heat exchanger

NASA TM-212926, 2003

VOF

Ran in parallel using Linux cluster on 10 processors

**Goal of this work is to simulate the initial self-pressurization followed by the first spray on/off cycle using ANSYS Fluent Lagrangian Spray model combined with in-house developed UDFs**

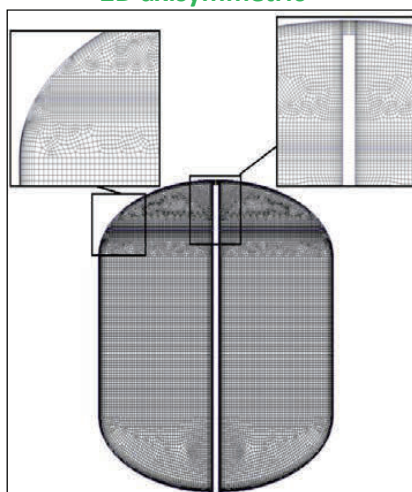


Approved for Public Release

17

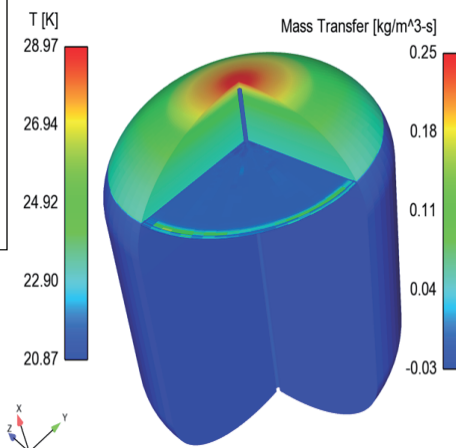
# Problem Description: Modeling Approach

## 2D axisymmetric



Before starting spray run, 2D-axi results were interpolated to 3D grid and self-pressurization continued for a short time to ensure a smooth transition

## 3D 90° sector




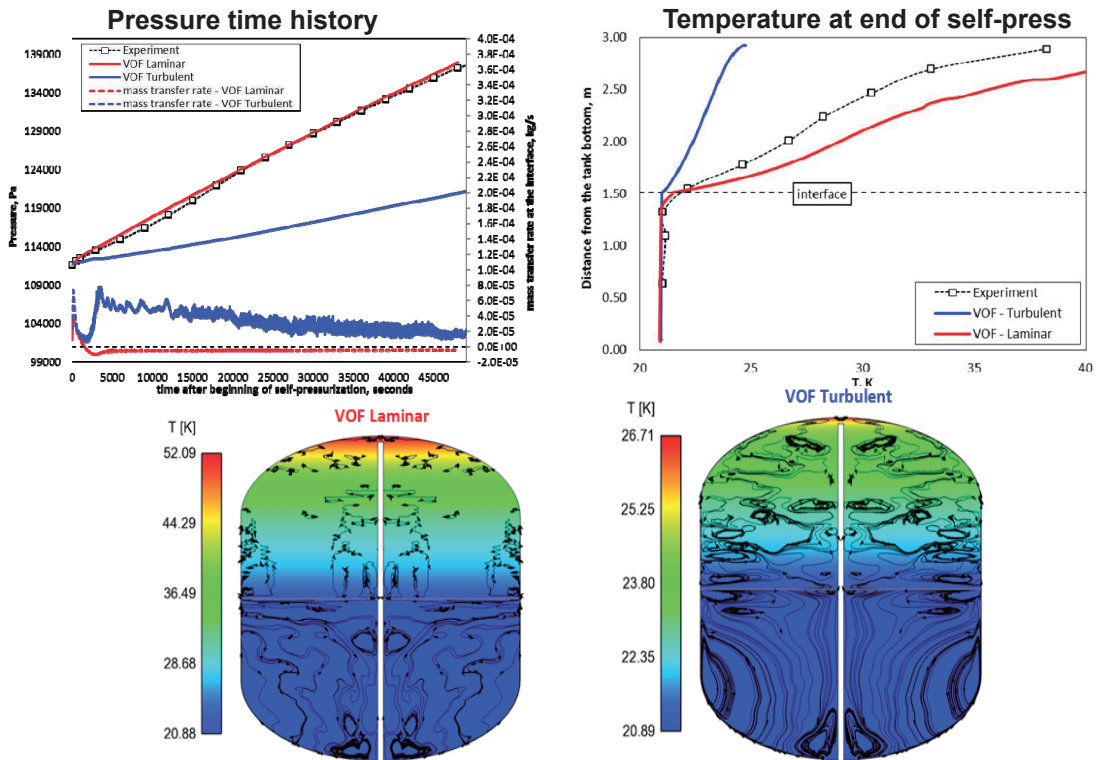
- Self-pressurization simulation performed on 2D-axisymmetric grid.
- Spray Bar Mixing simulation will use 3D 90° sector grid.
- Spray-Bar/Heat Exchanger assembly is approximated as lying along centerline

Approved for Public Release

18


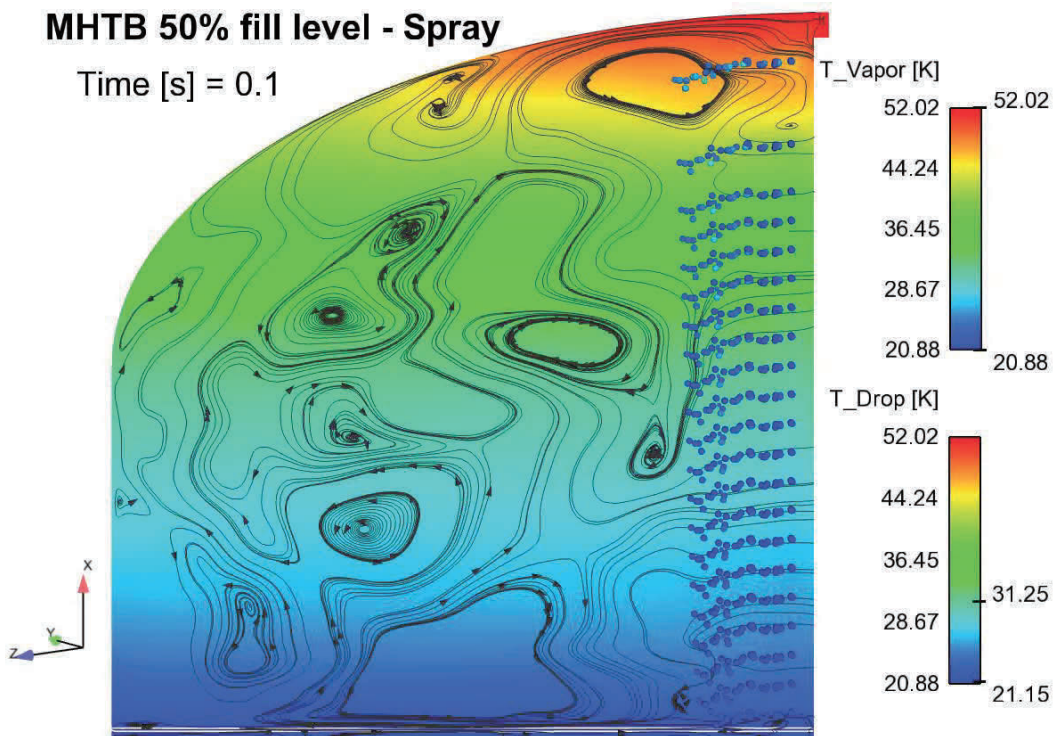


# CFD Self-Pressurization Results: Laminar vs. Turbulent

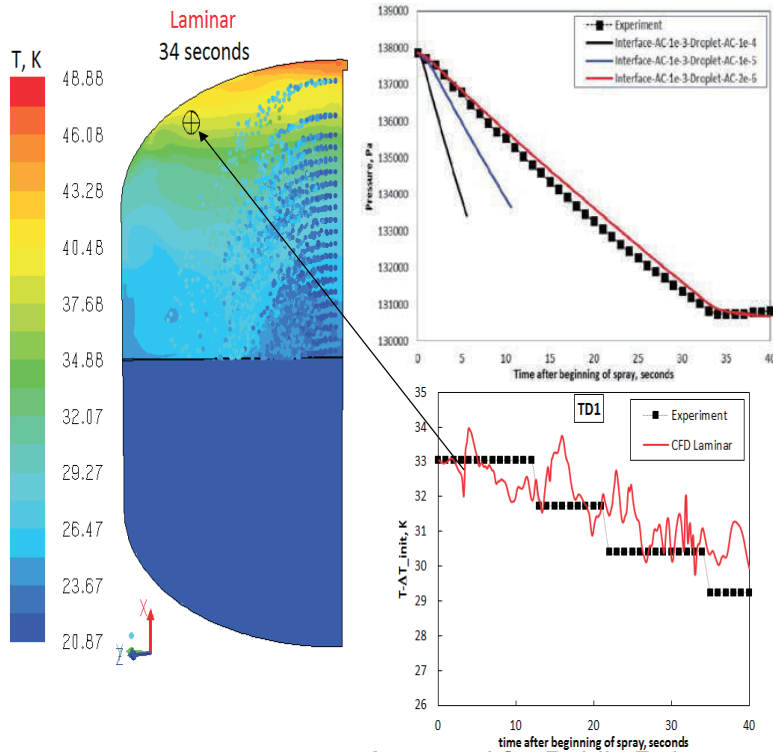
Approved for Public Release

# MHTB Spray Bar Mixing Simulations

Approved for Public Release

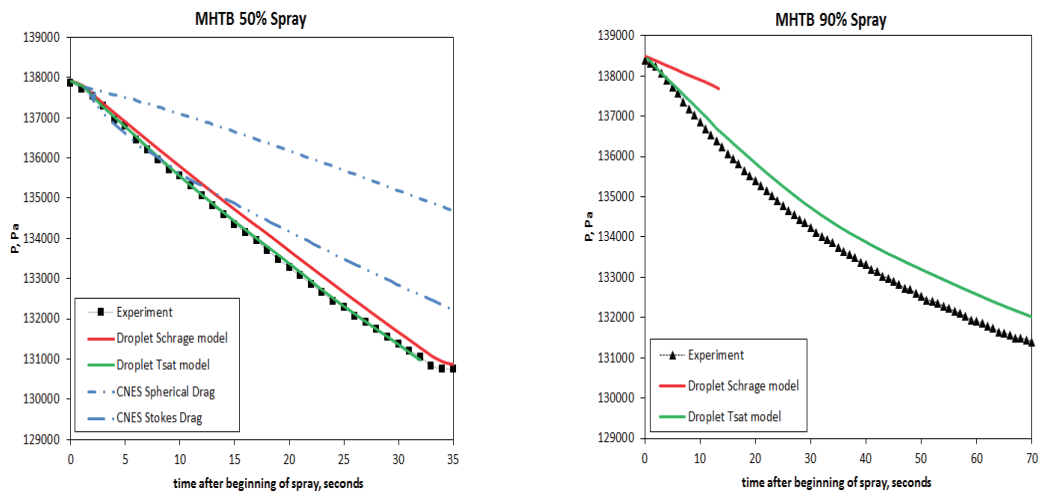
# CFD Results: axial droplet spray with Schrage droplet phase change mass transfer model



Approved for Public Release

21

# CFD Results: Spray – Improved T-Sat Droplet Mass Transfer Model



An improved droplet Tsat phase change mass transfer model was developed. The new model improved the predictions for both 50% and 90% fill levels with out using accommodation coefficients

Approved for Public Release

22



## Shuttle Tank Pressure Control Experiments (TPCE)

- NASA-CR-191012 (1993), NASA-TP-3564 (1996), AIAA-1997-2816
- 25.4 cm (10 in) diameter by 35.56 cm (14 in) long cylindrical tank with hemispherical domes was constructed of transparent acrylic plastic
- Filled with Freon-113: 83% liquid fill for Shuttles flights 1 and 2. 39% liquid fill for 3<sup>rd</sup> Shuttle flight.
- Small amount of noncondensable gas (helium, water vapor, and air) was present
- Straight-tube jet nozzle (1.016 cm ID). Jet Temperature (T7) was measured.
- “Top” (Heater A) and Sidewall (Heater B) heaters are inside tank close to tank wall
- Pressure, Fluid and Heater Temperature & flow rates measured. Video recorded.

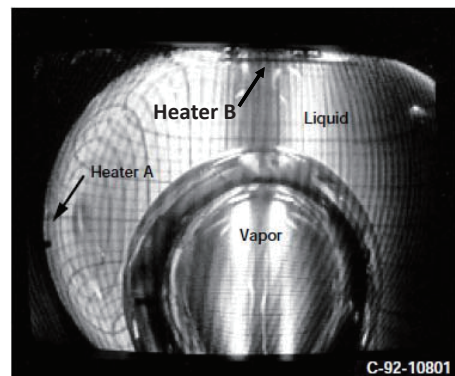
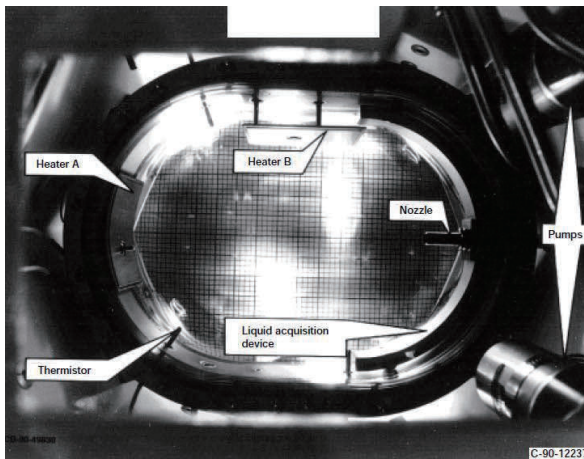


Figure 14.—Actual liquid-vapor configuration during flight experiment.

Approved for Public Release

# TPCE Tank Dimensions

Jet nozzle: OD = 1.27 cm ; ID = 1.016 cm

Tank Diameter = 25.4 cm

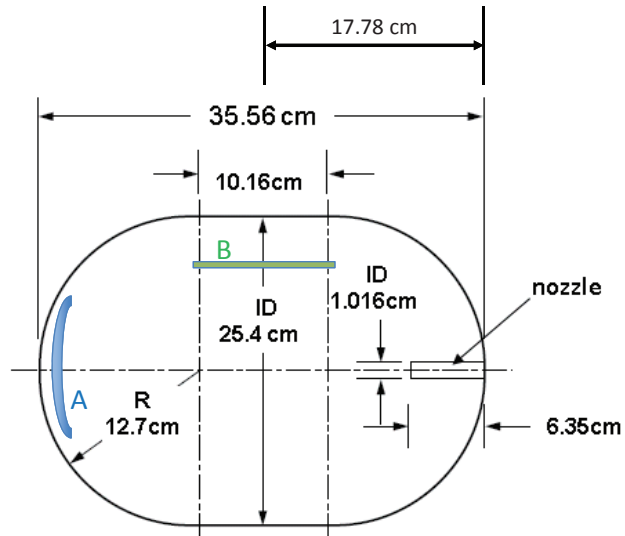
**Heater A:** gap  $G \sim 0.3915$  cm  
 thickness = 0.417 cm  
 12.1 cm radius of curvature  
 (assumed to center of heater)  
 $12.7 = 12.1 + (0.417/2) + G$

**Heater B:** gap  $G \sim 2.5$  cm  
 thickness = 0.417 cm  
 Flat

LAD: wall gap = 0.5588 cm

Heaters and LAD are not drawn to scale

Mixer pumps are outside of tank



Cylindrical tank with hemispherical domes and jet nozzle along centerline.  
 Inner tank height/diameter =  $35.56/24.5 = 1.45$ .  
 Inner tank diameter/jet nozzle ID =  $25.4/1.016 = 25$

Approved for Public Release

# TPCE Visual Results

## Characterizing Jet Mixing during TPCE

### Nonpenetrating

Jet does not penetrate through ullage

### Asymmetric

Jet forces ullage to one side of tank

### Penetrating

Jet completely penetrates ullage and flows back along tank walls

(Ullage breakup may fluctuate between symmetric and asymmetric distribution)

Run Number	Flow Rate (l/min)	Weber Number	Flow Pattern
25	0.38	0.29	Nonpen.
32	0.38	0.30	Nonpen.
3	0.54	0.59	Nonpen.
11	0.59	0.71	Nonpen.
16	0.60	0.72	Nonpen.
8	0.60	0.73	Nonpen.
20	0.60	0.73	Nonpen.
23	0.62	0.77	Nonpen.
33	0.64	0.82	Nonpen.
27	0.80	1.29	Nonpen.
31	0.84	1.44	Nonpen.
29	1.24	3.10	Asym.
26	1.24	3.11	Asym.
4	1.53	4.73	Asym.
7	1.53	4.74	Asym.
15	1.53	4.74	Asym.
12	1.54	4.78	Penetr.
34	1.54	4.79	Asym.
24	1.57	4.96	Penetr.
19	1.58	5.06	Penetr.
28	1.71	5.90	Asym.
30	1.77	6.30	Penetr.
2	2.68	14.51	Penetr.
5	2.72	14.91	Penetr.
10	2.74	15.16	Penetr.
13	2.78	15.55	Penetr.
17	2.78	15.62	Penetr.
36	2.82	16.08	Penetr.
22	2.84	16.22	Penetr.
37	3.34	22.48	Penetr.
38	3.35	22.64	Penetr.

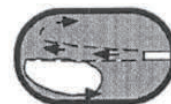
Figure 43: Flow Pattern versus Flow Rate and  $We_j$

### Asymmetric



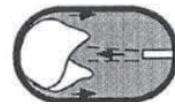
$3.1 < We_j < 4.8$

### Penetrating



$6.3 < We_j$

### Nonpenetrating



$We_j < 1.44$

Figure from  
 "Tank Pressure Control in Low Gravity by Jet  
 Mixing", Benz, M, NASA CR 191012, March 1993

Approved for Public Release

# CFD simulations of TPCE axial jet mixing

- Simulate 3 TPCE axial jet mixing test runs (low  $We_j$ , medium  $We_j$ , high  $We_j$ ) without heat transfer and without mass transfer to assess whether we can capture large scale fluid dynamic phenomena (jet penetration or geyser; asymmetric versus symmetric penetration)
- Simulations in 2016 will include heat and mass transfer
- Used FLOW-3D and ANSYS Fluent with Volume of Fluid (VOF) for treating 2-phase flow
- Selected TPCE Test Runs with good video quality and reasonably well-defined initial ullage location
- STS-43 Test Runs simulated (Start of mixing period only; 4 minutes video = 240 seconds)
  - STS-43 Test Run 11 ( $We_j = 0.708 \rightarrow$  small stable geyser formed; Heater A; Right camera)
  - STS-43 Test Run 15 ( $We_j = 4.742 \rightarrow$  asymmetric penetration; Heater A; Right camera)
  - STS-43 Test Run 13 ( $We_j = 15.55 \rightarrow$  symmetric penetration; Heater A; Right camera)
  - STS-43 Test Run 4 ( $We_j = 4.74$ , ullage bubble initially closer to jet nozzle versus Test Run 15, Left camera)

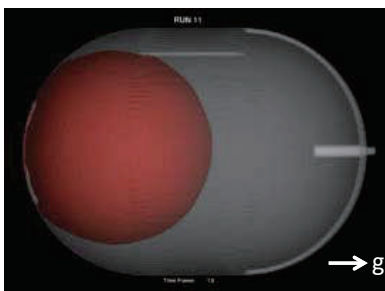
$We_j$  = Weber number of jet at the impingement point of the ullage bubble

$R_j$  = Jet Nozzle exit radius  
 $V_j$  = Jet Nozzle exit speed  
 $D_{ji}$  = Diameter of Jet at Interface based on  $0.22 R_j + 0.38$  (axial distance nozzle exit to interface)

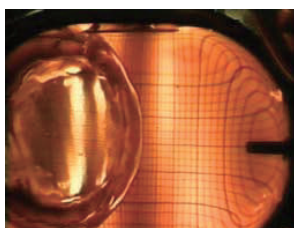
Approved for Public Release

# TPCE STS-43 CFD Initial Conditions (Run 11 shown)

FLOW-3D



TPCE



CFD simulations start with the initial interface shape and location shown, and:

$T$  = uniform = 296 K  
 $P$  = uniform = 41.164 kPa  
 Velocity = 0 everywhere

We are not simulating the heating period – that will occur in FY16 when we include heat/mass transfer


CFD simulation is run for 20 seconds with the jet OFF to verify/allow the interface shape and position establish an equilibrium position before turning on the jet.

