

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
(社会連携講座)シンポジウム
シミュレーション技術の新展開
後刷集

東京大学工学系研究科

ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー(社会連携講座)

宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学(JEDI)センター

2014年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

まえがき

本シンポジウムは、東京大学大学院工学系研究科、航空宇宙工学専攻ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー（社会連携講座）と宇宙航空研究開発機構（JAXA）の情報・計算工学（JEDI）センターの共催で開催されました。ロケット・宇宙機モデリングラボラトリーは、2013年4月に発足しましたが、第一期ロケットエンジンモデリングラボラトリー（2008年度～2012年度）の後継として第二期5年間の活動を行う予定です。本シンポジウムでは、期の変わり目にあたり、新社会連携講座の経緯と体制に加えて、その狙いを関係者に広く認知していただくとともに、招待講演者からは、これまでの我が国のロケット開発の経緯、現状でのロケットエンジンの技術的課題、数値シミュレーションの品質保証の観点から課題になっていることを話題提供していただきました。

新講座には、(1)有人安全性、(2)接触・摩擦現象、(3)推進薬熱流動現象、(4)反応性熱流動現象の4つの研究グループがあります。この研究グループは本講座とJEDIとが主体になり、東大の航空宇宙工学専攻、機械工学専攻をはじめとして、他大学・研究機関および関連企業の研究者により構成されていて、定期的で開催されている研究会を中心として活動しております。午前中のセッションでは、各研究グループの活動概要の紹介がありました。本講座設置の目的は、ロケット・宇宙機シミュレーションの物理・数学モデルの開発を行い、世界トップレベルの研究を行うことにありますが、それに加えて、ALL-JAPAN 研究体制を構築することも大きなミッションの一つと考えております。その意味で、本シンポジウムを通して関心をもっていただいた場合には、一人でも多くの方が研究会に参加していただけることを熱望しております。

最後に、本シンポジウムの開催に絶大なご協力をいただいたJEDIセンターの皆様、招待講演をお引き受けいただいた皆様、ご参加いただいた皆様にこの場をお借りして深く御礼申し上げます。

東京大学大学院工学系研究科 社会連携講座
特任教授 酒井信介

東京大学工学系研究科

ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー（社会連携講座）

シンポジウム 「シミュレーション技術の新展開」

目 次

【招待講演】

宇宙輸送システムの企画と開発と数値シミュレーション-----	1
渡辺篤太郎（元 JAXA H-IIA ロケットプロジェクトマネージャ）	
Europe's Access to Space : Past, Present and Future-----	17
Prof. Oskar Haidn（ミュンヘン工科大学教授）	
工学シミュレーションの品質マネジメントと V&V -----	53
吉田有一郎（東芝インフォメーションシステムズ(株)）	

【講演】

有人安全性評価技術の研究、接触摩擦モデリングの研究-----	83
酒井 信介（東京大学）	
反応性熱流動モデリングの研究-----	95
石原 洋史（東京大学）	
推進薬熱流動モデリングの研究-----	109
井上 智博（東京大学）	

「ロケット・宇宙機モデリングラボラトリーシンポジウム」
—シミュレーション技術の新展開—

- (1) 日時：平成 25 年 9 月 20 日(金) 10:00-17:00
 (2) 場所：東京大学 武田ホール(武田先端知ビル 5 階)
 (3) プログラム：

9 月 20 日 (金)

10:00-10:10	小関 敏彦 東京大学 大学院工学系副研究科長	挨拶
10:10-10:25	嶋 英志 JAXA 情報・計算工学センター長 酒井信介 東京大学 社会連携講座特任教授	概要説明
10:25-11:25	酒井信介 東京大学 社会連携講座特任教授 ・ 有人安全性評価技術の研究 ・ 接触摩擦モデリングの研究 石原洋史 東京大学 社会連携講座特任准教授 ・ 反応性熱流動モデリングの研究 井上智博 東京大学 社会連携講座特任准教授 ・ 推進薬熱流動モデリングの研究	講座紹介
11:25-12:00	全体討議	
12:00-13:30	昼 食	Lunch
13:30-15:30	渡辺篤太郎 元 JAXA H-II A ロケットプロジェクトマネージャ 「宇宙輸送システムの企画と開発と数値シミュレーション」 Prof. Oskar Haidn ミュンヘン工科大学教授 「Europe's Access to Space : Past, Present and Future」	招待講演
15:30-15:45	休 憩	Coffee Break
15:45-16:45	吉田有一郎 東芝インフォメーションシステムズ(株) プロフェッションエグゼクティブ CAE スペシャリスト 「工学シミュレーションの品質マネジメントと V&V」	招待講演
16:45-17:00	渡辺紀徳 東京大学 大学院工学系研究科教授	閉会挨拶

発表内容

2013年9月19日
ロケット・宇宙機モデリング
ラボラトリーシンポジウム

宇宙輸送システムの企画と開発 と数値シミュレーション

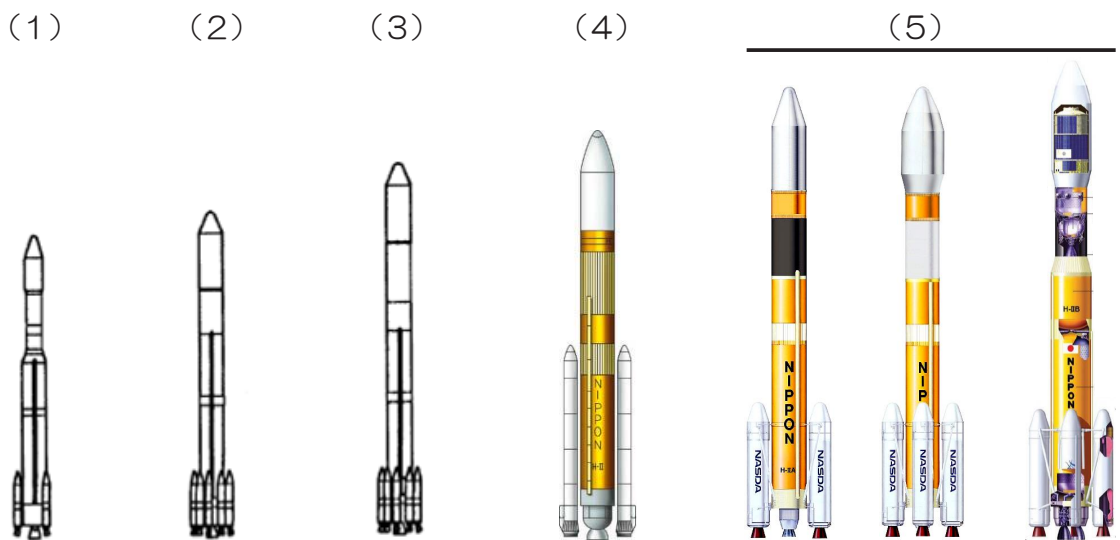
1. N・H系ロケットの歴史と現状
2. 宇宙輸送システムの
 - a. 開発と数値シミュレーション
 - b. 企画と数値シミュレーション



渡辺篤太郎
元H-IIAプロジェクトマネージャ

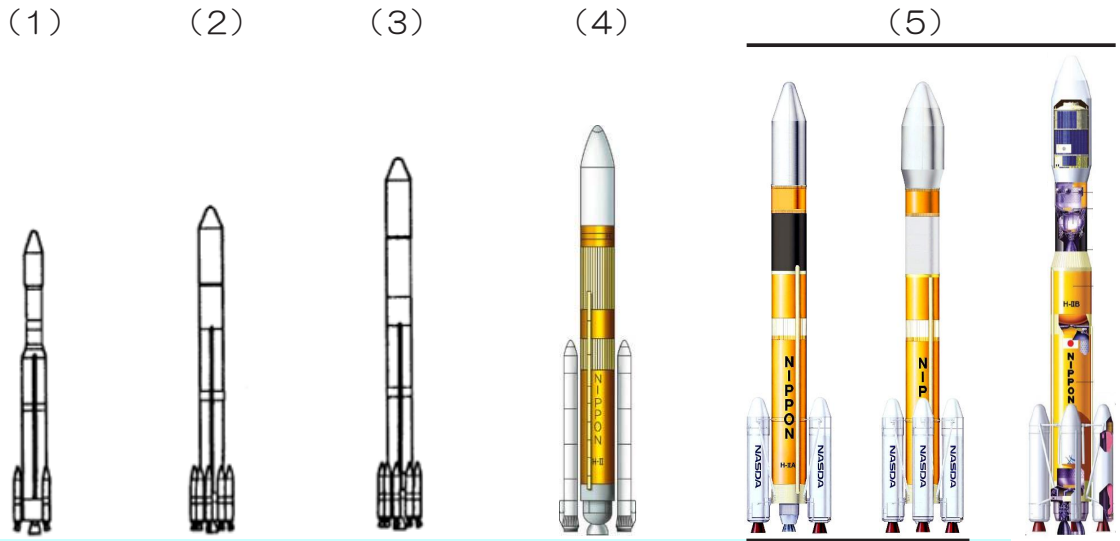
出展：JAXAデジタルアーカイブス

N・H系ロケット



名称：	N-I	N-II	H-I	H-II	H-IIA	H-IIB
静止衛星打上げ能力(トン)：	0.135	0.35	0.55	2	2 ~ 3	4
初号機打上げ(年)：	1975	1981	1986	1994	2001	2009

開発目的 (1)



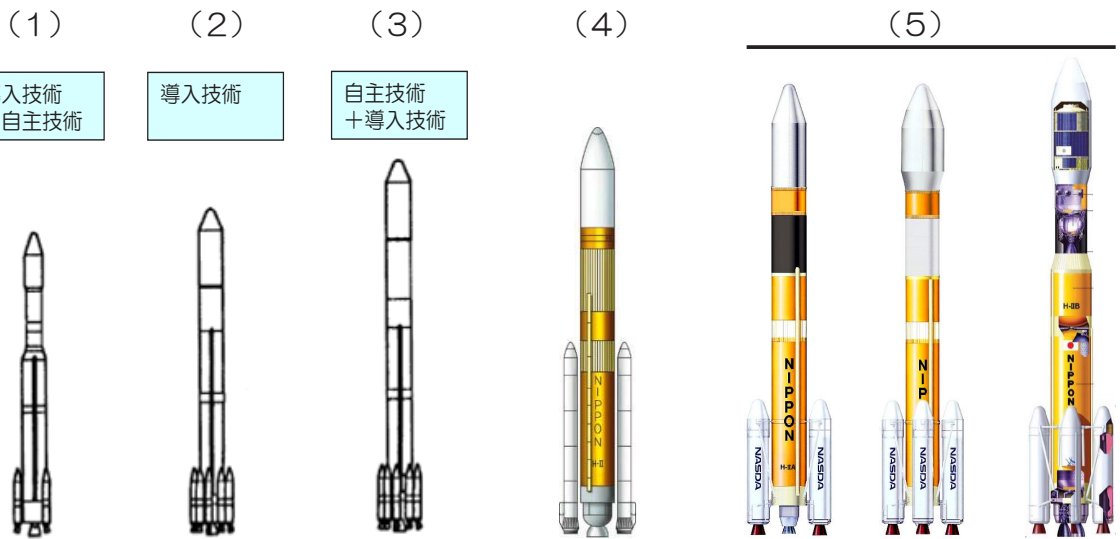
名称： N-I N-II H-I H-II H-IIA H-IIB

静止衛星打上げ能力(トン)：
 0.135 0.35 0.55 2 2 ~ 3 4

開発目的

打上げ能力の向上 (= 打上げ需要への対応)