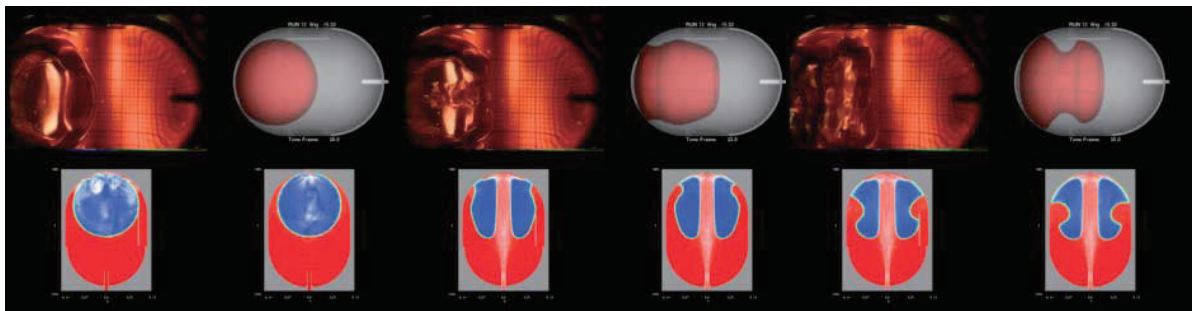
CFD simulations use a constant acceleration magnitude ( $1e-6$  g) and direction (see figure).

All walls/solid-surfaces are adiabatic.

NOTE: The FLOW-3D image is rotated “more” about the jet axis than the TPCE image.

Approved for Public Release

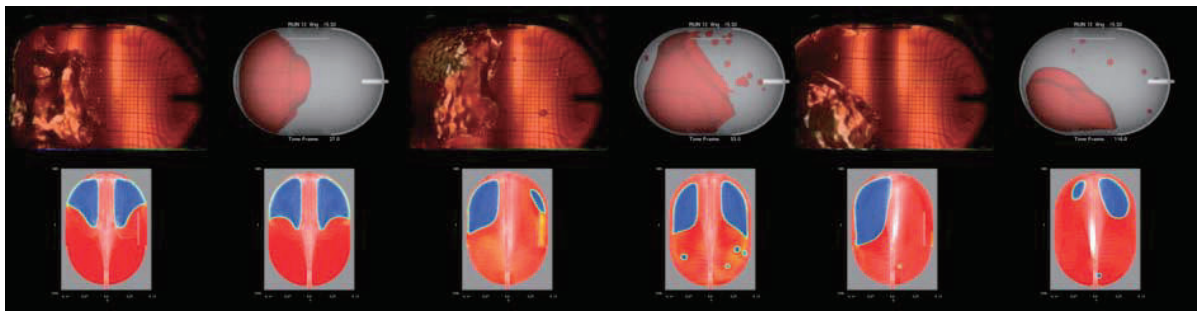
Experiment & FLOW-3D: Test Run 13  $We_j = 15.5$  Penetrating 



t= 20s

t= 23s

t= 25s




t= 27 s

t= 53 s

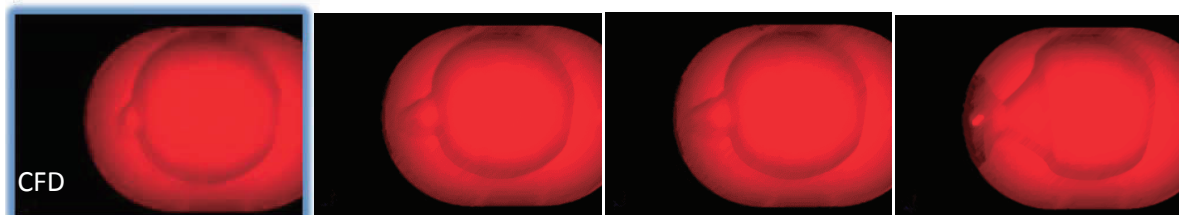
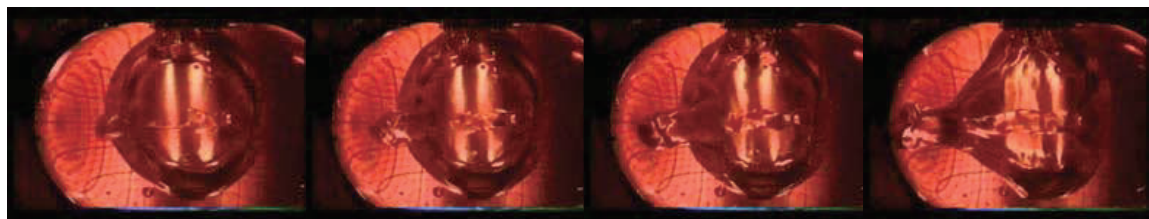
t= 116 s

Approved for Public Release

29

Test Run 4 ( $We_j=4.74 = \text{same as Test Run 15}$ ) 

- Comparison of CFD simulation to experimental ullage protuberance
- Ullage bubble is approximately in tank center before Jet is turned ON
- Same Jet Weber Number as Test Run 15, but different initial ullage location



t=1.25 s

t=1.45s

t=1.55s

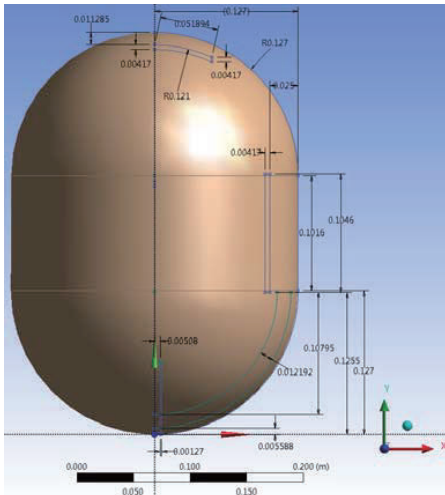
t=2.6s

Approved for Public Release

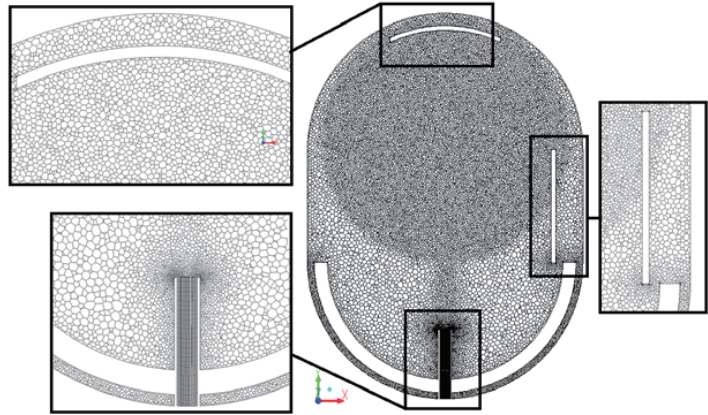
30

# Geometry and Mesh for Fluent Simulations

## Full 3D Geometry



TPCE tank geometry and dimensions



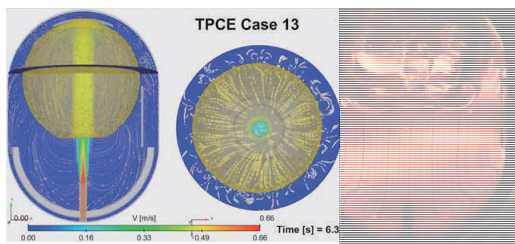
Computational mesh (1,505,726 polyhedral cells)

Gap between LAD and Wall resolved

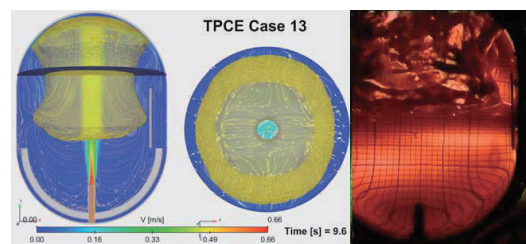
Approved for Public Release

# TPCE STS-43 Test Run 13

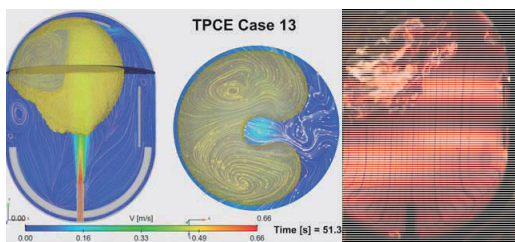
## TPCE Computational (FLUENT) & Experimental Time Sequence Comparison of Axial Jet Ullage Penetration for Test Run 13: $We = 15.55$ , $V_{jet} = 0.57$ m/s



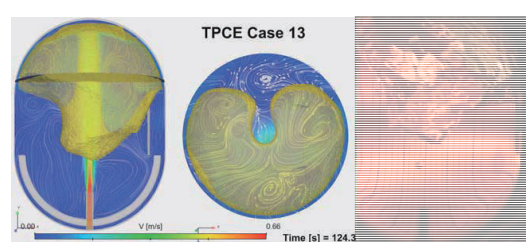
Sequence A (6.3 s): tubular flow penetrating the ullage along the central axis



Sequence A (9.6 s): elongating of the ullage along the central axis creates "apple core" shape



Sequence C (51.3 s): jet penetration becomes asymmetrical moving the ullage away from the side heater



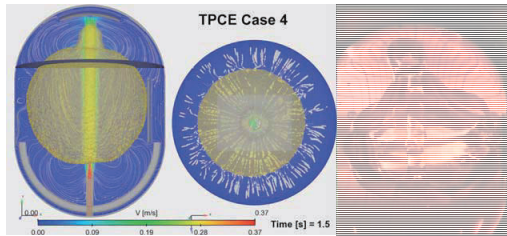
Sequence C (124.3 s): rotation of the ullage results in elongated asymmetric ullage shape

Approved for Public Release

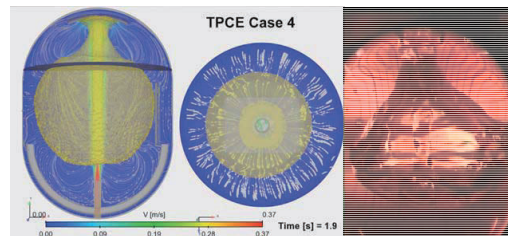
# TPCE STS-43 Test Run 4



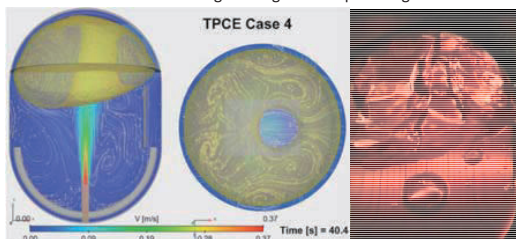
## TPCE Computational (FLUENT) & Experimental Time Sequence Comparison of Axial Jet Ullage Penetration



Sequence A (1.5 s): tubular flow penetrating the ullage along the central axis exhibiting necking at the top of ullage.



Sequence B (1.9 s): spreading of the back flow over the ullage and widening of the top neck to form a cone




Sequence C (40.4 s): compression of the ullage against top wall, thickening of the tubular jet penetration flow as it moves to the right creating asymmetry

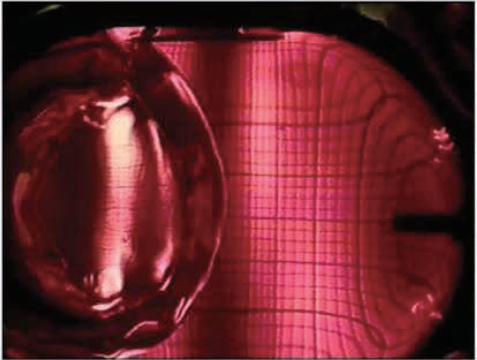
Test Run	Weber Number	Flow rate, l/min	Jet Velocity, m/s
4	4.74	1.53	0.32

Approved for Public Release

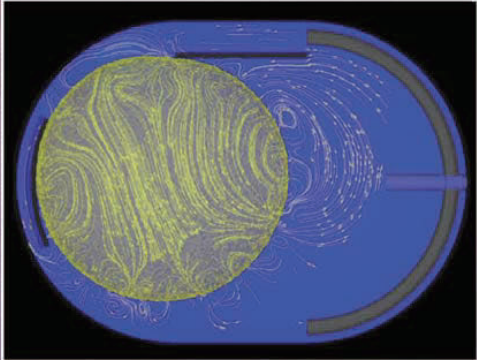
33



### Tank Pressure Control Experiment (TPCE) Small Scale, Simulant Fluid Microgravity: STS-43 1991



TPCE: Experiment



NASA GRC CFD: Simulation

Case 11 Weber number = 0.71 Jet Velocity = 0.12 m/s

Approved for Public Release

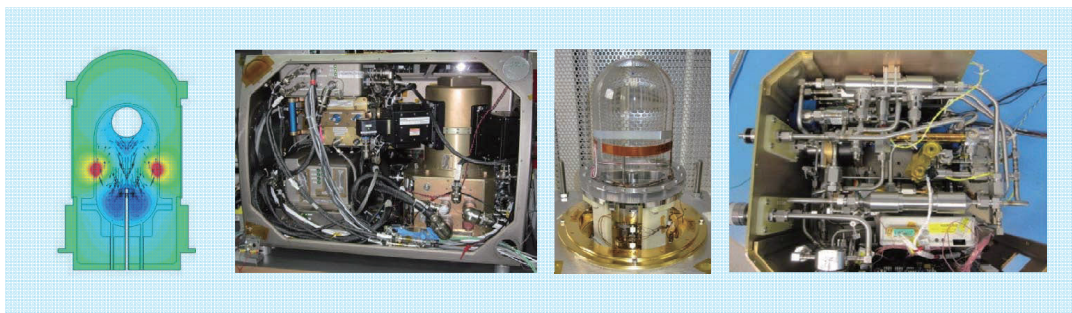
34





## Zero-Boil-Off Tank (ZBOT) Experiments

Dr. Mohammed Kassemi, Principle Investigator



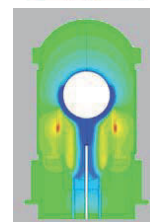
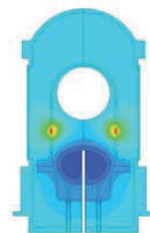
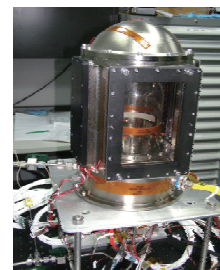
Approved for Public Release

35



## Zero-Boil-Off Tank (ZBOT) Experiments

- A small-scale *simulant*-fluid experimental platform to be accommodated in the Microgravity Science Glovebox (MSG) unit aboard the ISS.
- Elucidate the roles of the various interacting transport and phase change phenomena that impact tank pressurization and pressure control in microgravity to form a scientific foundation for storage tank engineering.
- Obtain microgravity data for tank stratification, pressurization, mixing, destratification, and pressure control time constants during storage.
- Develop a *state-of-the-art* CFD two-phase model for storage tank pressurization & pressure control.
- Validate and Verify the zonal- and CFD-based tank models using the microgravity data. Use the model and correlations to optimize and scale-up future storage tank design



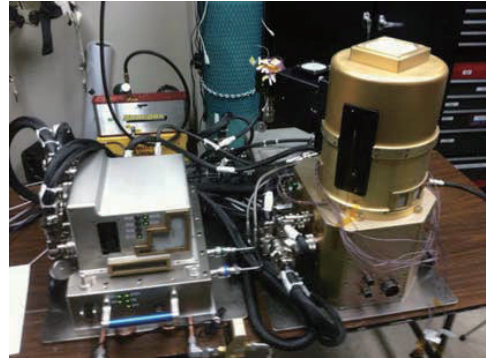
Approved for Public Release

36

## ZBOT Series of Hierarchical Experiments

- **ZBOT Science Review Panel** composed of six CFM experts from academia, aerospace industry, and NASA laboratories strongly endorsed the objectives of the experiment but recommended that they should be achieved in an incremental manner through a series of experiments with increasing complexity.

- ✓ **ZBOT-1: (Launch 8/2016; Ops. 12/2016)**
  - Pressurization, pressure reduction by Jet Mixing & destratification
  - Model development and validation
- **ZBOT-2:**
  - Noncondensable effects on pressurization and pressure control
- **ZBOT-3:**
  - Different active cooling mechanism: Droplet Spray Bar; Axial Jet Mixing; Broad Area Cooling
  - Droplet phase change & transport in microgravity



- The follow-on experiments will benefit greatly from heritage developed by ZBOT-1

Approved for Public Release

37

## ZBOT-1: Tank Pressurization & Mixing Destratification (Measurements & Data)

Type of Test	Method & Mode	Input Variables (Tolerances)
Pressurization	Heater Strip	Heater Power (w/ in 5 mW RMS)
	Vacuum Jacket Heating	Vacuum Jacket Offset (+/- 0.2°C)
	Heater and Vacuum Jacket	Fill Level (70% +/- 3%, 80% +/- 3%, 90% -3%)
Mixing Only	Uniform Temperature	Jet Temperature (+/- 0.25°C)
	After Self-Pressurization	Jet Velocity/Flow rate (10% of reading)
Subcooled Mixing	Uniform Temperature	
	After Self-Pressurization	

Outputs as Time Evolution
Pressure
Fluid Temperature (6 locations)
Wall Temperature (17 locations)
Jacket Temperature (21 locations)
Jet Penetration Depth
DPIV Velocity/Flow Structures

68 pressurization, jet mixing, and destratification tests will be performed at 3 fill levels with and without Particle Imaging Velocimetry (PIV)