開発目的 (2)



名称： N-I N-II H-I H-II H-IIA H-IIB

開発目的

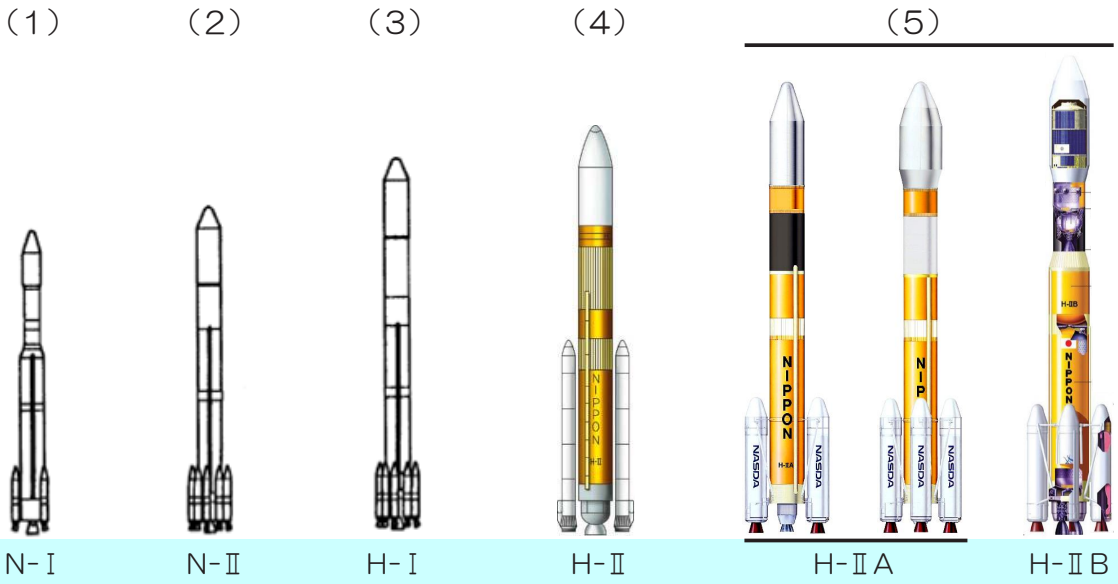
自主技術の研究開発
 ○ 第2段 (液酸液水推進系)
 ○ 慣性誘導システム
 ○ 第3段固体ロケット

全自主技術
 H-Iの技術を基に
 開発

公称：H-IIの改良
 実質：再設計・再開発

自主技術の涵養

開発目的 (3)

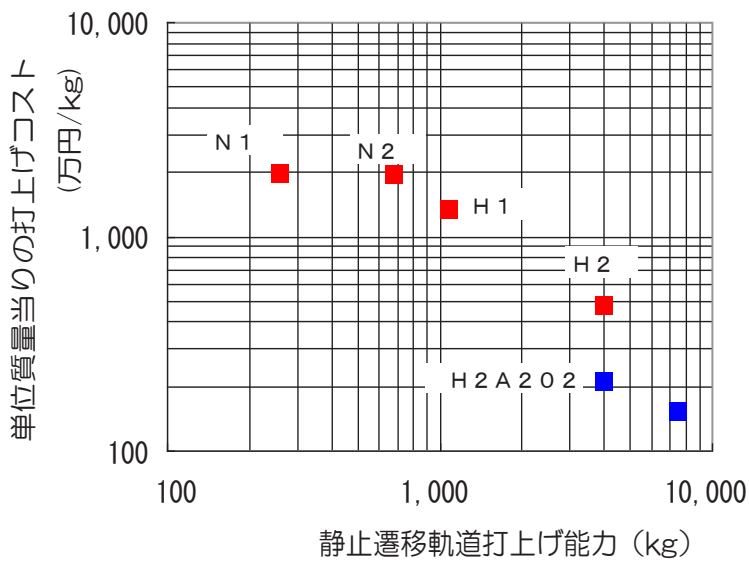


開発目的

宇宙輸送コストの低減

4

N・H系ロケットの打上げコストの推移



◆ N1～H2Aの開発で、
単位質量当りの打上げ
コストは1/10以下に
低減。

注記: 1. データの出展 Space Note '98
2. N1, N2, H1 ロケットの打上げは機体コストの15%と仮定
3. 物価変動補正無し

出典: A. Watanabe, et al., "The 1998 Krafft A. Ehricke Memorial Paper: H2-H2A Redesign for More Efficient and Active Space Development", IAA-98-IAA.1.1.01, 49th International Astronautical Congress, September 1998