Approved for Public Release

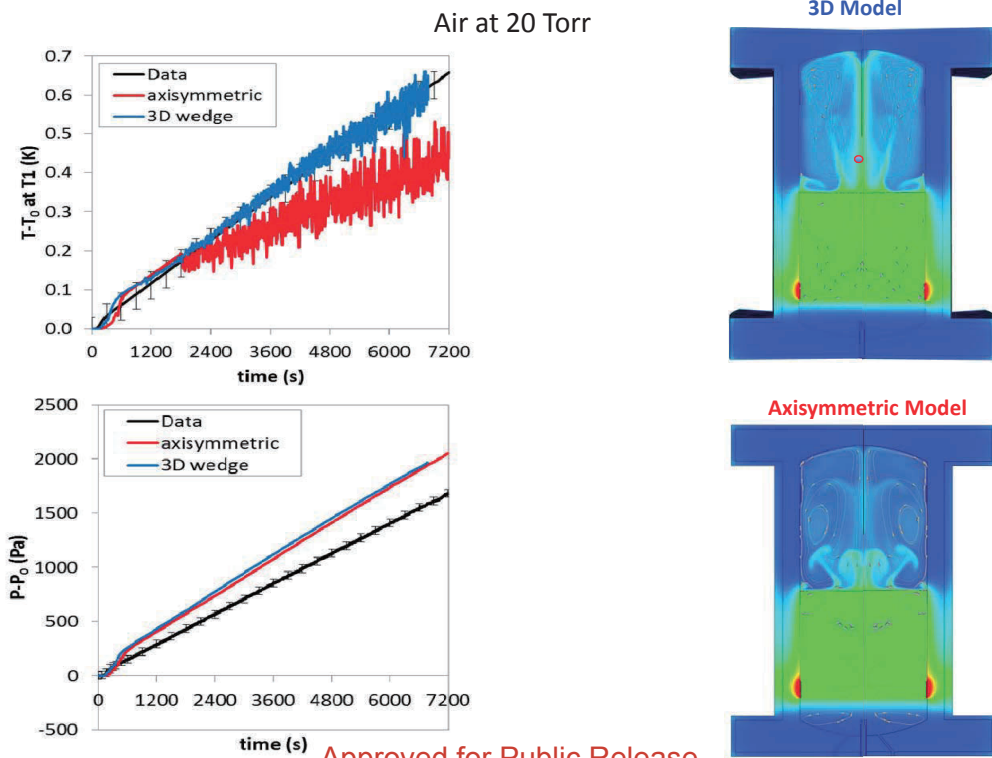
38



## Validation with Ground-Based Results

Approved for Public Release

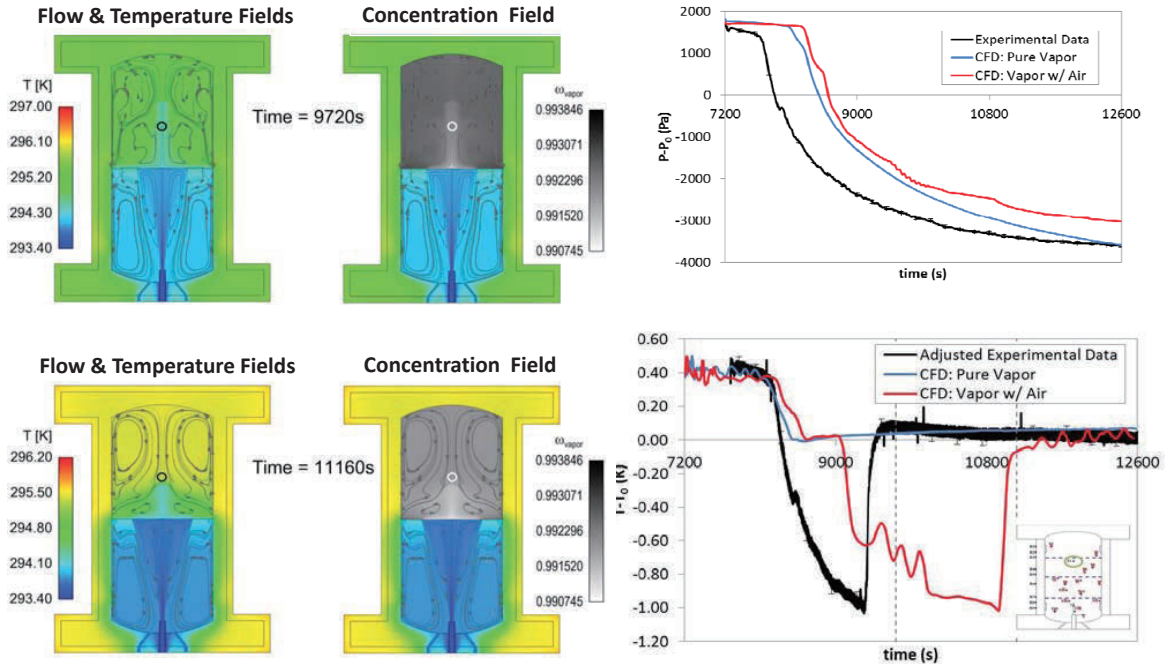
39



Approved for Public Release

40

## 1G Pressure Control Simulations



Approved for Public Release

41

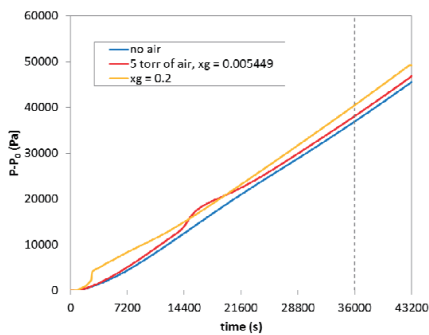
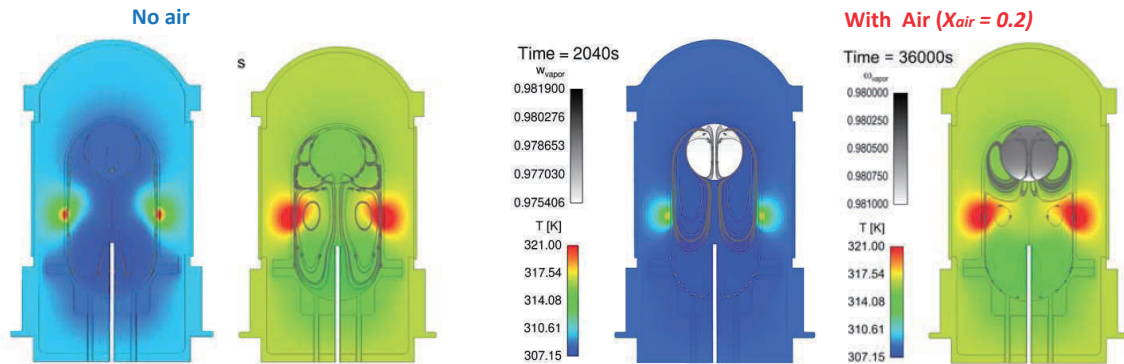


## Microgravity Predictions

Approved for Public Release

42


# ZBOT-1 Simulations- Microgravity Pressurization

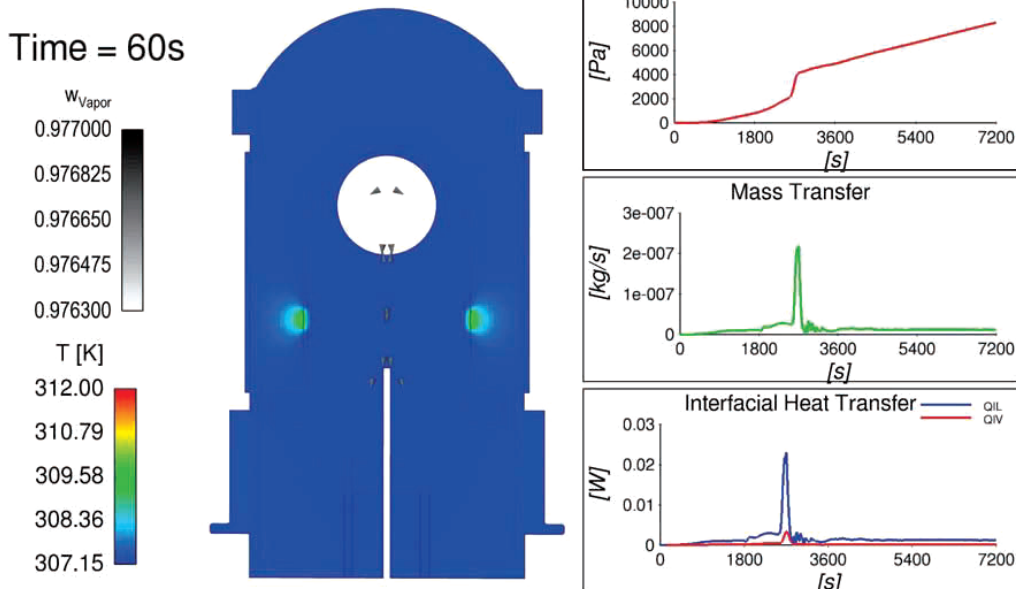
- In Microgravity, the ullage is spherical, the interface is curved *and the tank wall is all wetted*.
- A prominent laminar natural convective toroidal flow ensues mainly near the heater and interface.
- The Microgravity thermal stratification pattern and its magnitude is significantly different from the 1G case.
- Ullage pressure still rises due to wall heating from the top.

Approved for Public Release

# ZBOT Self Pressurization (Flight)



90% full,  $T_0=307.15K$ , 1W self-pressurization,  $x_{air} = 0.2$  initially, w/ Marangoni convection



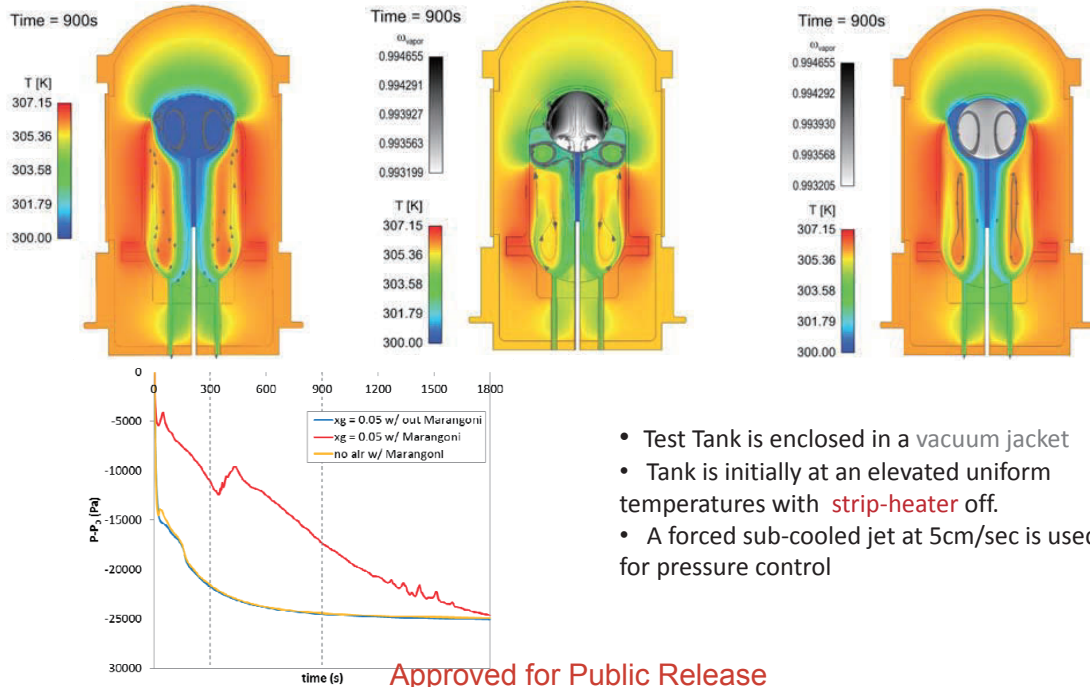
Approved for Public Release

## ZBOT Simulations: Micro-G Pressure Control

$T_0 = 307.15\text{K}$ , 5 cm/s 300K jet, no air, w/ Marangoni convection

$T_0 = 307.15\text{K}$ , 5 cm/s 300K jet,  $x_{\text{air}} = 0.05$  initially, w/ Marangoni convection

$T_0 = 307.15\text{K}$ , 5 cm/s 300K jet,  $x_{\text{air}} = 0.05$  initially, w/o Marangoni convection



- Test Tank is enclosed in a vacuum jacket
- Tank is initially at an elevated uniform temperatures with **strip-heater** off.
- A forced sub-cooled jet at 5cm/sec is used for pressure control

45

## Summary

- NASA is pursuing advancement of computational simulations for cryogenic propellant management systems. Areas of interest include:
  - Pressurization (with and without non-condensable in the ullage)
  - Destratification (Active mixing)
  - Transfer line and tank chilldown
  - Tank filling and draining
- Tools for simulating cryogenic fluid in propellant tanks range from multi-node design and trade-study codes to full 3D CFD.
- Validated Analysis Tools will **reduce the development cost and risk** for future NASA Exploration missions employing in-space cryogenic storage and transfer systems.

Approved for Public Release

46

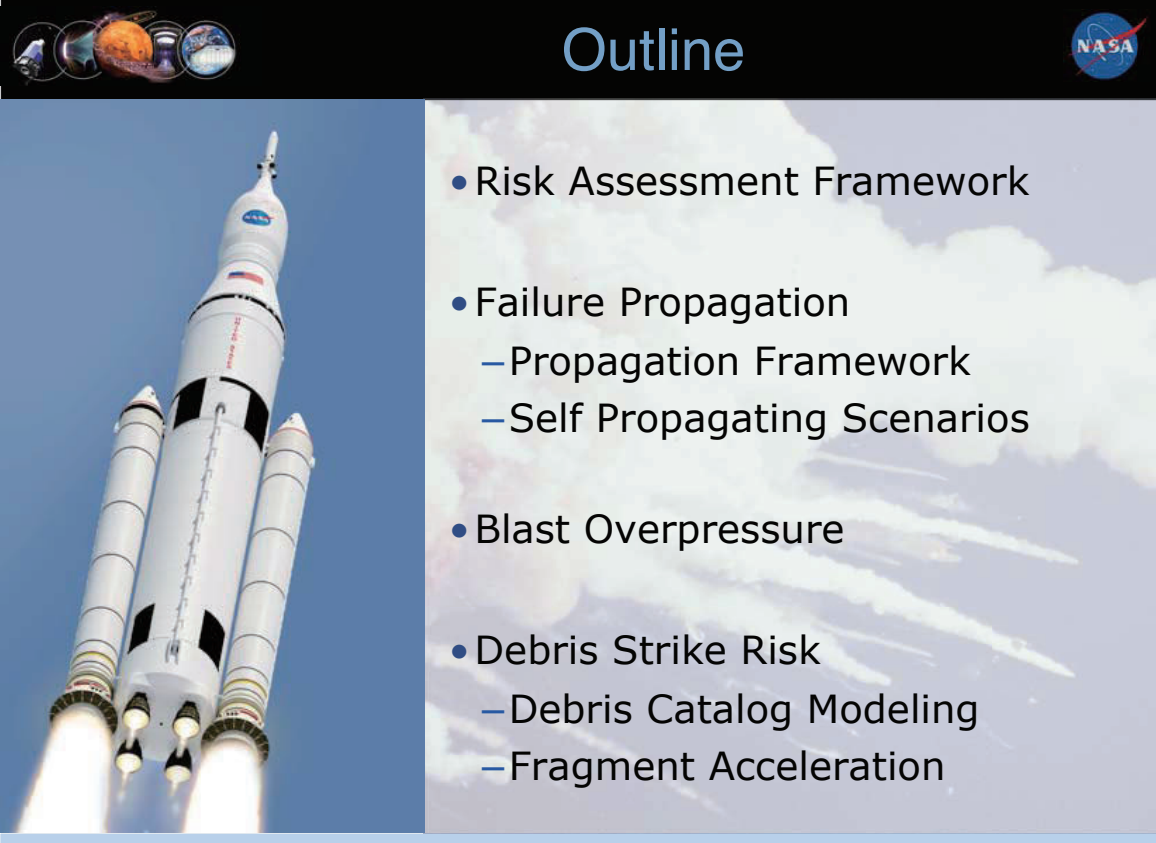



NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION

# Engineering Risk Assessment of Launch Vehicle Failure

*Ted A. Manning  
Engineering Risk Assessment (ERA) Team  
National Aeronautics and Space Administration (NASA)  
Ames Research Center, Moffett Field, California*

*JAXA-Univ. of Tokyo Joint Symposium on Numerical Modeling  
of Rocket and Space Craft  
JAXA Tsukuba Space Center  
March 23, 2016*



## Outline

- Risk Assessment Framework
- Failure Propagation
  - Propagation Framework
  - Self Propagating Scenarios
- Blast Overpressure
- Debris Strike Risk
  - Debris Catalog Modeling
  - Fragment Acceleration

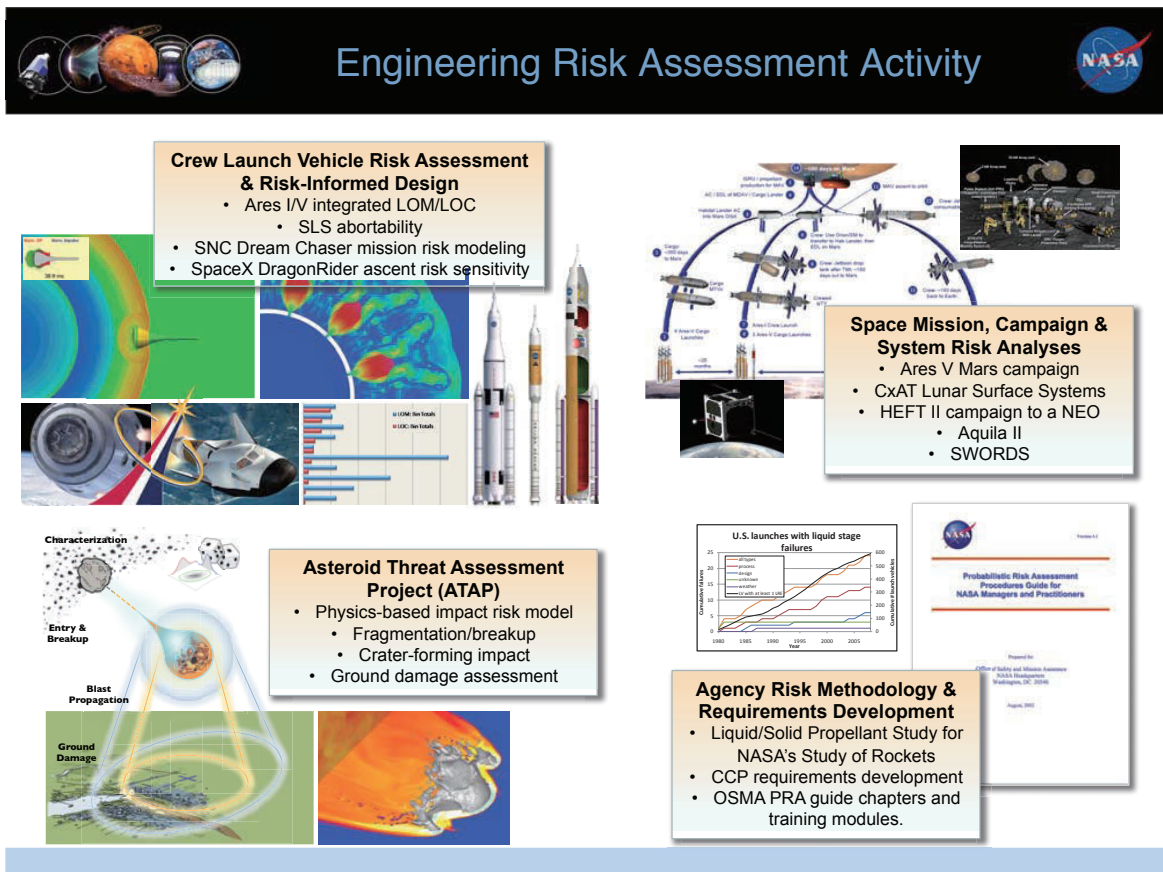
2



## Engineering Risk Assessment (ERA) Team

- Donovan Mathias
- Scott Lawrence
- Ken Gee
- Susie Go
- Ted Manning
- Darrel Robertson
- Lorien Wheeler

3



## Engineering Risk Assessment Activity

**Crew Launch Vehicle Risk Assessment & Risk-Informed Design**

- Ares I/V integrated LOM/LOC
- SLS abortability
- SNC Dream Chaser mission risk modeling
- SpaceX DragonRider ascent risk sensitivity

**Space Mission, Campaign & System Risk Analyses**

- Ares V Mars campaign
- CxAT Lunar Surface Systems
- HEFT II campaign to a NEO
  - Aquila II
  - SWORDS

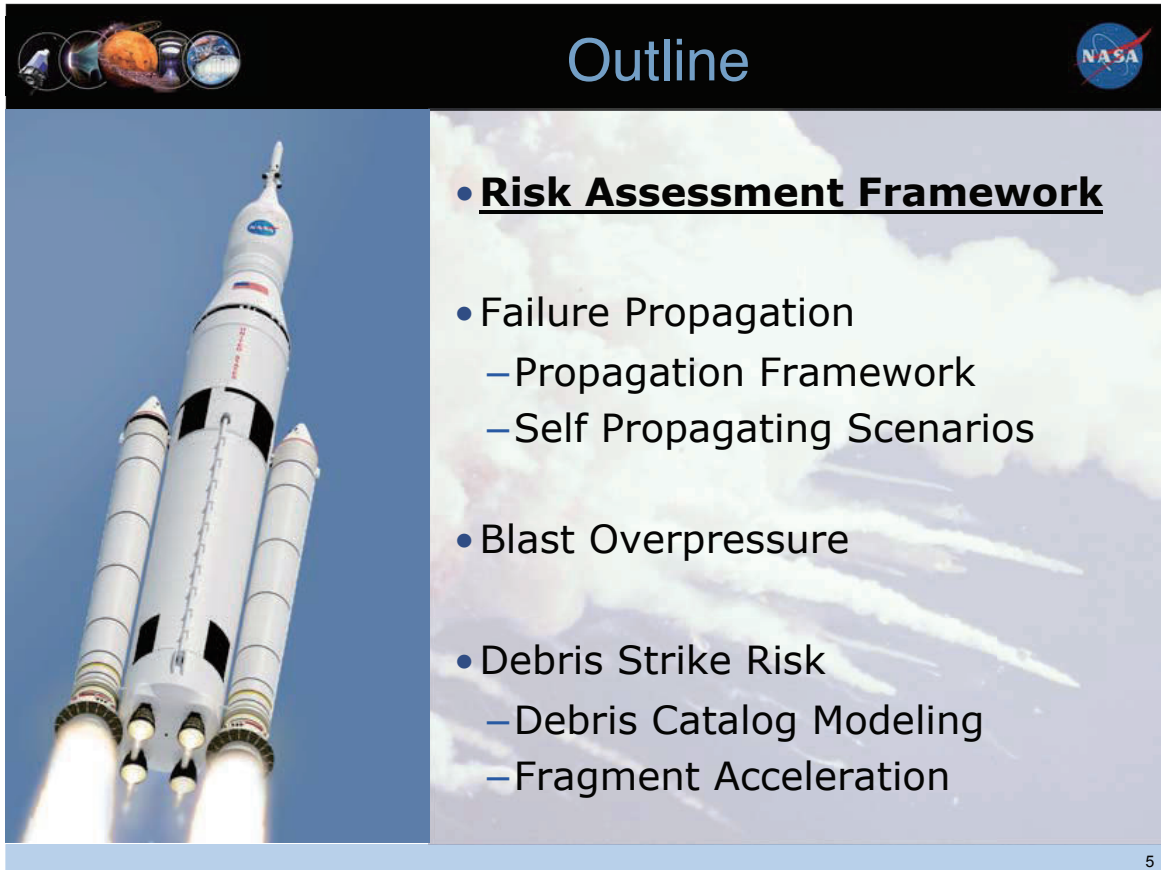
**Asteroid Threat Assessment Project (ATAP)**

- Physics-based impact risk model
  - Fragmentation/breakup
  - Crater-forming impact
  - Ground damage assessment

**Agency Risk Methodology & Requirements Development**

- Liquid/Solid Propellant Study for NASA's Study of Rockets
- CCP requirements development
- OSMA PRA guide chapters and training modules.