5

宇宙輸送コスト

■ H2Aによる宇宙輸送のコスト

☆ H2Aロケット+アポジ軌道変換：100億円（概略値）

（H2Aのコスト：International Reference Guide 4th Edition, 2004.07他）

☆ 静止衛星打上げ能力 = 2トン

単位打上げ能力当たりの打上げコスト = 100億円/2トン
 = 500万円/kg
 = 5千円/g

☆ 低軌道打上げ能力 = 10トン

単位打上げ能力当たりの打上げコスト = 100億円/10トン
 = 100万円/kg
 = 1千円/g

6

宇宙開発のコストと効果

例：静止気象衛星（ひまわり）

■ 打上げ費等

- 衛星の製作費，打上げ整備費等
 - ロケットの製造・打上げ費
- } = 合計300億円と仮定

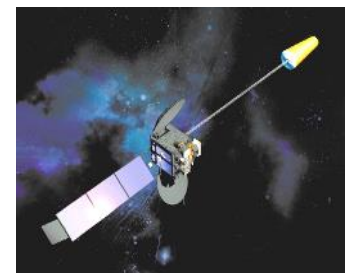
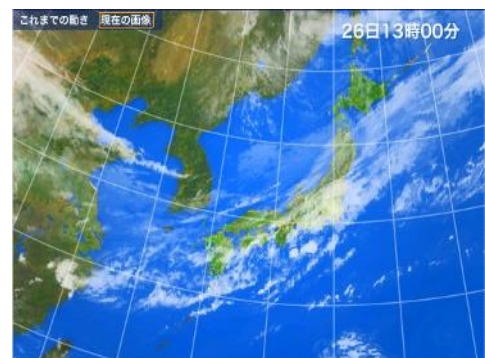
■ 効果

- 正確な気象情報は，国民全員が必要。
- 納税者にとって300億円の静止気象衛星打上げ事業の負担は？
 $300\text{億円} / (1.2\text{億人} \times \text{衛星寿命}5\text{年}) = 50\text{円/人}\cdot\text{年}$
- 「ひまわり」は世界気象監視計画の一翼。アジア・西太平洋域内各国の気象情報を提供。受益者（上記の分母）は上記より遥かに大。

■ 提言

- 開発努力を継続・強化すれば，上記のような分野が逐次増加。

出展：気象庁HPおよび(株)ウェザーニュースHP



ひまわり6号

7

H2Aのコスト低減の効果

■ H2A開発における打上げコスト低減

- H2ロケット : 190億円（概略値）
- H2A・Bロケット : 100億円（概略値, 各型平均）
（出典：International Reference Guide 4th Edition, 2004.07他）
- 打上げ費削減額/機 : -90億円/機
- 現在までの打上げ機数 : 26機（H2A22機（内1機失敗）, H2B4機）
- 打上げ費削減額 : 26機 × 90億円/機 = 2340億円削減 > H2Aの開発費

■ 打上げ頻度（≡ 宇宙開発の活性度）

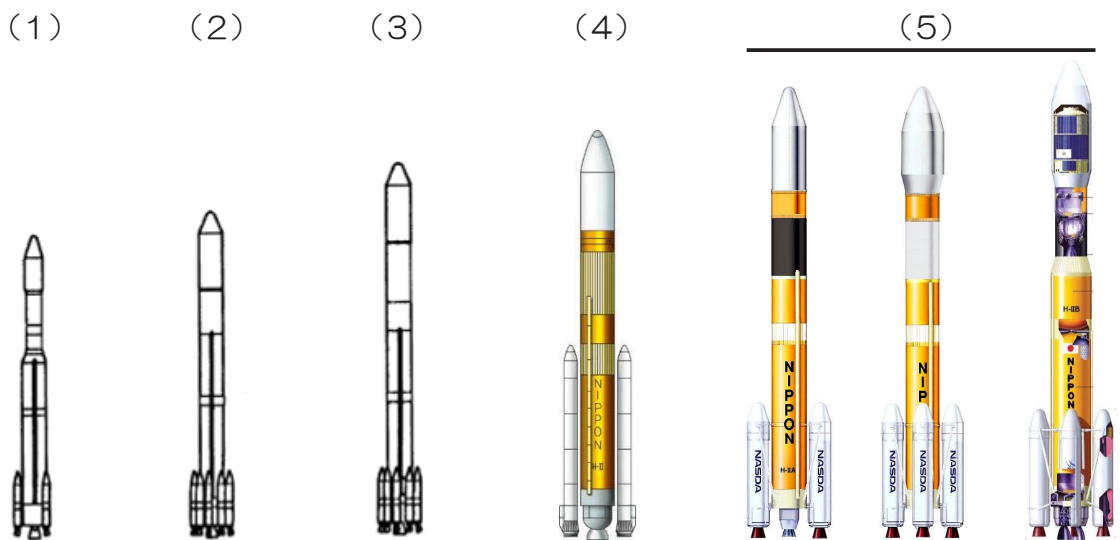
- N1～H2の時代：25年間に31機打上げ = 1.1機/年
- H2A以降：12年間に26機打上げ = 年間2.2機/年

■ 考察

- ロケットの開発には多額の資金を要するが、投資した以上の効果を生むことは可能
- 打上げコスト低減により、宇宙開発をより活性化することは可能（事業規模増は可能）