## Outline

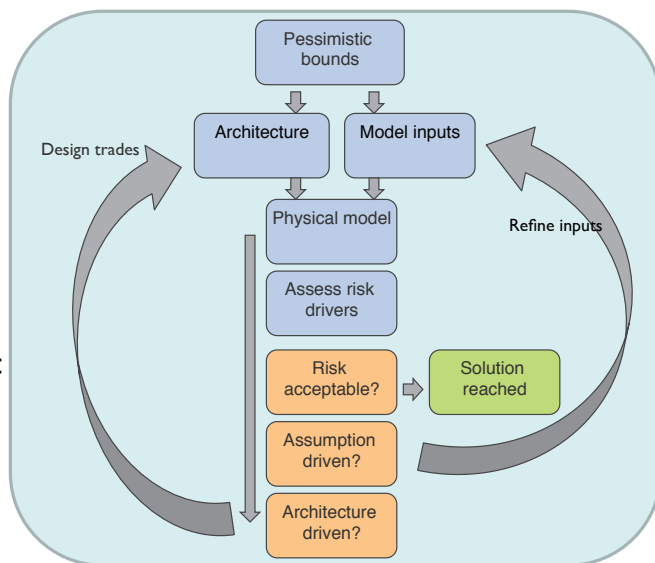
- **Risk Assessment Framework**
- Failure Propagation
  - Propagation Framework
  - Self Propagating Scenarios
- Blast Overpressure
- Debris Strike Risk
  - Debris Catalog Modeling
  - Fragment Acceleration



## Approach Application

- **Risk-informed decision support**
  - Requirement verification
  - Design optimization
  - Selection/procurement
- **PRA is informative, not predictive**
  - Provides quantitative answers to specific questions
  - Always driven by specific application
  - Based on traditional methods and extended as appropriate

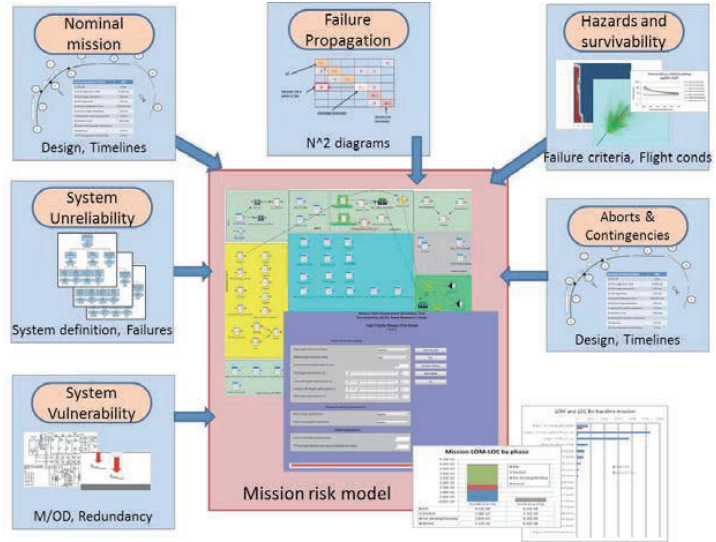
### Iterative, responsive modeling approach



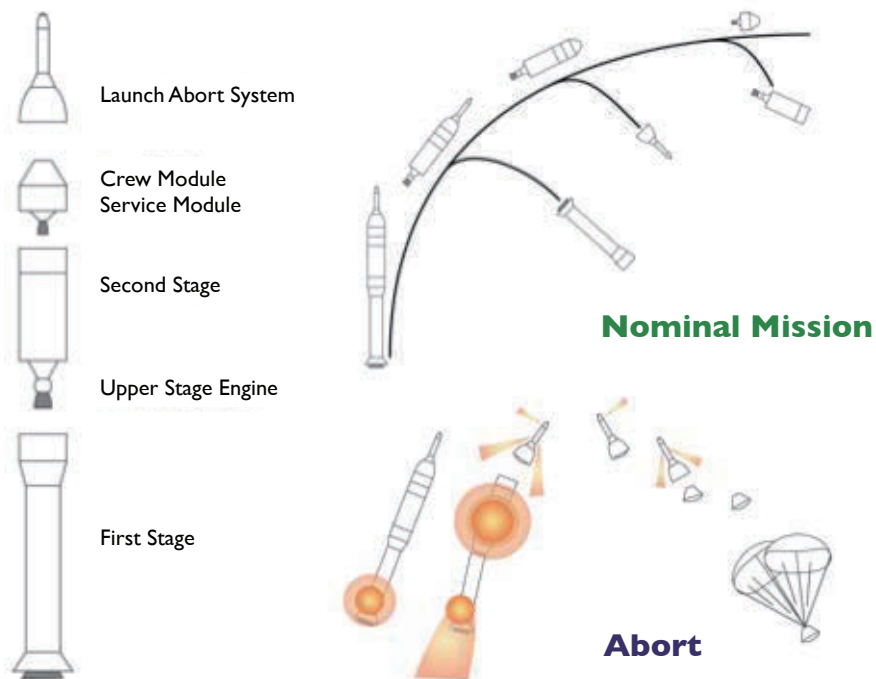
# What is ERA?

Engineering Risk Assessment (ERA) extends traditional Probabilistic Safety/Risk Assessment (PRA/PSA) approaches to incorporate:

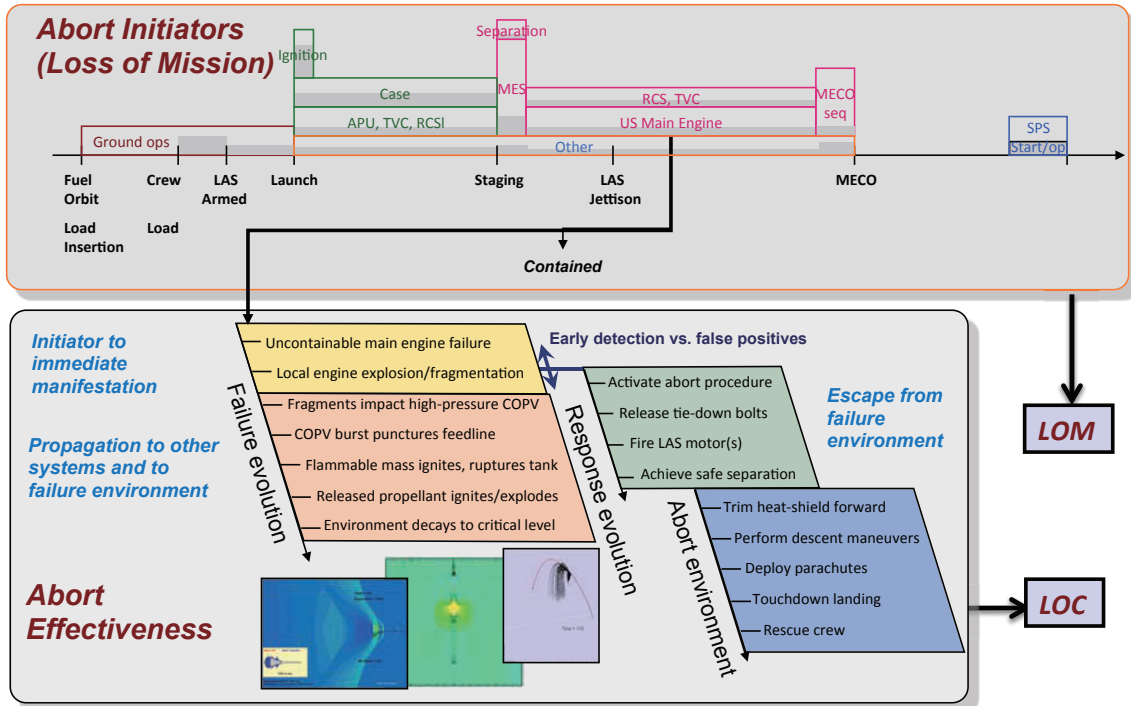
- **Physics-based analysis of key risk factors**
  - External hazards
  - Failure environments
- **Dynamic nature of failures**
  - Time dependence
  - State dependence
  - Interactive effects



# Crewed Launch Mission

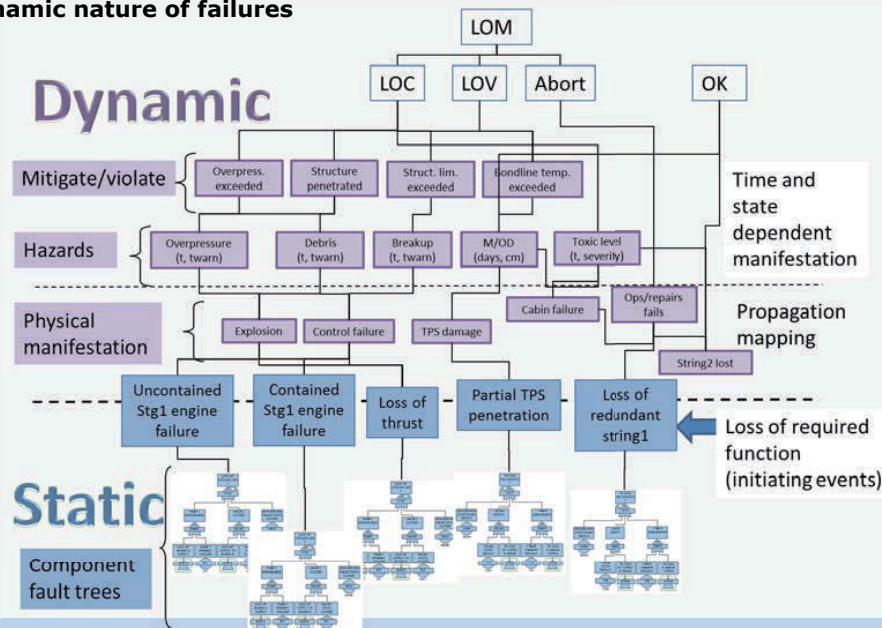



## Integrated Ascent Risk Modeling




## Hybrid Risk Modeling Approach


- Engineering Risk Assessment (ERA) extends traditional Probabilistic Safety/ Risk Assessment (PSA/PRA) approaches to incorporate:
  - **Physics-based analysis of key risk factors**
  - **Dynamic nature of failures**





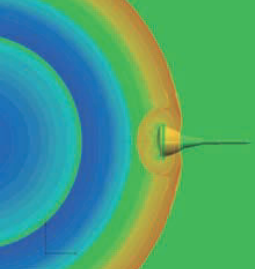
## Launch Vehicle Explosion Risk Assessment






Space Launch System (SLS)

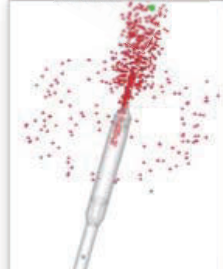
- Impact design by focusing physics-based analysis on risk driving **Hazard Environments**
- Launch vehicle stage explosion hazards to crew




**Blast Overpressure**




**Fireball**



**Debris Strike**



**Failure Propagation**



Aborting Crew Module

11



## Outline





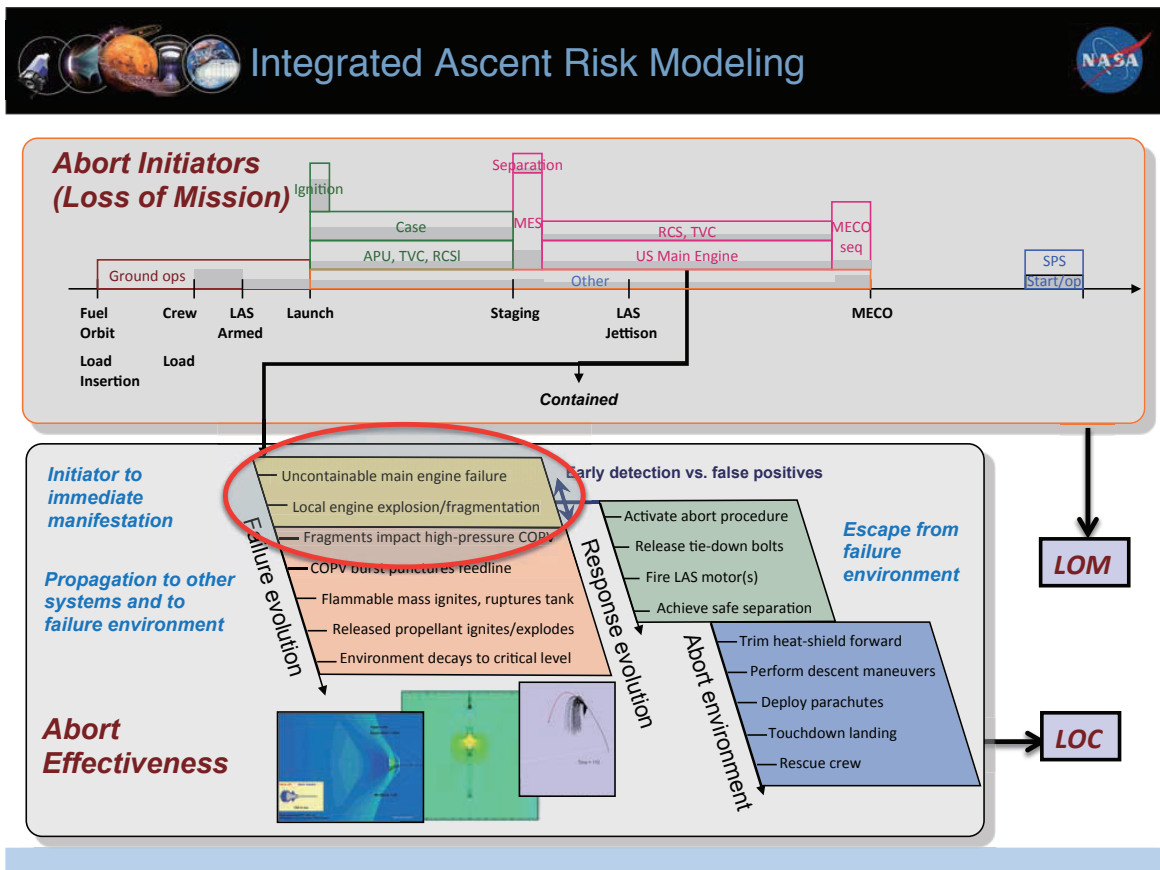
- Risk Assessment Framework
- **Failure Propagation**
  - **Propagation Framework**
  - **Self Propagating Scenarios**
- Blast Overpressure
- Debris Strike Risk
  - Debris Catalog Modeling
  - Fragment Acceleration

12

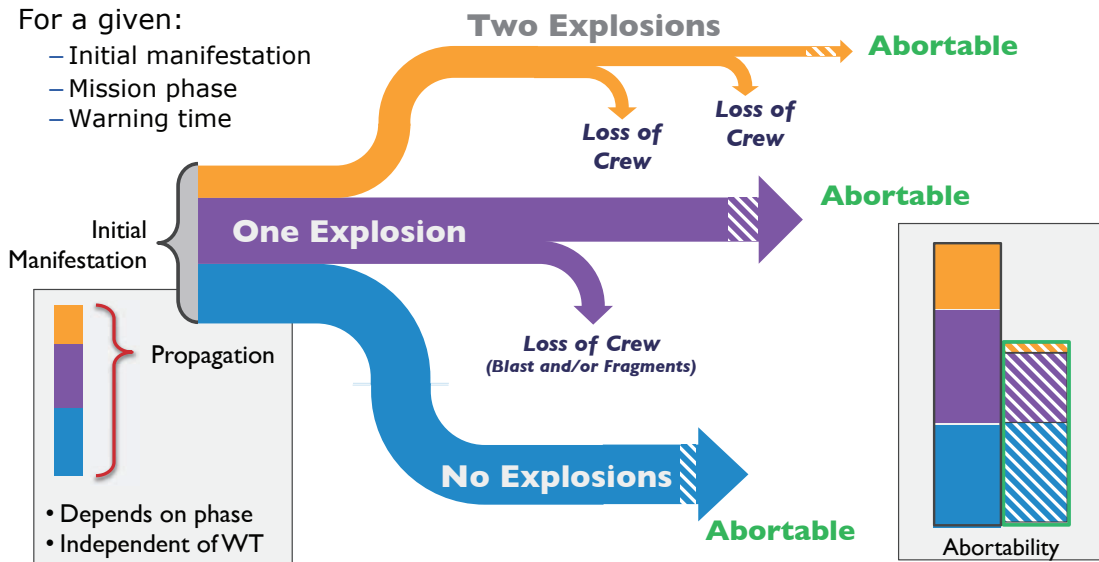
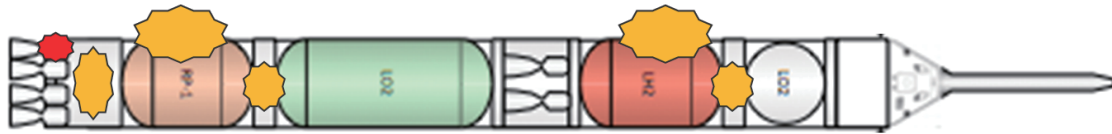
NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION

# Failure Propagation

**Ref:**  
 S. Lawrence, D. Mathias, K. Gee, "A Failure Propagation Modeling Method for Launch Vehicle Safety Assessment," PSAM 12, Honolulu HI, June 2014.  
 D. Mathias, S. Motiwala, "Simulation of Liquid Rocket Engine Failure Propagation Using Self-Evolving Scenarios," RAMS, Palm Harbor FL, January 2015.