8

開発目的（4）



名称： N-I N-II H-I H-II H-II A H-II B

H-II ↓ 2機失敗
H-II A ↓ 1機失敗

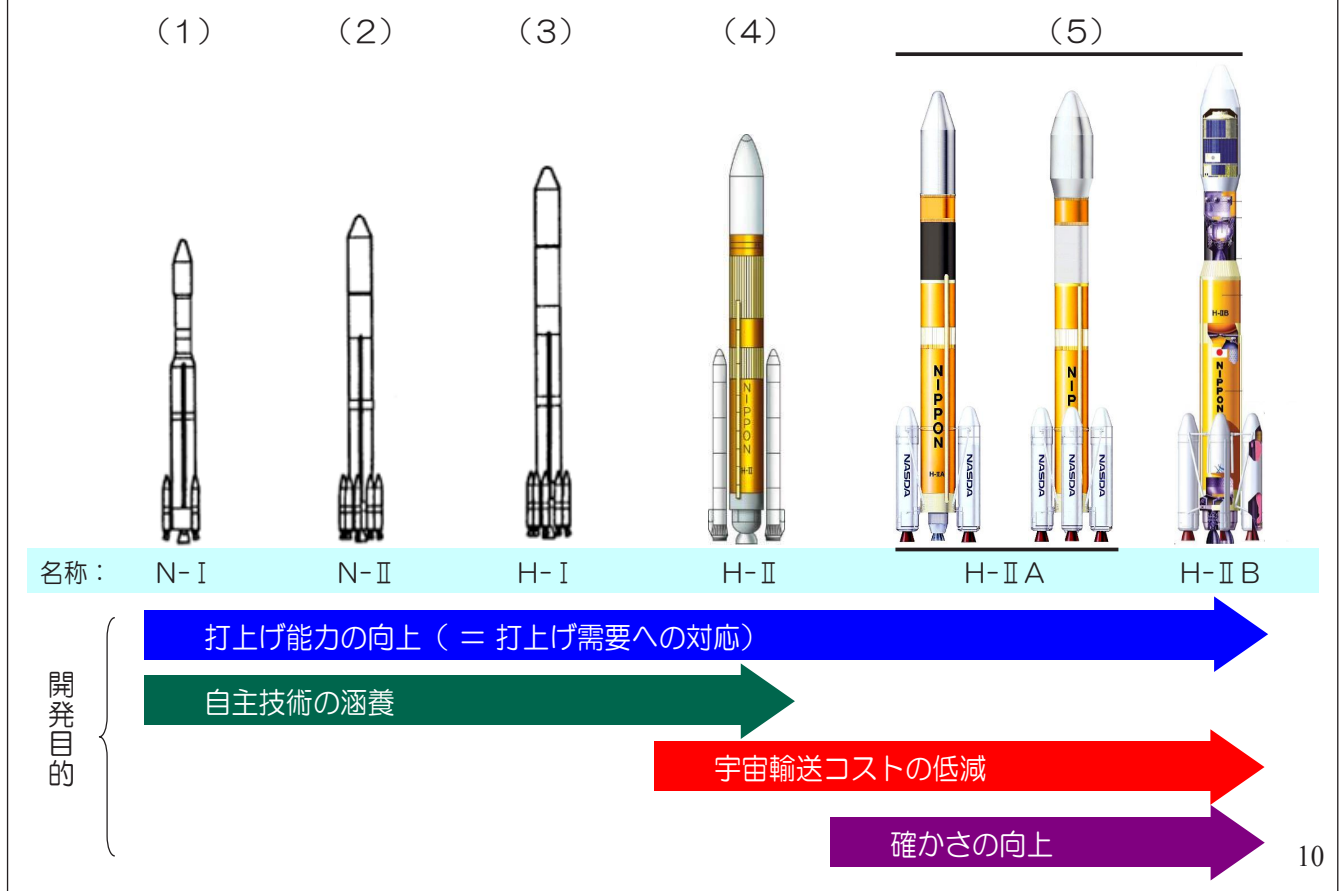
開発目的

確かさの向上

ミッション達成率：95%

9

開発目的 (5)



N・H系ロケットの開発・打上げスケジュール

項目 \ 年度	1966	1971	1976	1981	1986	1991	1996	2001	2006	2011
	S41	S46	S51	S56	S61	H3	H8	H13	H18	H23
主要イベント		△米アポロ11号月面に着陸・帰還 △中国、自国ロケットにより衛星打上げに成功(世界で5番目) △英国、自国ロケットにより衛星打上げに成功(世界で6番目)								凡例: △打上げ成功 ▲打上げ失敗
		△L-4S型ロケット5号機によりわが国初の衛星打上げに成功(ソ連、米国、フランスに次いで世界で4番目) △M-4S型ロケット打上げ成功(2号機)								
		▽「宇宙開発に関する日米協力に関する交換公文」締結 ▽宇宙開発事業団設立								▽宇宙航空研究開発機構設立
			△△ わが国の実用衛星3機を米国のロケットで打上げ							
Nロケット(N-Iロケット)		1 2 3 4 5 6 7 △△ △△ ▲△ △								
N-IIロケット			1 2 3 4 5 6 7 8 △△ △△△△ △△							
H-Iロケット				1 2 3 4 5 6 7 8 9 △ △△△ △△△ △△						
H-IIロケット					1 2 3 4 6 5 8 △△△ △ △▲ ▲					
H-II Aロケット						4 9 11 17 △ △ △△ △	1 2 3 5 6 7 8 10 12 14 15 16 18 19 △△△△ ▲ △△△△△ △△△△△			
H-II Bロケット								1 2 △ △		

出典: 宇宙開発計画他

現状と課題

■現状

- わが国のロケットは、世界の主要ロケットに比肩するレベル。
- 継続的に開発プロジェクトを実施。
- その開発をほぼ同じチームが担当。

■課題

- 次の目標に向かって宇宙輸送システム開発を牽引するものは？
- 開発が途切れた。
- 世代交代が進んだ。
- 厳しい財政状況。

■数値シミュレーションで課題に対処！

- ☆ 革新的なシステム、サブシステムを検証，開発
- ☆ 過去の開発を再現，体験
- ☆ 小さいコストで，短期間に

12

宇宙輸送システムの開発段階

■ 開発の基本：

Test as you fly! Fly as you tested!

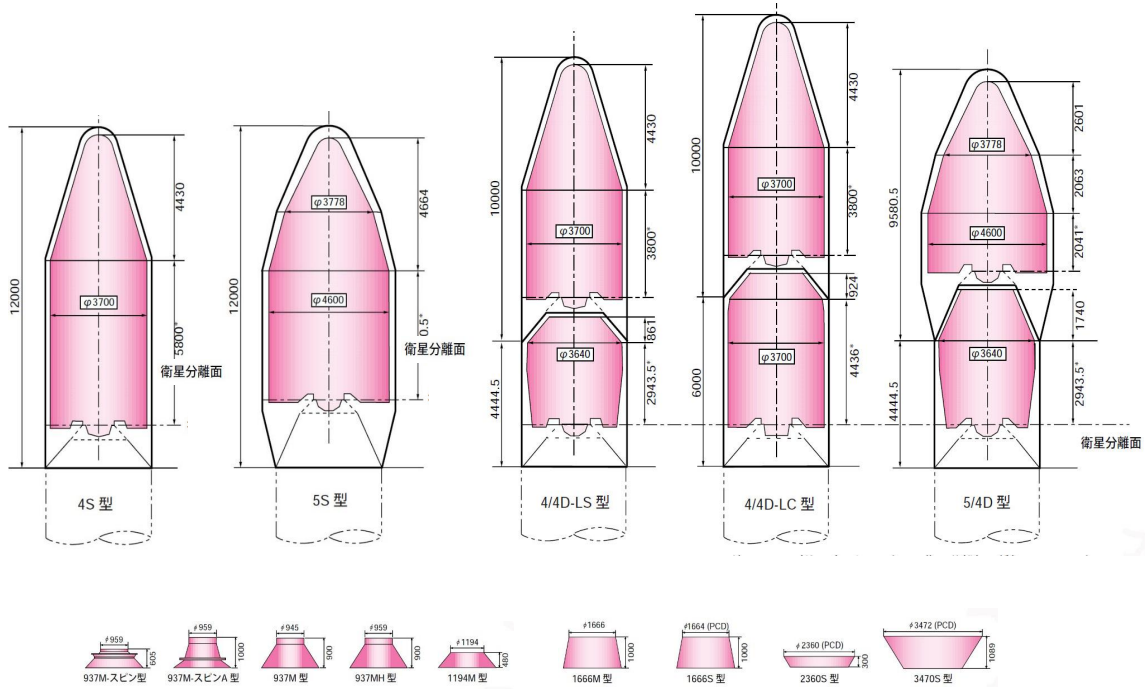
End to End Test.

◆ 実はフレーズの通りに開発を行うことは難しい。

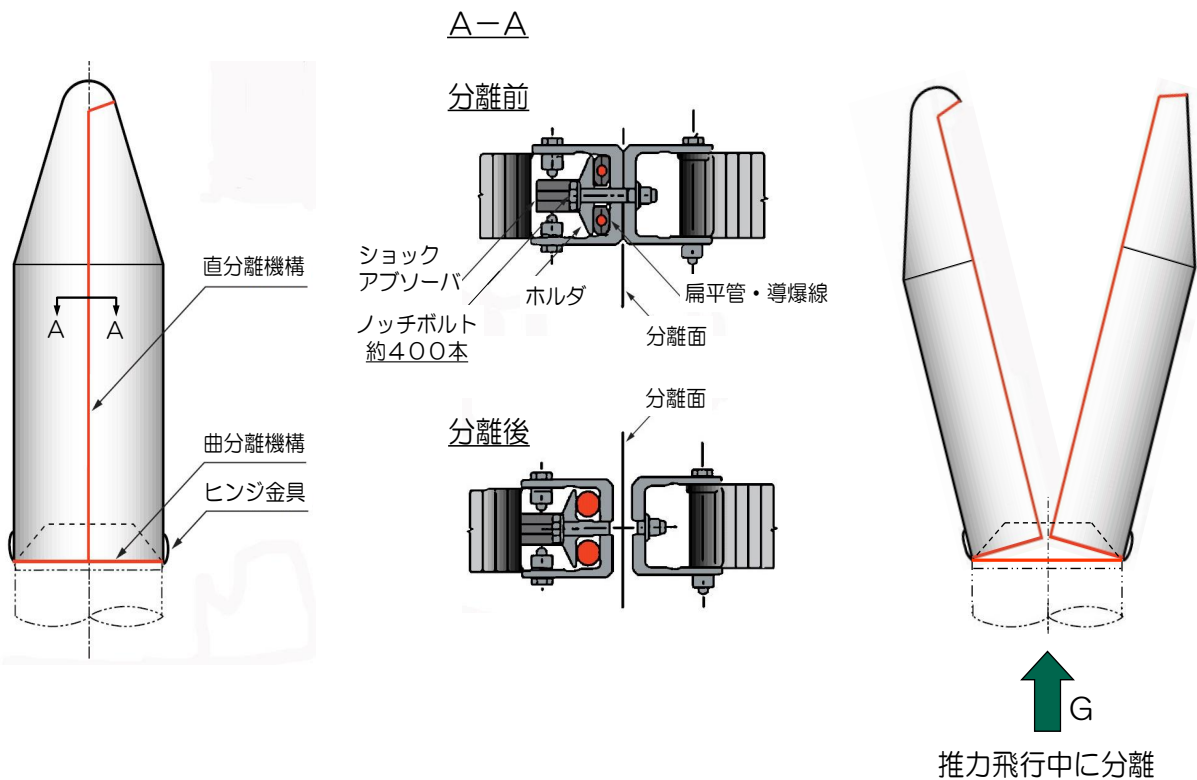
- ロケットは元来真空・無重力中で動作するシステム
- 開発環境は、一部を除いて大気中，1気圧，1G環境
- 実飛行では，空気力，空力加熱，真空，高加速度，無重力，振動等が複合作用
- 供試体の開発費，試験費は高額（可能な範囲で省略せざるをえない）