## Abortability Flow-Chart: Simple Example



## Simple Propagation Matrix Example

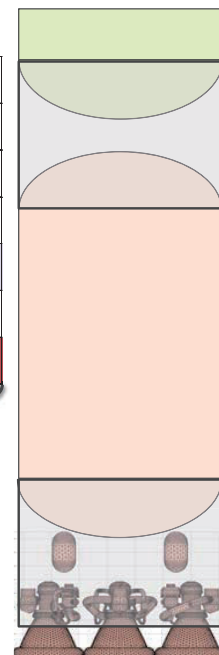
Selected initiator: Stage 1 turbopump failure  
 Paths go horizontally and then vertically

Stage 1 TurboPump	0%	50%	15%	<b>Transition Probabilities</b>		
	Stage 1 MCC Expl	70%	0%	5%	0%	
<b>Initiators</b>		Aft Skirt Explosion	10%	80%	0%	
		20%	HE Tank Explosion	10%	5%	
		<b>Intermediate Environments</b>		Stage 1 Tank Rupture		50%
				100%	Stage 1 Intertank CBM	
						Stage 2 Tank Rupture

Event Tree

Stage 1 TP

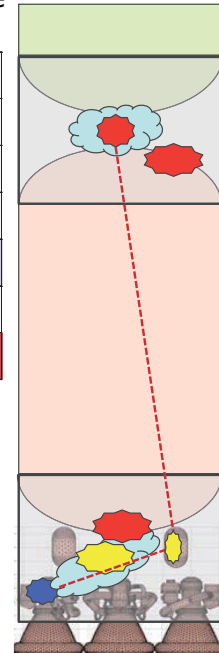
**Failure Environments**



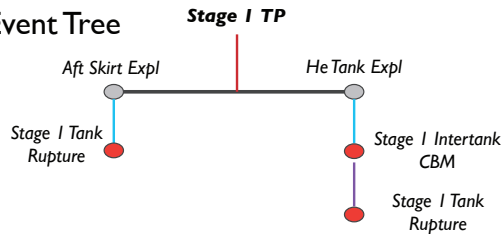
## Simple Propagation Matrix Example

Stage 1 inter-tank CBM causes (overpressure) Stage 1 tank rupture

Stage 1 TurboPump	0%	50%	15%			
Stage 1 MCC Expl		70%	0%	5%	0%	
Aft Skirt Explosion			10%	80%	0%	
HE Tank Explosion		20%		10%	5%	
Stage 1 Tank Rupture				100%		50%
Stage 1 Intertank CBM						
Stage 2 Tank Rupture						



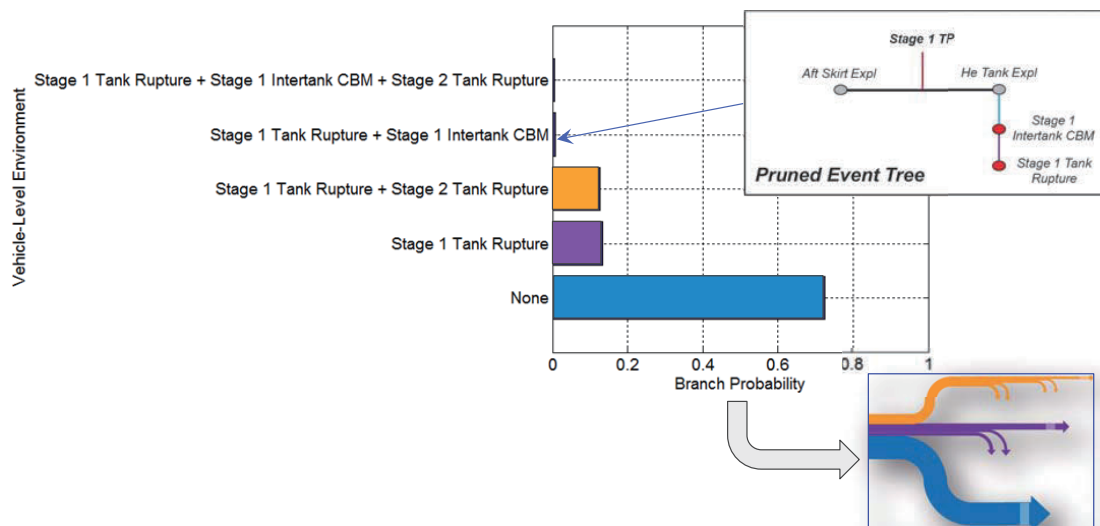
Event Tree



17

## Sample Monte Carlo Results

Monte Carlo results are binned to produce the desired mapping (branch splits) between the initial manifestation and the explosion(s)



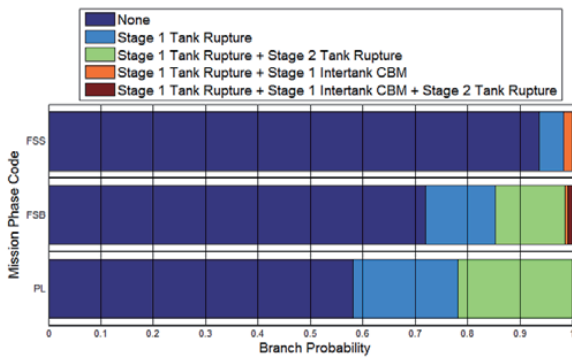
18

## Implementation for Complex Cases NASA

### Transition Data Table Snippet

Phase and propagation resistance sensitivities

ID	Pre-Launch w/ LAS	First Stage Burn	Staging	Upper Stage Burn, w/ LAS	Upper Stage Burn, no LAS	Spacecraft Staging	Source	Target	Timing
	PL	FSB	FSS	USL	USN	USS			
E6	0/ 0/ 0	0/ 0/ 0	0/ 0/ 0	0//	0//	0//	Stage 1 TurboPump	Stage 1 MCC Expl	0.01/0.01
F6	90/50/15	90/50/15	90/50/15	0//	0//	0//	Stage 1 TurboPump	Aft Skirt Expl	0.1/0.1
G6	25/15/5	25/15/5	25/15/5	0//	0//	0//	Stage 1 TurboPump	HE Tank Explosion	0.1/0.1
F7	100/70/20	100/70/20	100/70/20	0//	0//	0//	Stage 1 MCC Expl	Aft Skirt Expl	0.1/0.1
G7	5/0/0	5/0/0	5/0/0	0//	0//	0//	Stage 1 MCC Expl	HE Tank Explosion	0.01/0.01
H7	100/15/0	15/5/0	0//	0//	0//	0//	Stage 1 MCC Expl	Stage 1 Tank Rupture	0.01/0.01
I7	0//	0//	0//	0//	0//	0//	Stage 1 MCC Expl	Stage 1 Intertank CBM	0.1/0.1



### Mapping: Dependence on Phase

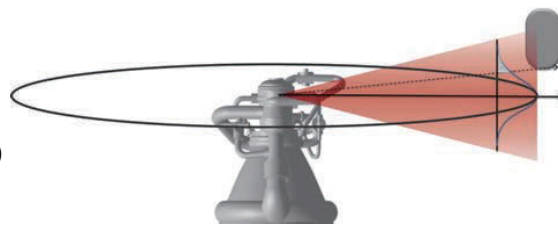
**Stage I Shutdown/Separation**

**Stage I Boost**

**Pre-Launch**


## Transition Analysis Thought Process NASA

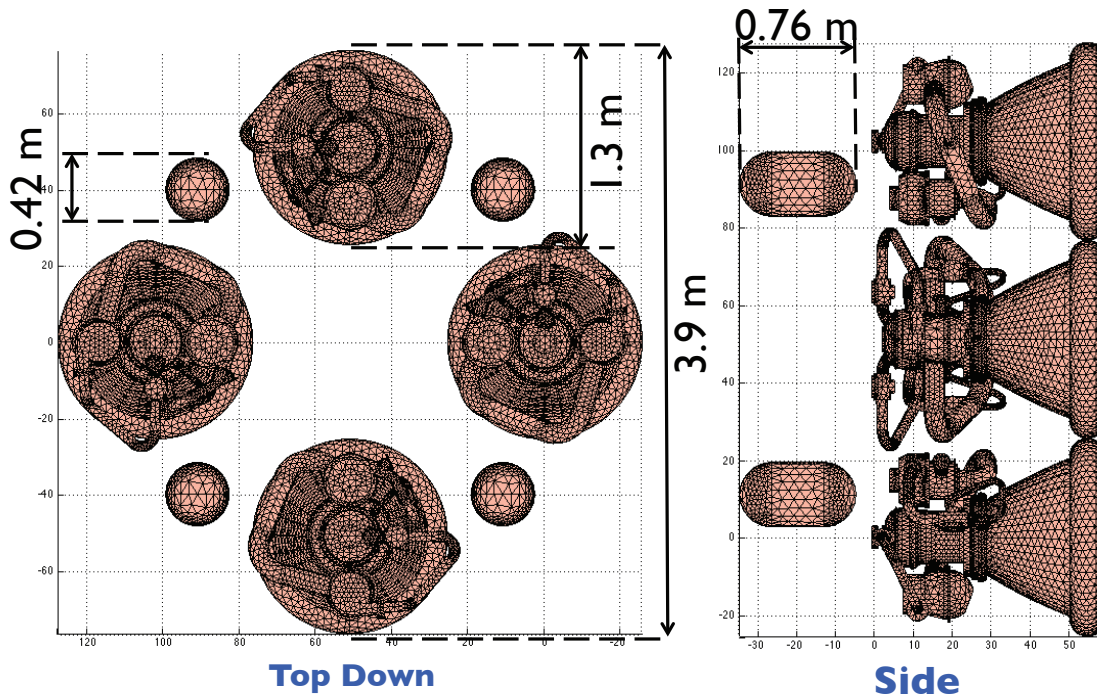
- Energy Transfer Mode(s)
  - Overpressure
  - Kinetic Energy (Fragments)
  - Shock & Vibration
  - Environment (pressure, temperature)
  - Etc.
- Source Severity
  - Energy type: **[KE]**
  - Magnitude: **[Velocity and density]**
  - Uncertainties: **[Velocity and density]**
- Target Vulnerability
  - Energy type: **[KE]**
  - Magnitude: **[Size, Location, Limit velocity]**
  - Uncertainties: **[Limit velocity]**
- Energy Decay
  - Natural decay with distance: **[1/d<sup>2</sup>]**
  - Obstructions: **[%]**




**Example: TP Burst → He tank burst**

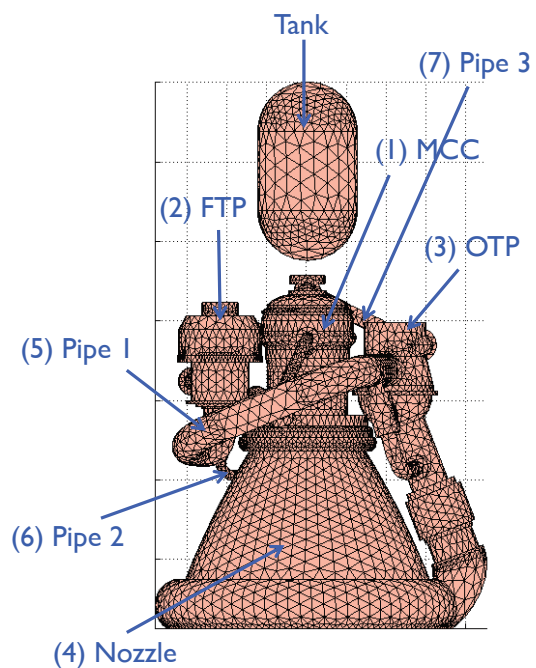


Self Propagating Failure Scenarios 



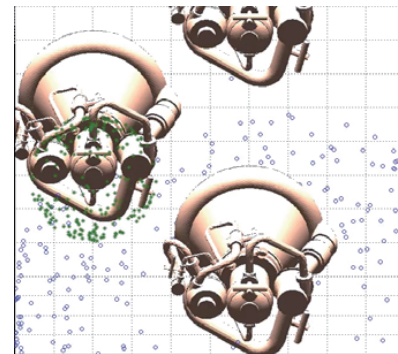
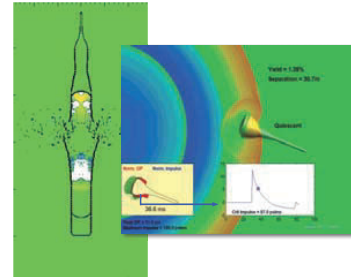
Test Case: 4 Engines + Tanks 

- Simple engine model for generic launch vehicle platform (derived from J2X)
- 32 components: 7 per engine and 4 tanks
  - Main combustion chamber (MCC)
  - 2 turbopumps: fuel (FTP) and oxidizer (OTP)
  - 3 pipes (fuel, oxidizer, hot gas)
  - Nozzle
- Between ~1k–6k triangles per component
- 3 different initiators: MCC, FTP, and OTP



## Failure Propagation Model

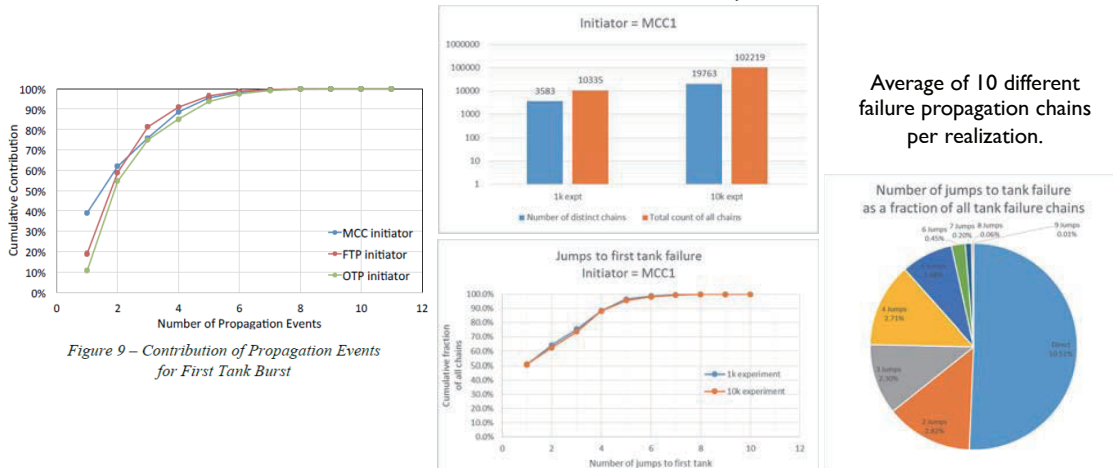
- Models failure propagation of debris field and blast wave environments
- Consists of component-to-component interactions and behaviors given initial conditions
- Uses Monte Carlo framework developed in C++:
  - Execution begins by seeding a failure and letting it cascade until propagation ends
  - Results include probabilities of component vulnerabilities and scenario tracking
- 100,000 realizations run in ~2 minutes on laptop for current test case

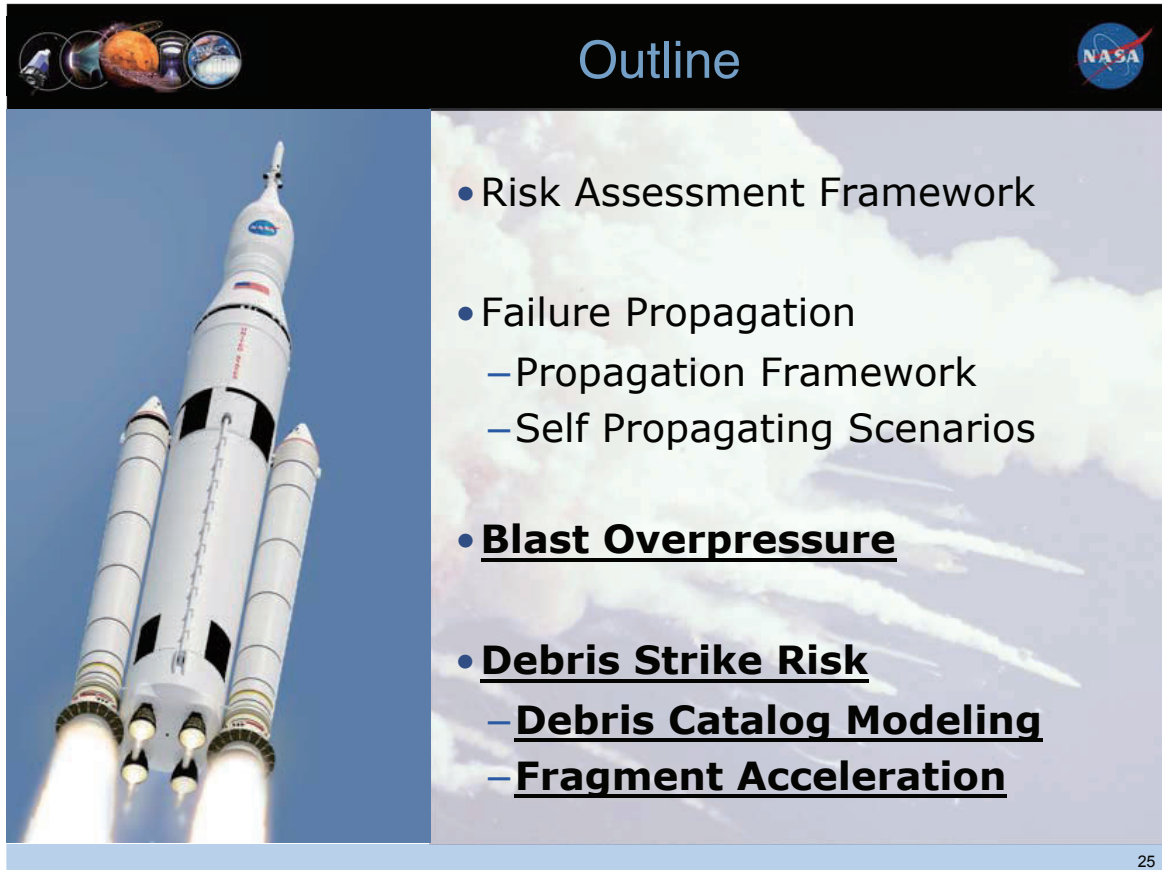


## LOM and LOC Probabilities

- Interested in specific end results that lead to loss-of-mission (LOM) or loss-of-crew (LOC) outcomes
- LOM outcome occurs with 2nd engine out – propagation leads to strike of a critical component in another engine

### Non-truncated MCC chains, 10k realizations

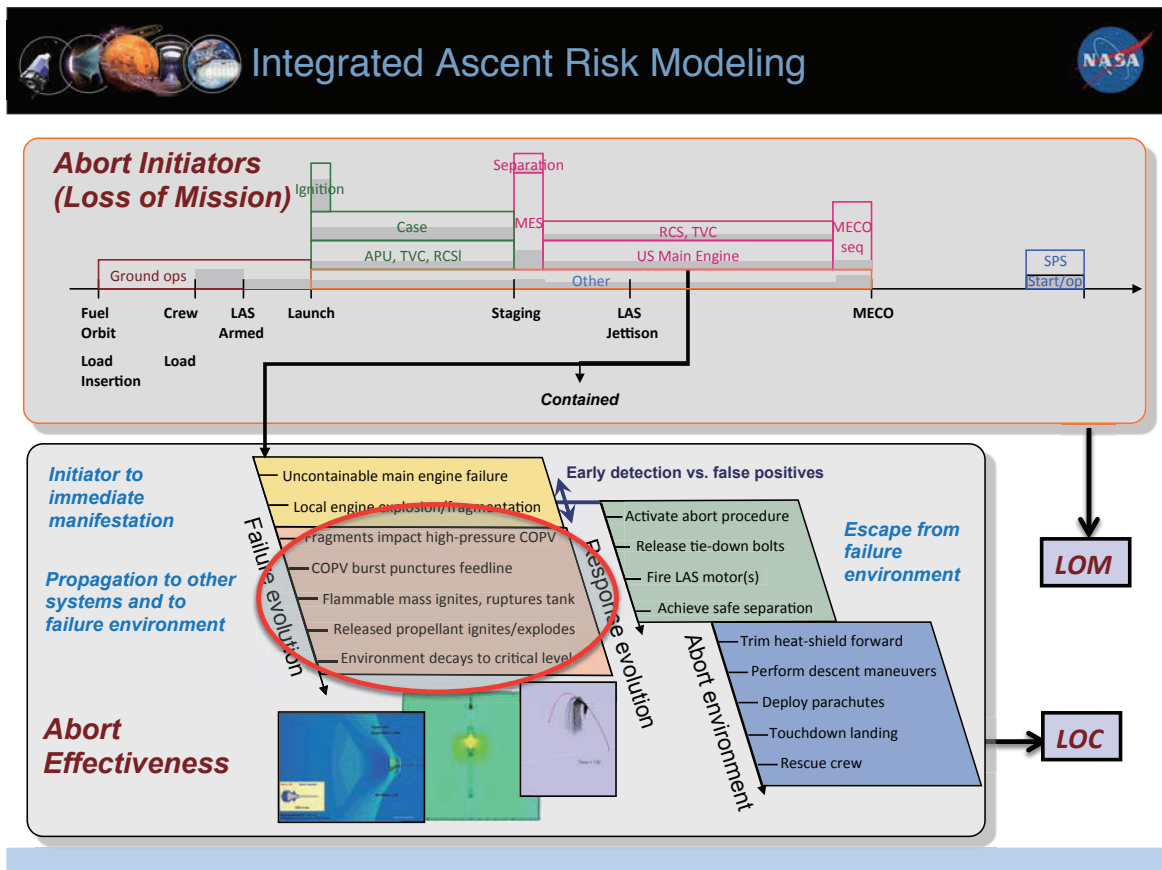




## Outline

- Risk Assessment Framework
- Failure Propagation
  - Propagation Framework
  - Self Propagating Scenarios
- **Blast Overpressure**
- **Debris Strike Risk**
  - **Debris Catalog Modeling**
  - **Fragment Acceleration**

25



## Integrated Ascent Risk Modeling

**Abort Initiators (Loss of Mission)**

Timeline: Fuel Orbit, Crew Load Insertion, LAS Armed, Launch, Staging, LAS Jettison, MECO, SPS Start/op.

Systems: Ground ops, Case, APU, TVC, RCSI, Ignition, Separation, MES, RCS, TVC, US Main Engine, MECC seq.