13

H2Aの衛星フェアリングと衛星分離部



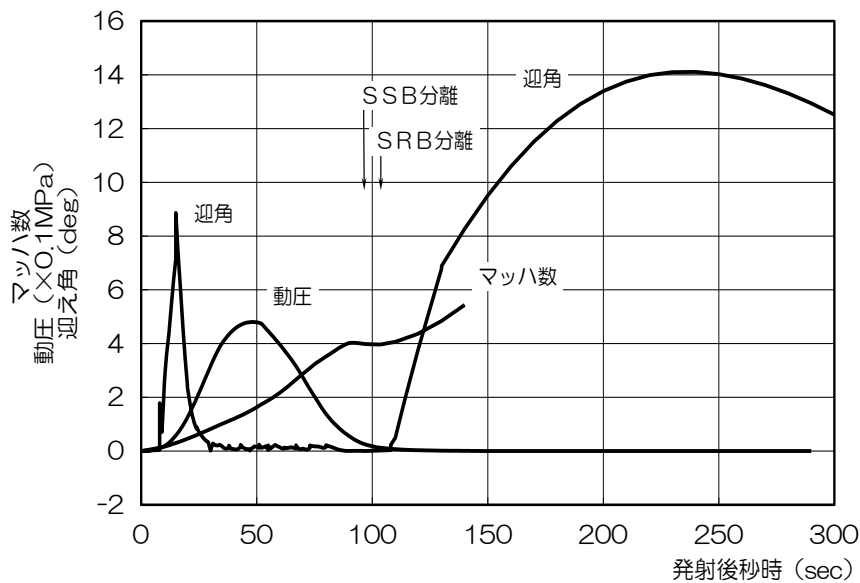
H2A衛星フェアリングの分離機構



H2F3の飛行シーケンス（ノミナル飛行経路）

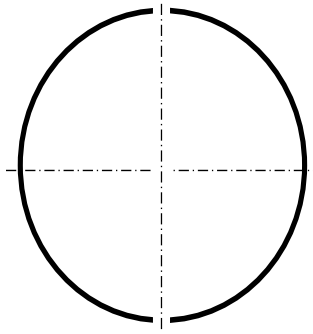


H2F3の飛行シーケンス（ノミナル飛行経路）

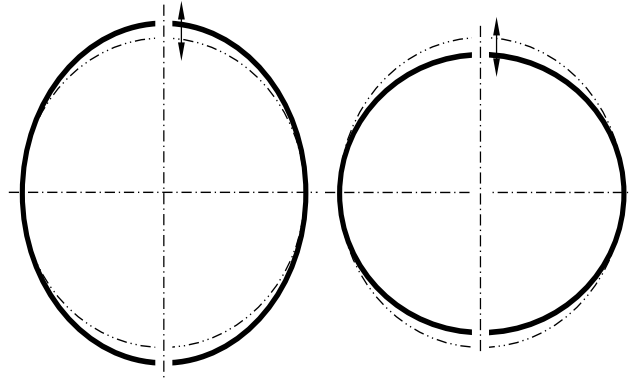


- ・ノミナル飛行経路：標準風モデルに対して設計。
- ・打上げ時の風向，風速は必ずしも標準風モデルに一致しない。
→ フェアリングが受ける空力加熱は不均一。

打上げ前と分離時の状態



発射前（製作時）：
半円筒を結合した円筒



分離時：

- 歪んだ半円筒を結合して強制的に円筒にした状態
- 結合を解除すると半円筒はハネ運動

18

衛星フェアリングの開発試験

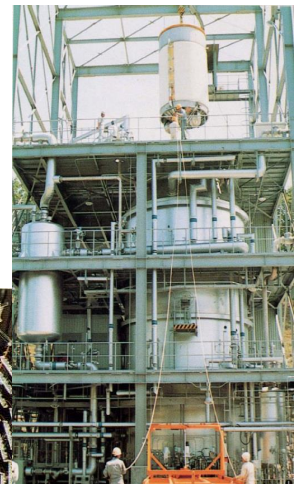


開頭・分離試験（大気中）

- 空力加熱模擬
 - 低圧、冷暗黒模擬
- 注記：H2のフェアリング
開発で実施



タンク熱特性試験設備（TETS）
角田ロケット開発センター設備。撤去済み



19

衛星フェアリングの課題

- 分離時にフェアリングが衛星に接触しないように衛星包絡域（衛星が利用できる領域）を設定。← 分離運動の推定精度
- 大気中での分離試験。大気が分離運動に影響。
- TETSによる空力加熱模擬、低圧模擬、冷暗黒模擬試験。設備の制約有り。
（この設備は撤去済み。同様の試験をするためには設備の新設が必要。一連の開発・試験を実施した世代はリタイア。）
- 衛星フェアリングは多種多様。一部の機種の実験結果を基に、解析評価で保証している機種が多い。

- 現フェアリングの実力（成功と失敗の境界）は未知。
例えば、一部のノッチボルトが切れなかった場合、フェアリングは分離されるか。
フェアリングの分離運動はどうなるか。一部とはどの程度か。