**Initiator to immediate manifestation**

- Uncontainable main engine failure
- Local engine explosion/fragmentation
- Fragments impact high-pressure COPV
- COPV burst punctures feedline
- Flammable mass ignites, ruptures tank
- Released propellant ignites/explodes
- Environment decays to critical level

**Propagation to other systems and to failure environment**

**Abort Effectiveness**

**Response evolution**


- Early detection vs. false positives
- Activate abort procedure
- Release tie-down bolts
- Fire LAS motor(s)
- Achieve safe separation

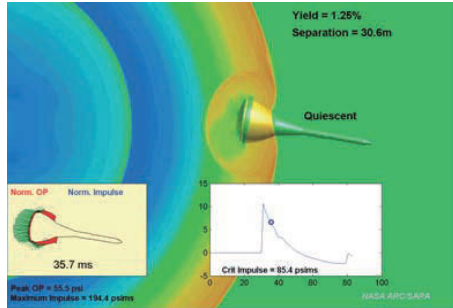
**Escape from failure environment**

**Abort environment**

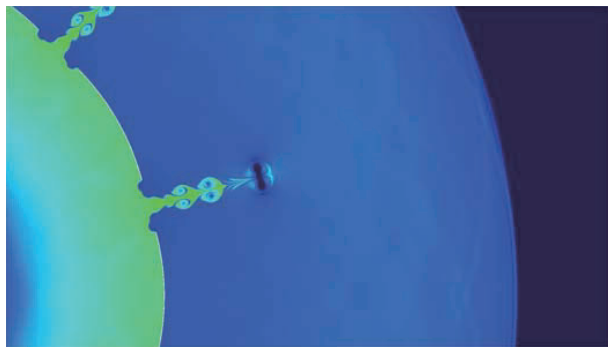
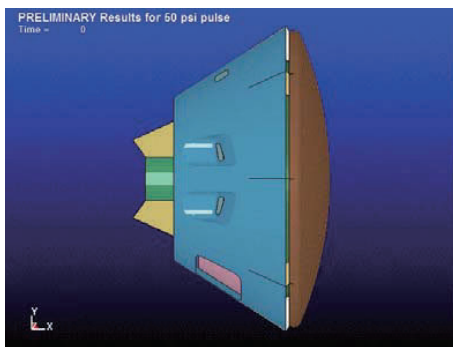
- Trim heat-shield forward
- Perform descent maneuvers
- Deploy parachutes
- Touchdown landing
- Rescue crew

Outcomes: **LOM** (Loss of Mission) and **LOC** (Loss of Crew)

Blast & Debris Modeling 



- **Engineering-level models:** quick, easily reconfigurable sensitivity and trade studies
- **CFD blast wave simulations:** more accurate blast propagation and interaction effects
- **CFD tank burst simulations:** launch vehicle tank failure scenarios
- **Structural response modeling:** effects of blast pressures on vehicle



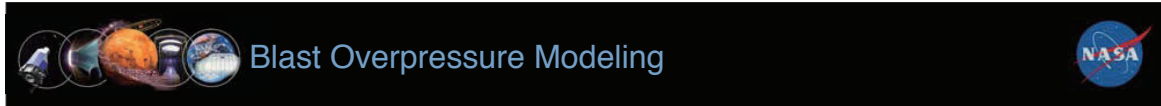
NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION

# Blast Overpressure

*S. Lawrence, D. Mathias, K. Gee, M. Olsen, "Simulation Assisted Risk Assessment: Blast Overpressure Modeling, PSAM8, PSAM-0197, June 2006.*

*S. Lawrence, D. Mathias, "Blast overpressure modeling enhancements for application to risk-informed design of human space flight launch abort systems," RAMS, January 2008.*



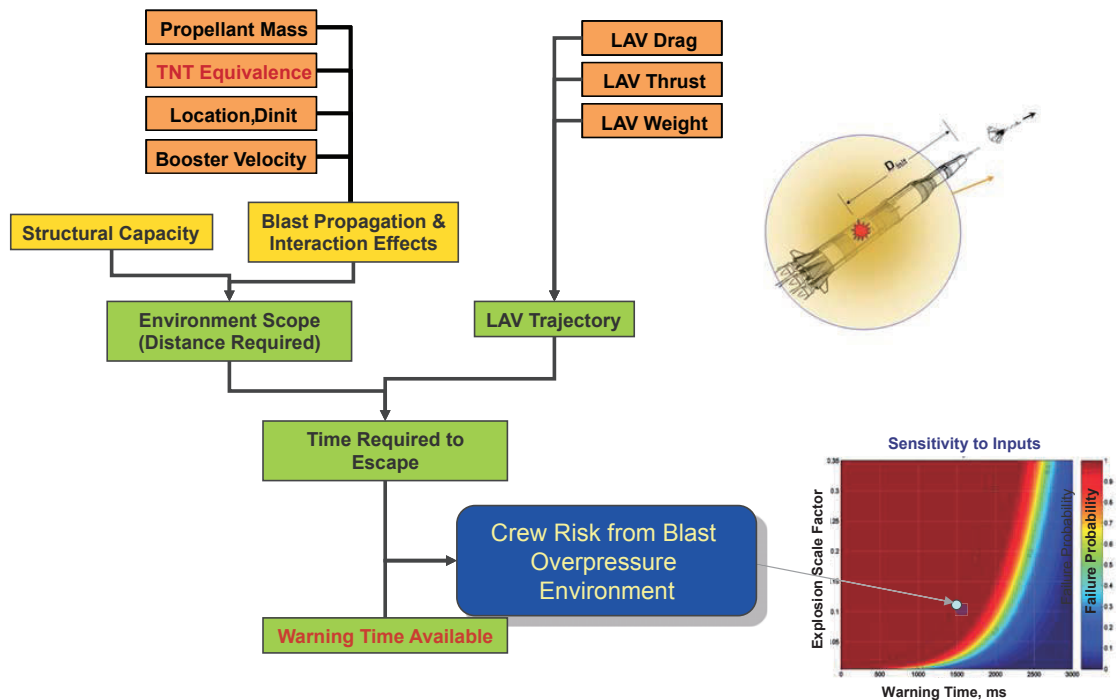


•Objectives:

- Provide data to support requirement definition/refinement/verification for structural survival of blast loading
- For a given structure, provide data to support failure probability analysis
- Provide risk information for use in integrated ascent/abort risk assessment

•Key problem elements:

- Blast size specification (yield %)
- Blast propagation, including vehicle velocity effects
  - Overpressure decay
  - Blast trajectory (time-of-arrival)
- Interaction of blast with abort vehicle (LAV)
- Response of structure to blast loading



## Vapor Cloud Explosion (VCE) Modeling

- Engineering-level enhancement
- Blast behavior a function of:
  - Total energy (blast size)
  - Detonation Mach number (blast strength)
- TNT distribution replaced with 1-parameter ( $M_{flame}$ ) family of distributions
  - Baker-Strehlow-Tang curve set: Developed from 1-D numerical simulations w/ simplified chemistry (heat addition)
- Model includes families of curves for positive-phase impulse as well as peak overpressure

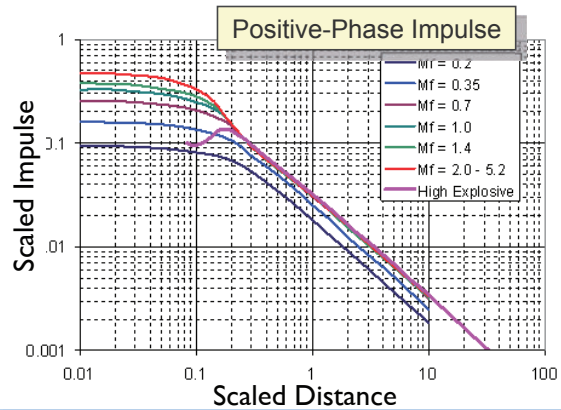
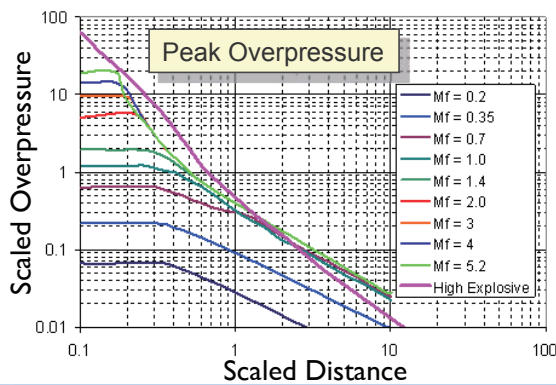
**TNT Equivalency/Sachs Scaling:**

Overpressure:  $OP = (p_{max} - p_{\infty})/p_{\infty}$

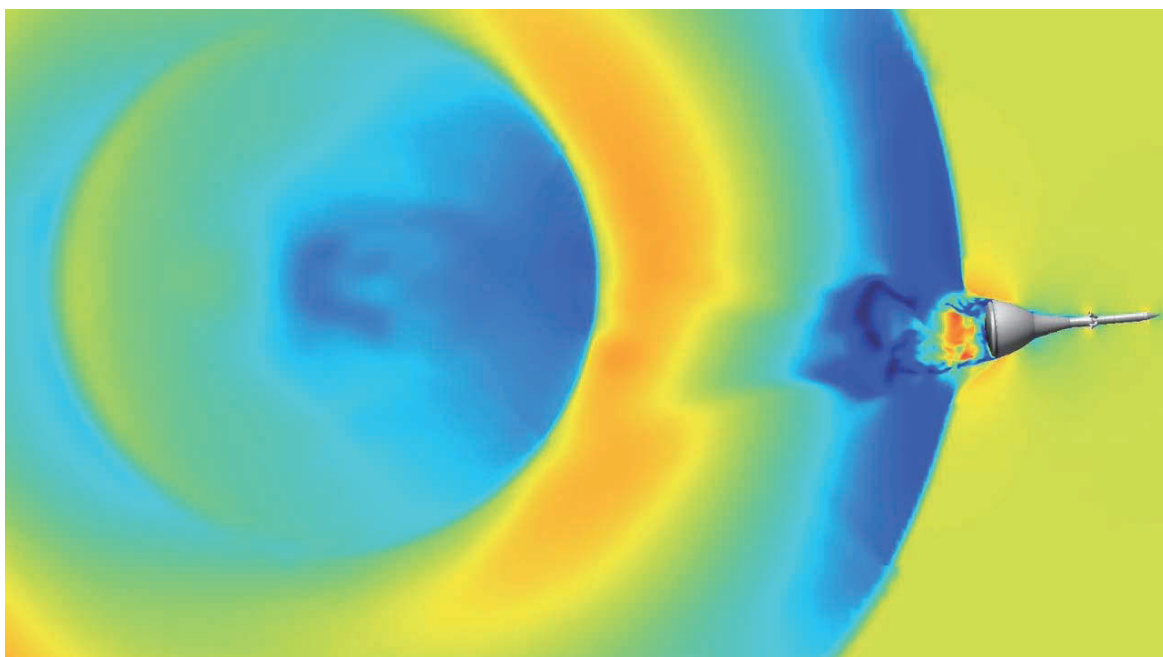
Distance:  $\lambda = x/\alpha$

$\alpha = (E_{prop}/\rho_{\infty})^{1/3}$

Time:  $\tau = t c_{\infty}/\alpha$



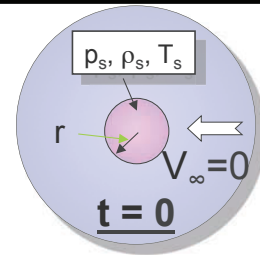
## Blast Propagation Model



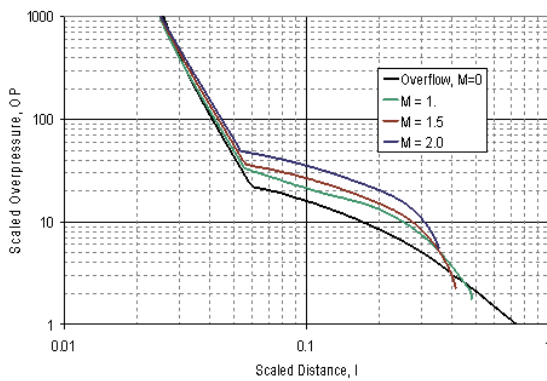
## Headwinds: Navier-Stokes Simulations

Perfect gas simulations at selected conditions along ascent trajectory

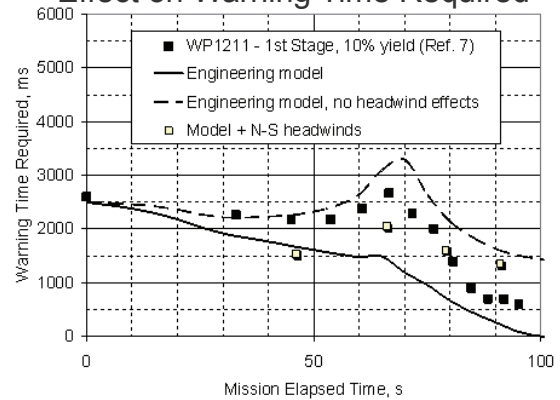
- Increase initial shock strength
- Increase penetration
- Sensitive to initial conditions



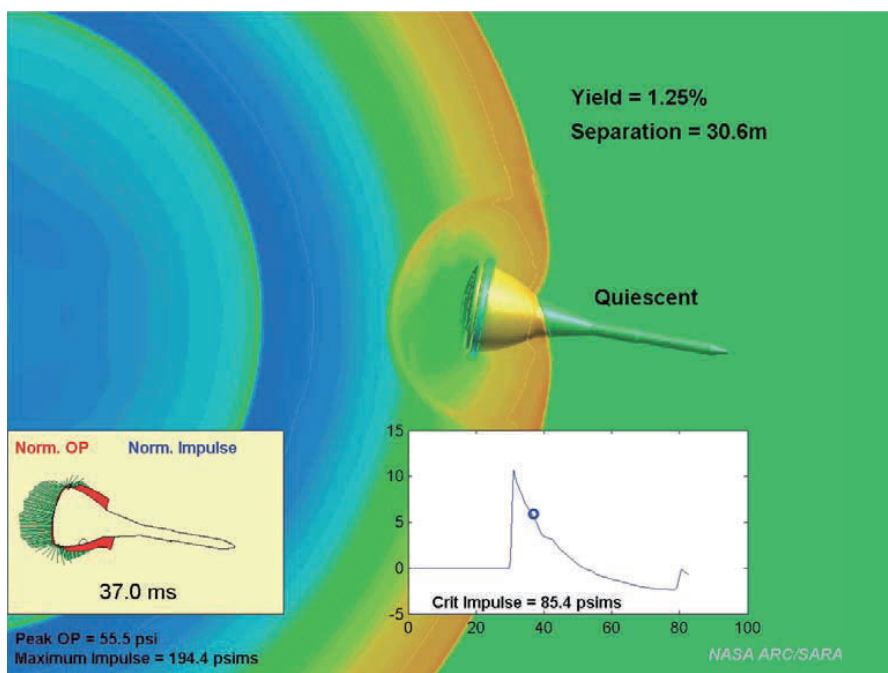
### Overpressure Characteristics



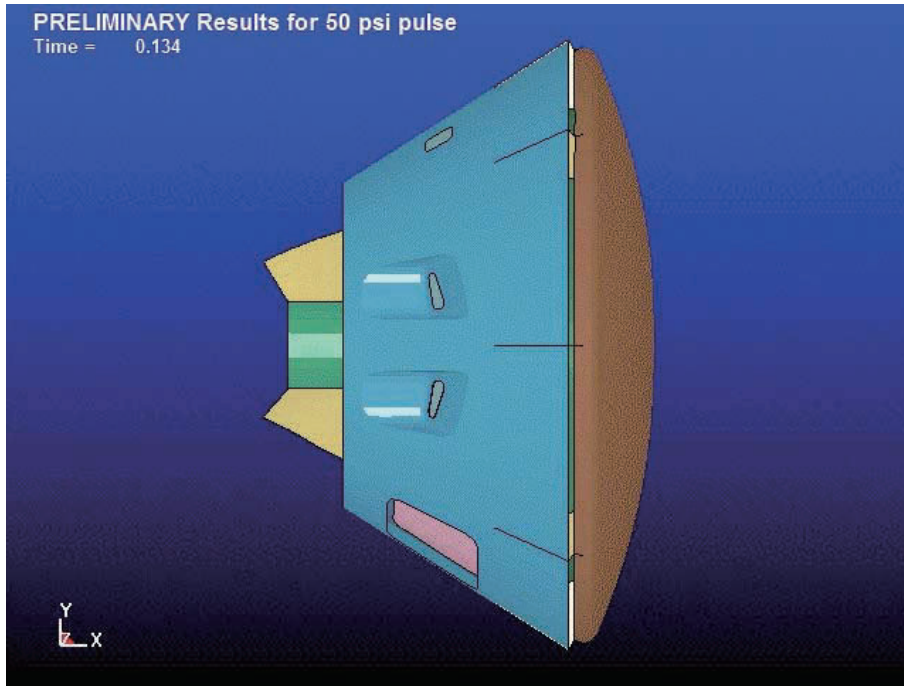
### Effect on Warning Time Required



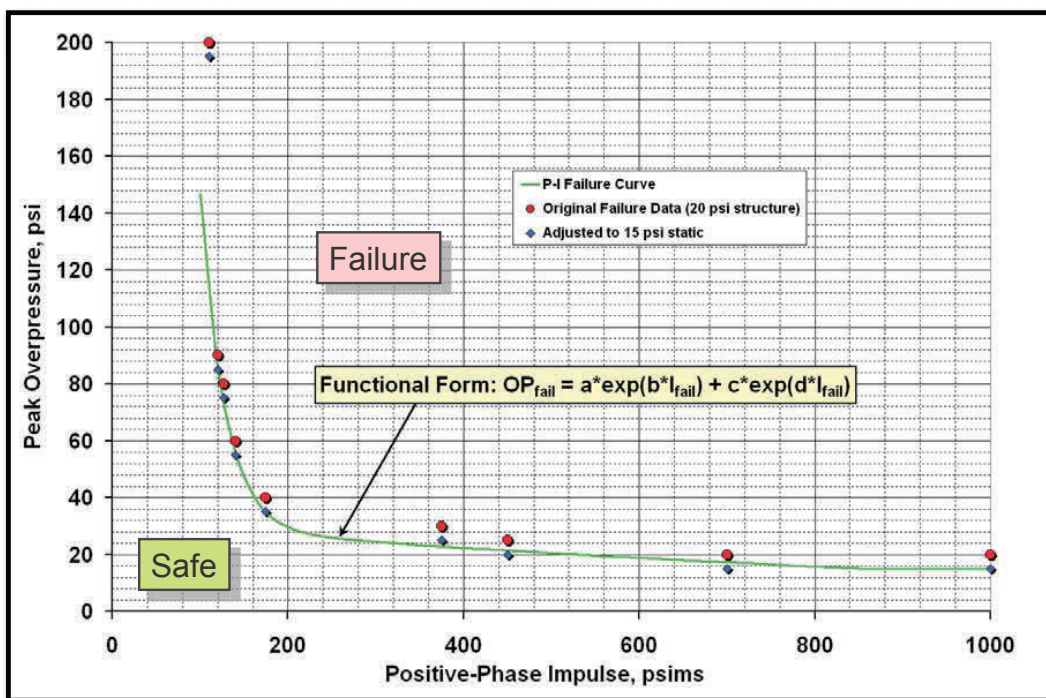
## Blast Propagation Model



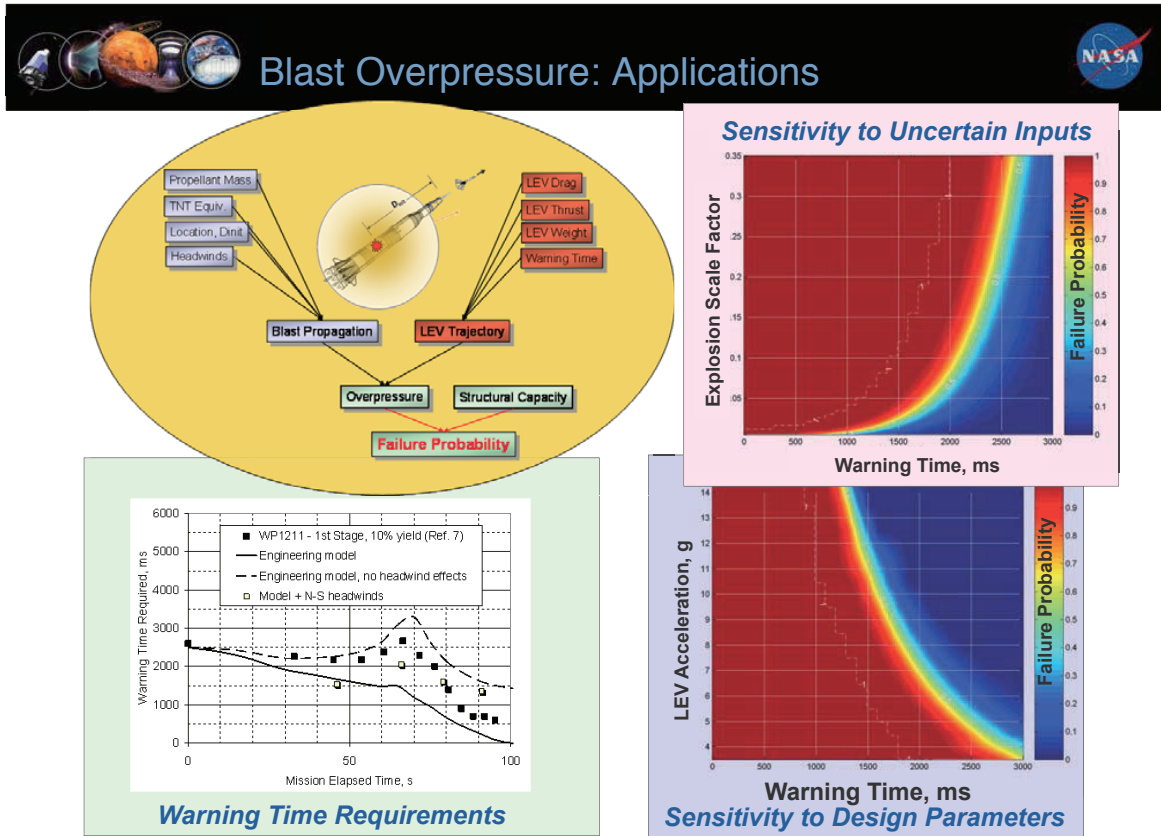
Structural Response Model



Overpressure-Impulse (P-I) Failure Criteria







NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION

## Debris Strike Risk

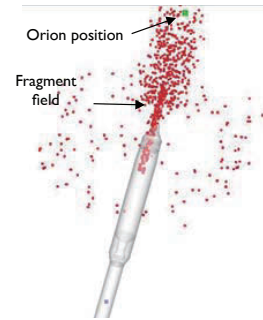
K. Gee, S. Lawrence, "Launch Vehicle Debris Models and Crew Vehicle Ascent Abort Risk, RAMS, January 2013.

K. Gee, S. Lawrence, "Sensitivity Analysis of Launch Vehicle Debris Risk Model," PSAM10, June 2010.

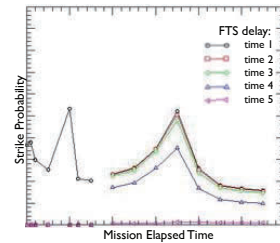
K. Gee, D. Mathias, "Assessment of Launch Vehicle Debris Risk During Ascent Aborts," RAMS, January 2008.

 **Debris Model** 

- **Debris propagation**
  - Three degrees-of-freedom (3DOF) trajectory integration using MISSION code
  - Trajectories calculated for:
    - Launch vehicle
    - Crew module
    - Each fragment of potentially dangerous size
- **Initial debris conditions ("Debris Catalog")**
  - Mass distribution based on experimental data
  - Velocity distribution
    - Experimental and historical data
    - Computed results
- **Debris Impact risk determined from intersection of CM and debris trajectories**



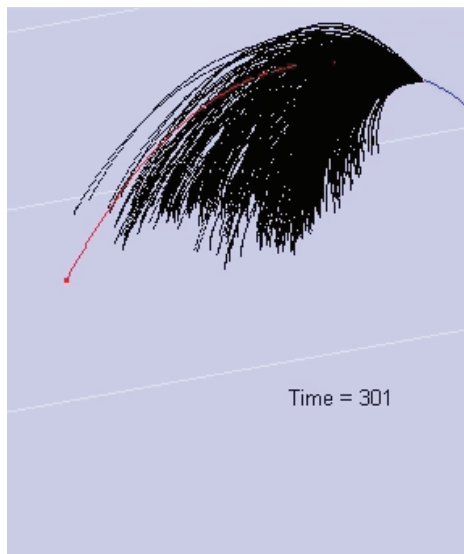
Debris field caused by fragmentation of the Ares I CLV during ascent



Strike probability as a function of MET with penetration criterion



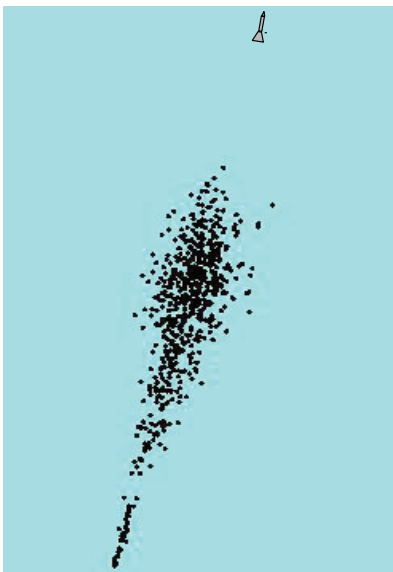
 **Debris Propagation Model** 



# Analysis of Debris Strike Probability

- Debris catalog generation
  - Generate debris field based on vehicle dimensions and failure mode
  - Assess sensitivity of strike probability to debris field parameters
- Response surface approach to predicting strike probability
  - Full Monte Carlo analysis can be computational expensive and time-consuming
  - Investigated accuracy and speed of response surface approach

## Launch Vehicle Debris Catalog



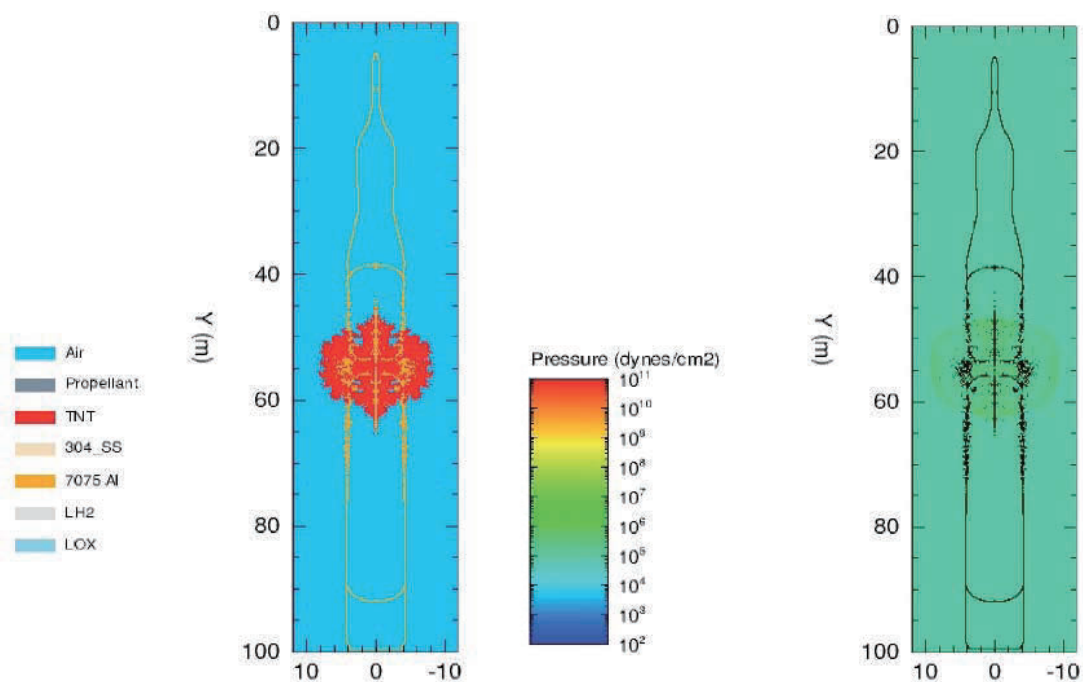
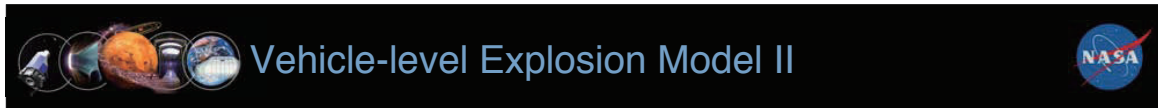
- Number of pieces
- For each piece
  - Mass
  - Reference area
  - Aerodynamic characteristics
  - Imparted velocity

# Debris Catalog Model

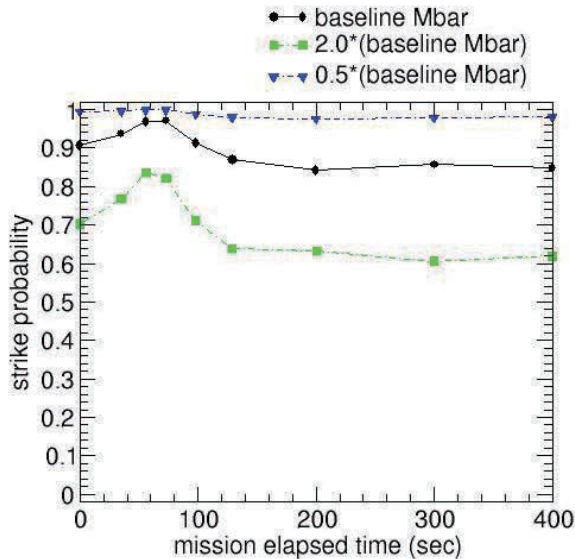
- Number of pieces and mass distribution
  - Based on analysis of explosion of cylinders Sternberg 3-part exponential distribution
  - Controlled by average mass of debris pieces
- Imparted velocity
  - Flight termination system (FTS)
    - Activation of linear shaped charges
    - Controlled by tank pressures and crack/hole size (venting)
  - Explosion Johnson-Cook fracture  
Grady-Kipp fragmentation
    - CTH solution
    - Controlled by equivalent mass of TNT

Ken Gee (Ken.Gee-1@nasa.gov)

43



## Debris Strike Sensitivity



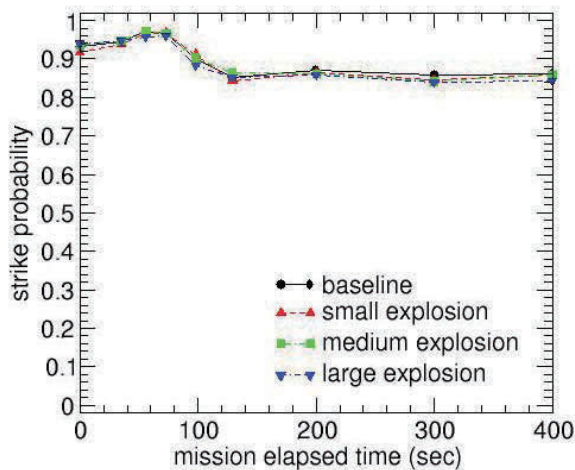
- Current model
- Effect of number of debris pieces
- Warning time = 0.5 sec

Space Shuttle ET debris model

Ken Gee (Ken.Gee-1@nasa.gov)

45

## Debris Strike Sensitivity

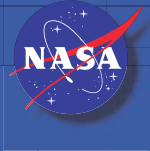



- Current model
- Effect of imparted velocities
- Warning time = 0.5 sec

Ken Gee (Ken.Gee-1@nasa.gov)

46


NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION

Ted A. Manning and Scott L. Lawrence

From PSAM12

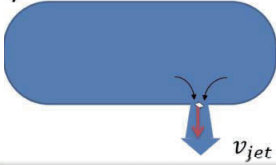
## Fragment Acceleration Modeling



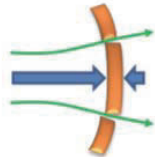
- Energy Partition
 

Blast Wave (Pressure)
Fragments (Kinetic) $k$
Other (Thermal, etc.)

$$v_i = \sqrt{\frac{2kE}{m}}$$
- Momentum Conservation
 




$$v_i = v_{jet}$$
- Force Driven
 



**Baker Model (1977)**

$$v_i = \int \frac{F}{m} dt$$

*Differential Pressure*



STS-51-L (Challenger)

**Problem Statement**

• Problem

- Baker (1977) tank burst velocity model may not be suitable for low yield, lower altitude tank explosions due an external vacuum assumption

• Objective

- Evaluate / Improve the Baker model

• Approach

- Focus on Pressure Burst (no combustion)
- Run high fidelity fluid/rigid-body simulations (Overflow CFD)
- Add and/or modify terms in Baker model
- Compare, Adjust, Iterate



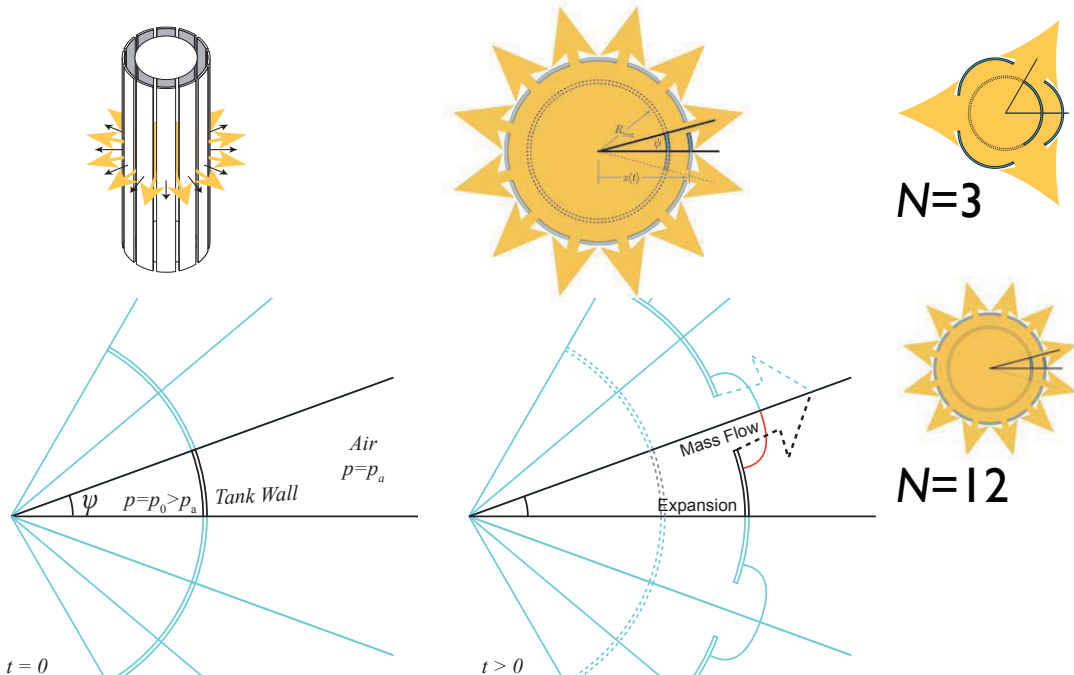
OVERFLOW  
CFD


Original Baker

Modified Baker


**Framework for Tank Burst Modeling**

Infinite Cylinder: 2-dimensional expansion of gas, with gap leakage,  $N$  fragments



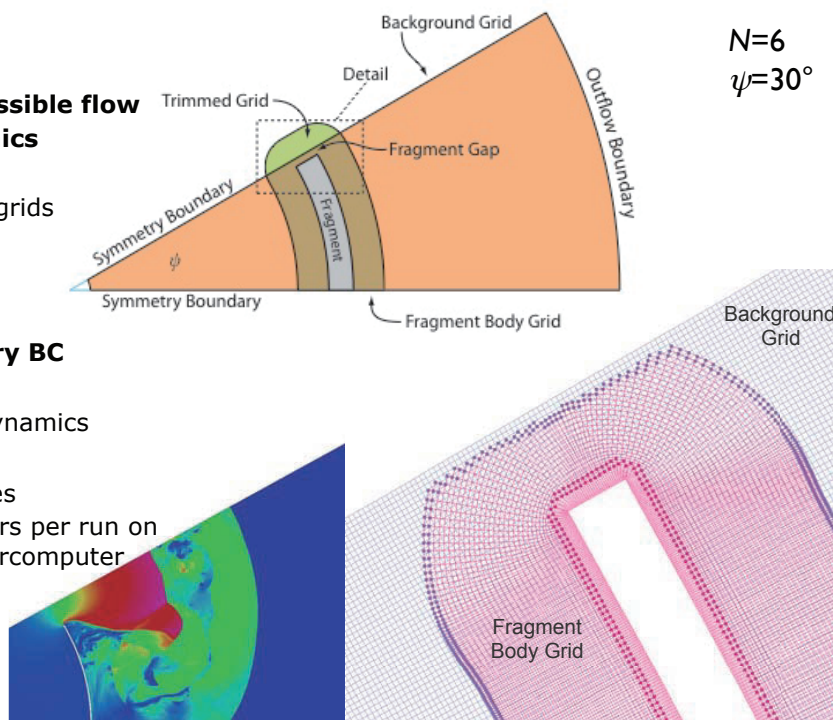


## Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulations




- OVERFLOW 2.2
  - **Unsteady compressible flow**
  - **Rigid body dynamics**
  - Finite difference
  - Structured overset grids
  - Multi-species fluids
  -
- For Tank Burst
  - **2-D with symmetry BC**
  - **Inviscid**
  - 1-DOF rigid body dynamics
  - 2 Overset grids
  - 2~10 million vertices
  - Up to 6000 cpu hours per run on NASA Pleiades supercomputer

OVERFLOW CFD




$N=6$   
 $\psi=30^\circ$

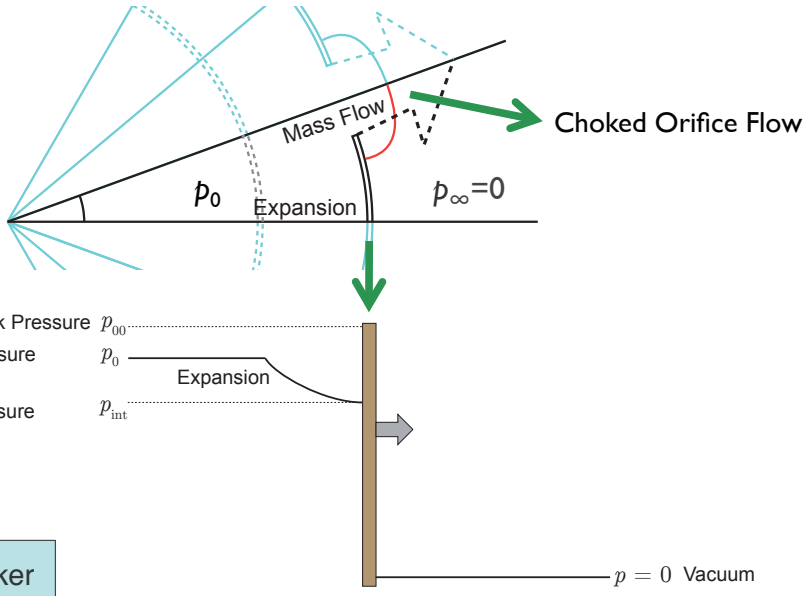
51



## Tank Burst Engineering Model (Baker Model)



- “Original Baker” (Baker 1977): Isentropic Expansion with Orifice Plate leakage



Original Baker

$p = 0$  Vacuum

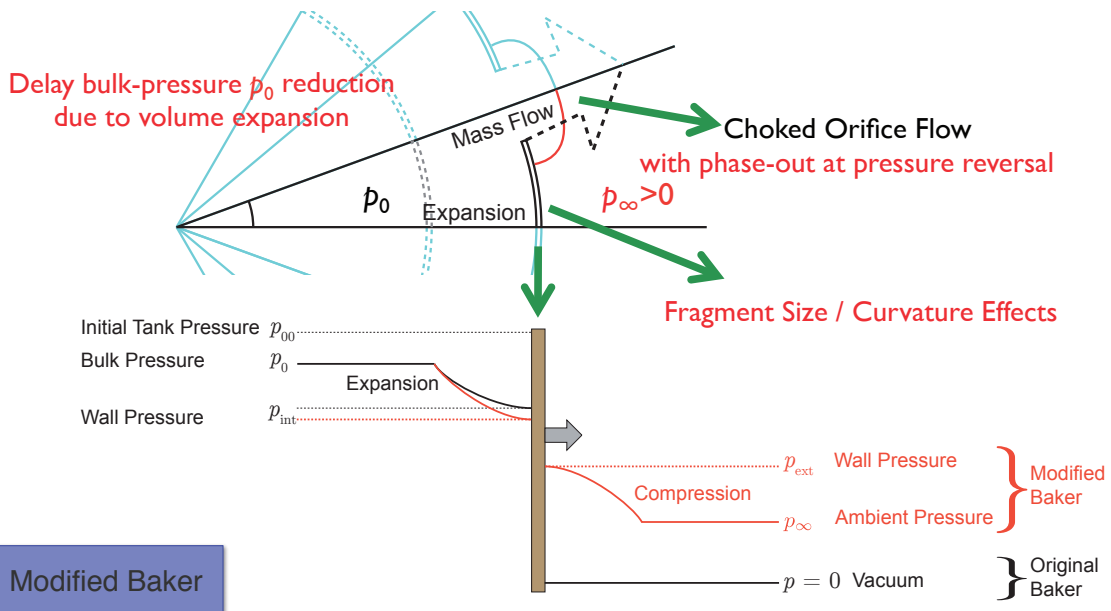
} Original Baker

52



## Modifications to Baker Model

- Modified Baker: 1-D Piston Model with Orifice Plate leakage



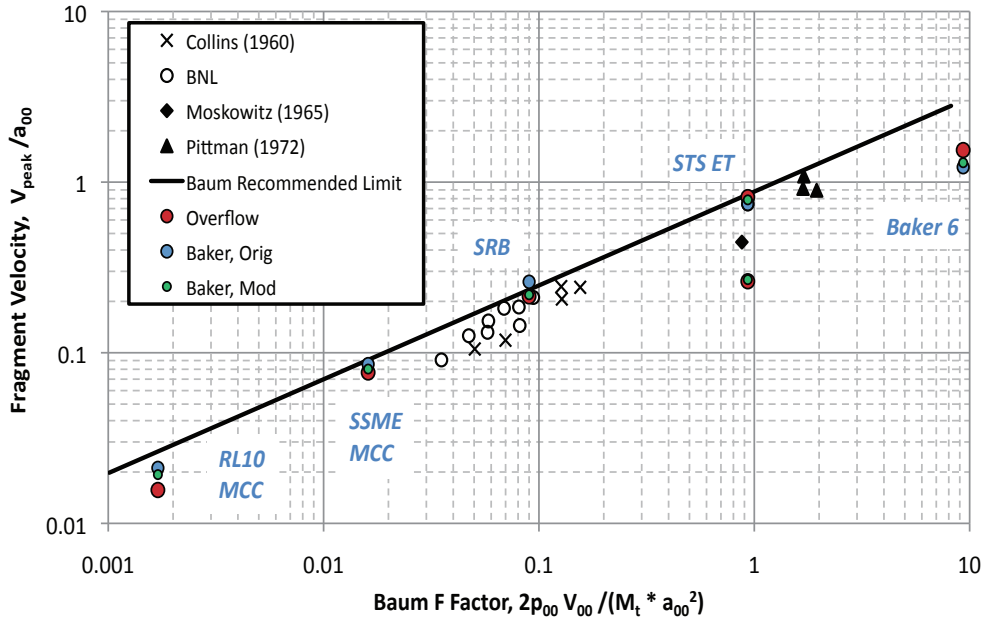
53

## Tank Burst Cases

	STS ET	SSME MCC	SRB	RL10 MCC	Baker 6
Tank contents	Air	H <sub>2</sub> , O <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O	APCP gas	H <sub>2</sub> , O <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O	Air
Tank material	Aluminum	Inconel	Steel	Inconel	Aluminum
Radius (cm)	420	22.3	184	11	25.4
Thickness (cm)	0.21	1.24	1.2	1.17	0.68
$p_{00}$ { $\Delta p$ } (psi)	{22}	3000	800	500	10,000
$T_{00}$ (K)	293	3400	3430	3400	272
$p_\infty$ (atm)	0.001~1.0	1	1	1	1
Pressure Ratio	1500~2.5	205	54	9	680
Internal spec. heat ratio $\gamma$	1.4	1.37	1.155	1.37	1.4
Fragment count: $N$	3~24	3~24	4~24	3,12	3~24
Phase-in $\Delta t a_0 / \psi R_{frag}$	1	0.1	1	1	1
Phase-in factor $n$	8	8	8	8	8
Discharge coeff. $C_d$	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8

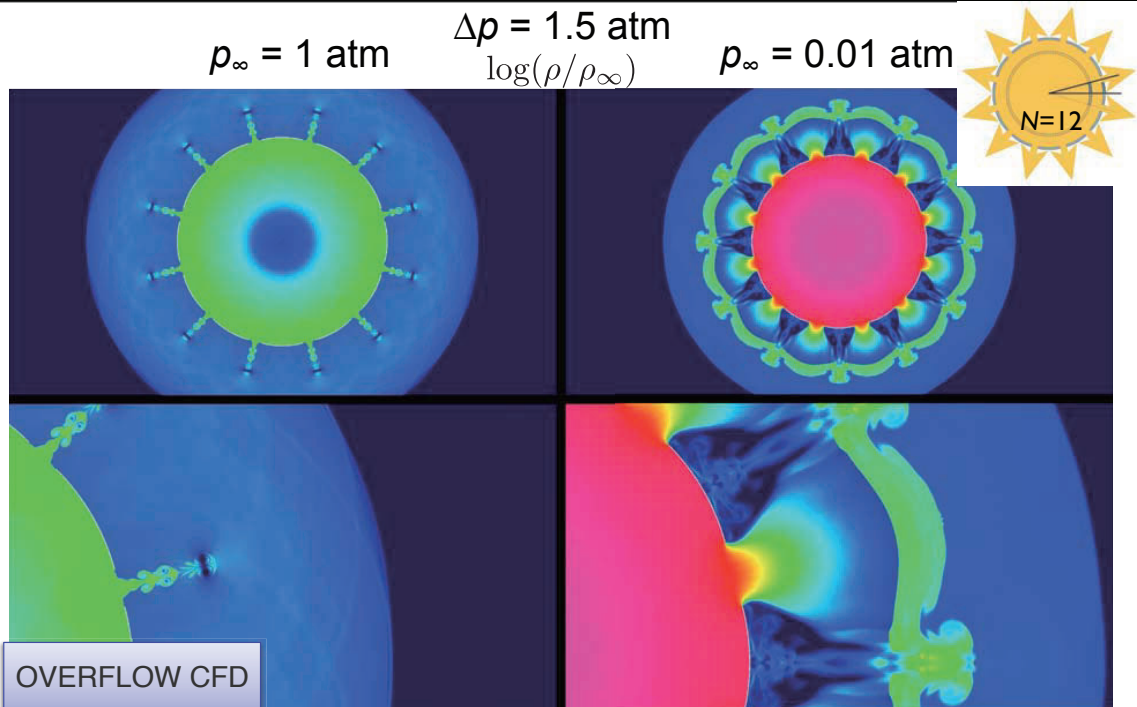
54

Compared to Baum Velocity Limit



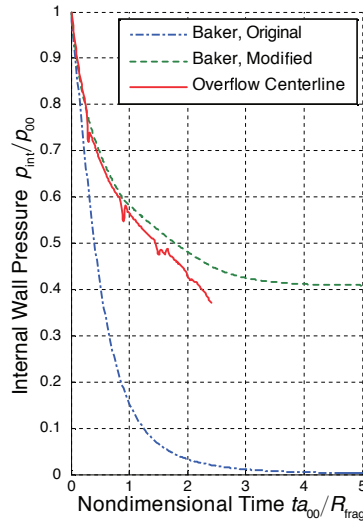
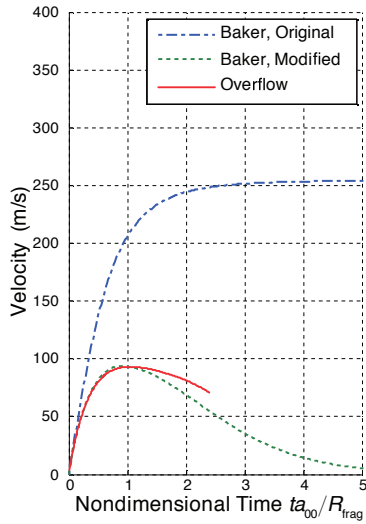
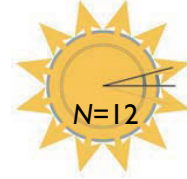
Original Baker Modified Baker OVERFLOW CFD

STS External Tank: External Pressure Effect



## STS External Tank: Sea Level

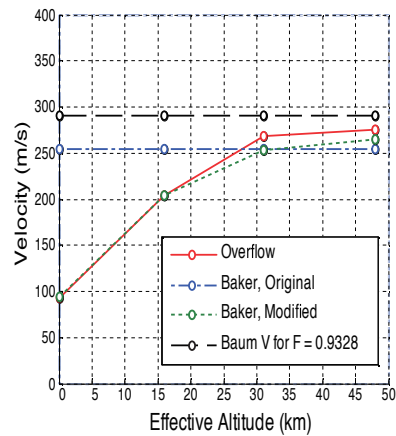
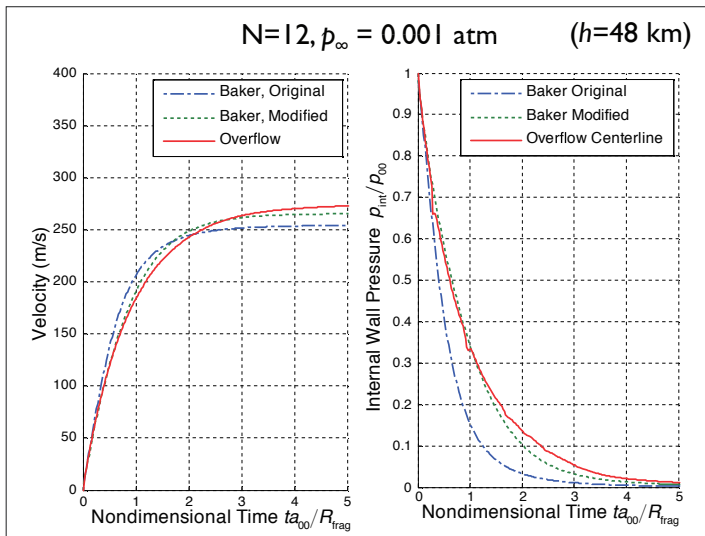
$T_{00}=293\text{K}$ ,  $\Delta p=22\text{ psi}$ ,  $\gamma_{00}=1.4$  (Air),  $R_{\text{gas}00} = 287\text{ J/kg K}$      $p_{\infty}=1\text{ atm}$



Original Baker    Modified Baker    OVERFLOW CFD

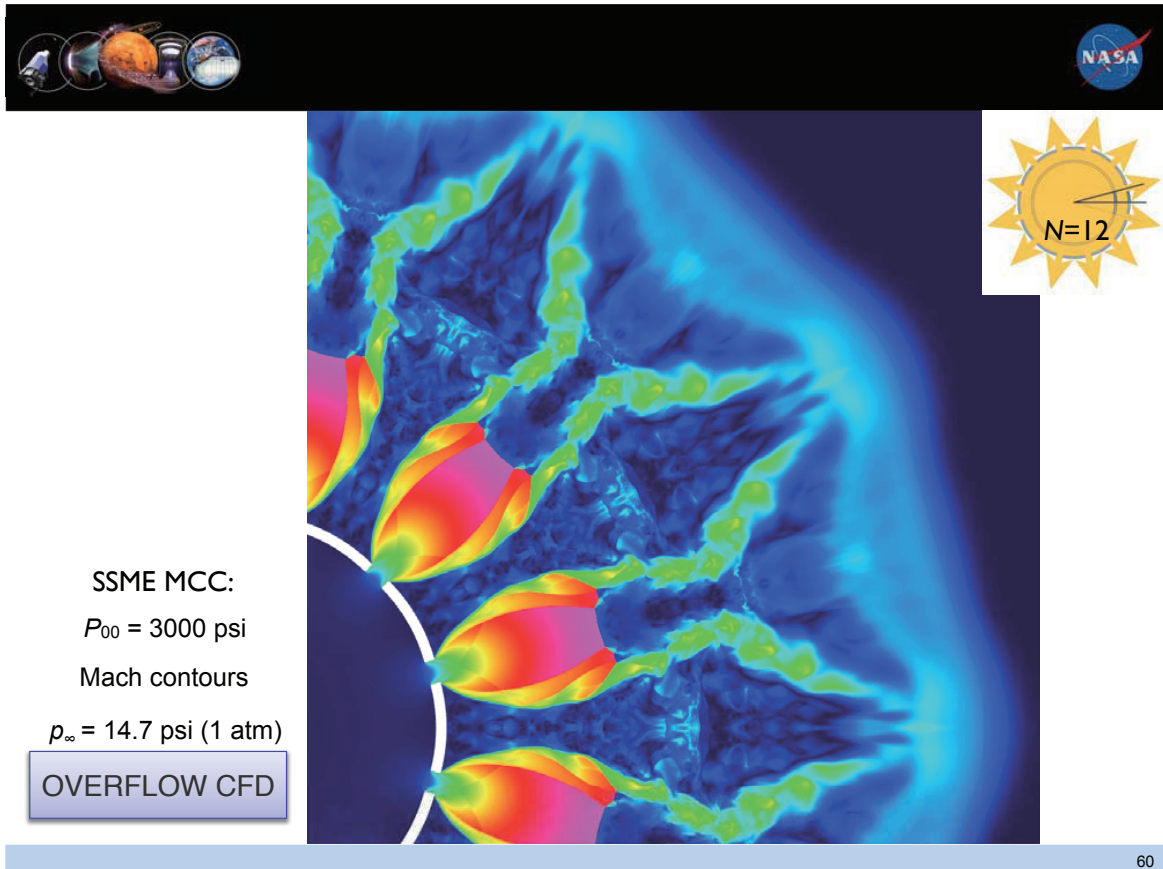
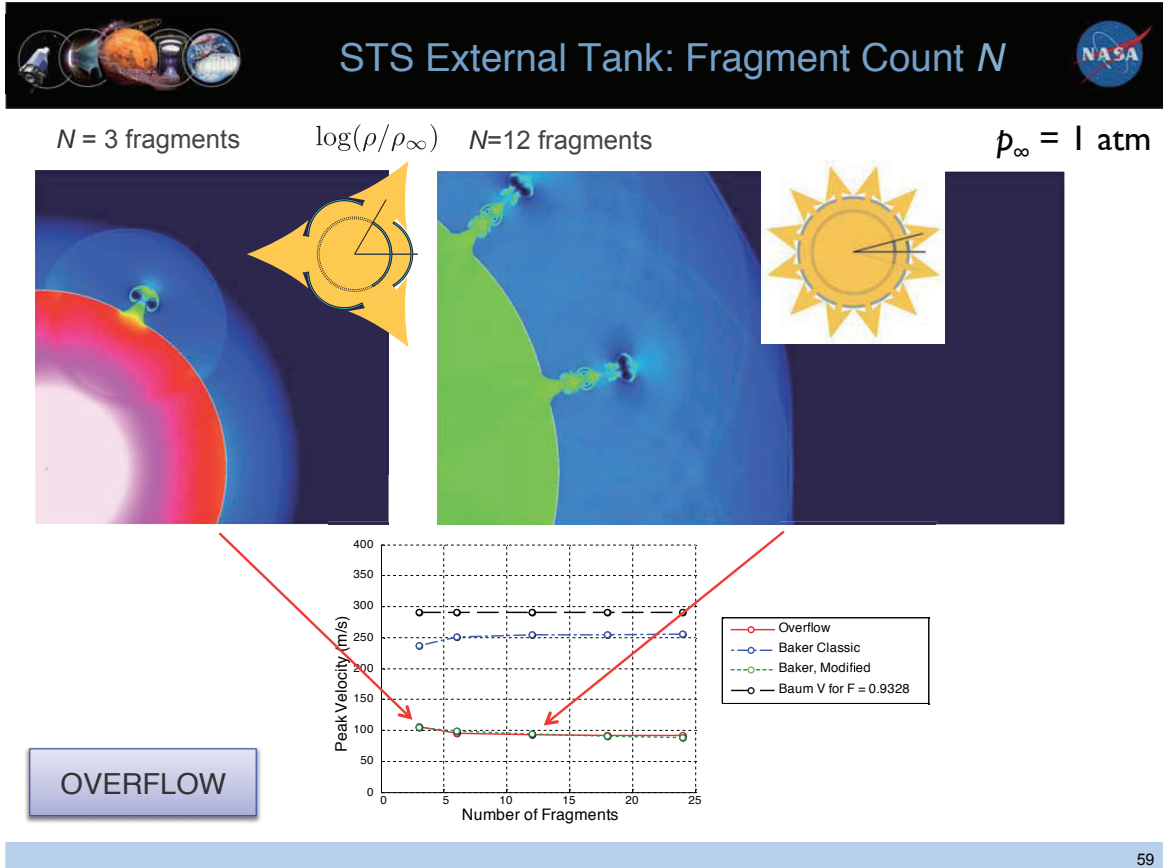
## STS External Tank: External Pressure Sensitivity

$T_{00}=293\text{K}$ ,  $\Delta p=22\text{ psi}$ ,  $\gamma_{00}=1.4$  (Air),  $R_{\text{gas}00} = 287\text{ J/kg K}$   
 External Pressure,  $p_{\infty} = 0.001, 0.01, 0.1, \text{ and } 1\text{ atm}$



1 atm    0.1 atm    0.01 atm    0.001 atm

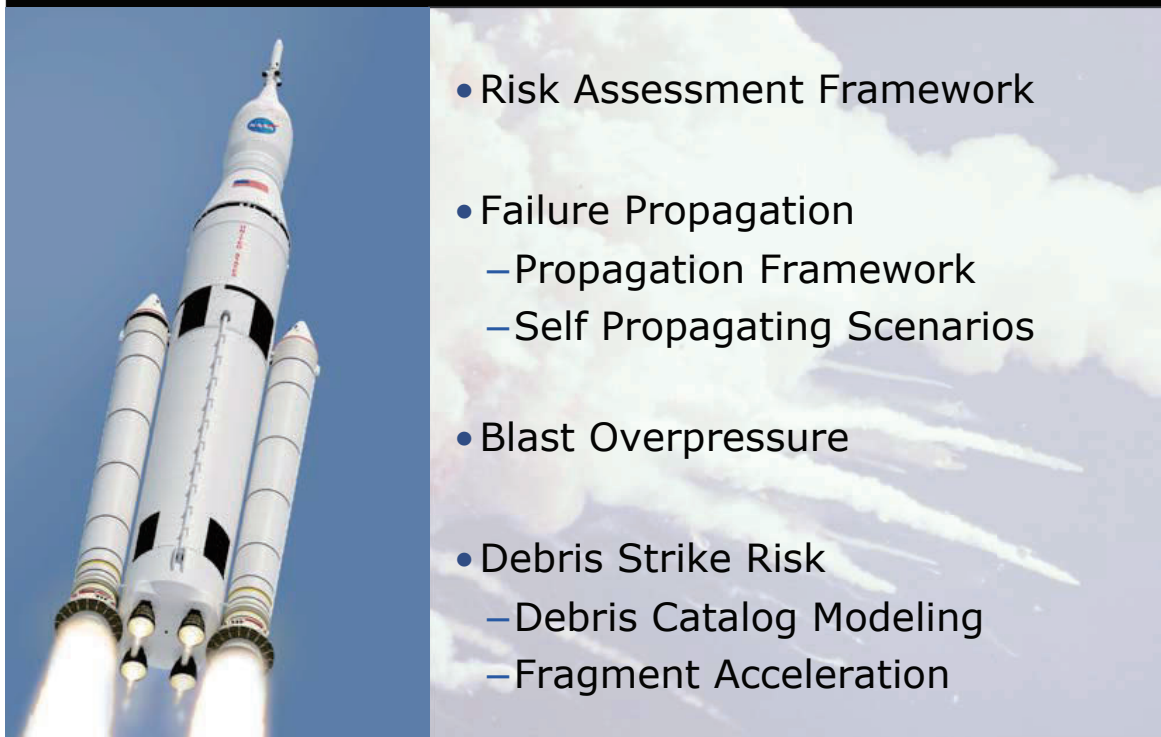
Original Baker    Modified Baker    OVERFLOW CFD





- Tank Burst Simulations
  - Developed CFD-based capability to predict fragment velocity and understand flow field
- Engineering Modeling
  - Better understand limitations of Baker tank burst velocity model
  - Improved Baker Model account for external atmospheric effects and fragment size/curvature
  - Improvements greatest for low altitude tank (low pressure ratio)
- Future Work:
  - Extend Modified Velocity Model
    - To other burst geometries: sphere and tank domes
    - Include effects of cryogenics
  - Apply velocity model results to
    - Debris strike risk assessments
    - Failure propagation analysis
  - Develop fracture sizing models

61



- Risk Assessment Framework
- Failure Propagation
  - Propagation Framework
  - Self Propagating Scenarios
- Blast Overpressure
- Debris Strike Risk
  - Debris Catalog Modeling
  - Fragment Acceleration

62

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-16-005  
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 ～宇宙開発分野でのブレークスルーを目指して～ 後刷集  
Proceedings of Rocket and Space Craft Modeling Laboratory Symposium 2016

---

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28年11月10日  
電 子 出 版 制 作 松枝印刷株式会社

©2016 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.

---