- 実施可能な試験・検証や持っているデータベースを前提に設計・開発すれば、今後も衛星フェアリングの開発は可能。ただし、現システムの改良の域を出られないであろう。
- 飛躍的に高信頼性で、大幅に開発・製造コストが低く、かつ非常に軽い革新的な衛星フェアリングの開発を可能に！

20

宇宙輸送システムの企画段階

- さまざまなコンセプトをトレードオフ（システムの場合、サブシステムの主要諸元）

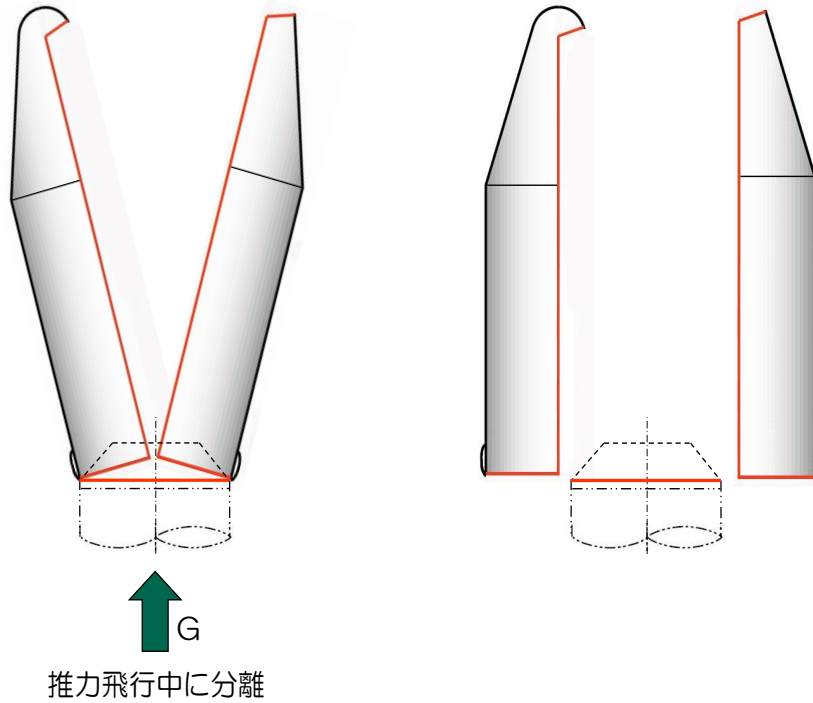
- ◆ 予算が極めて少ない。
- ◆ 提案やトレードオフは、開発経験者の知見、過去の開発データ、文献情報等に基づく。
→ 相応の試作試験に基づくものもあるが、多くの課題は「開発段階で確認」。
開発段階で開発と研究を同時並行的に実施。ときに開発遅延や開発費増の一因。
- ◆ 「確実な開発」を期す。
→ 革新的なコンセプトや新技術を取り入れにくい。
- ◆ 企画段階で試作試験を伴うトレードオフを実施できれば・・・。

21

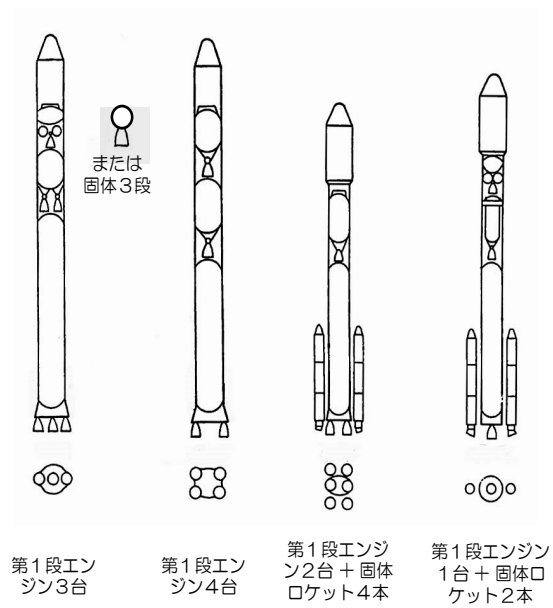
衛星フェアリングの代表的な開頭方式

クラムシェル開頭方式

平行開頭方式

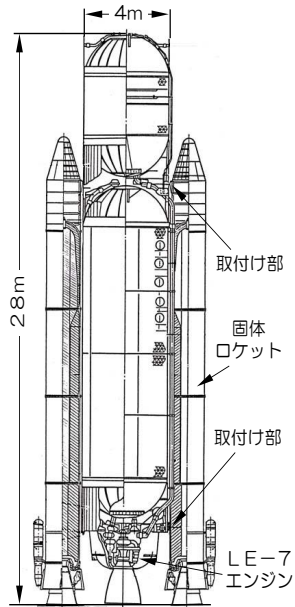


検討途上のH2ロケット案



第1段コアは液酸液水推進系

H2ロケット第1段



企画段階に決めた代表的な諸元：

- ◆ LE-7単基 + 大型固体ロケット2本
- ◆ 液水タンクの外に固体ロケットを取付け
低燃速固体推進薬，セグメント方式
上部に円筒部を追加
- ◆ LE-7のコンセプト（燃烧室周りの艤装）
- ◆ 分離型タンク
上に酸素タンク，下に水素タンク
- ◆ 半球鏡板
- ◆ 射点で実機の燃烧試験実施

24

第1段実機型タンクステージ燃烧試験

◆ 試験実績

試験回数 : 6回

最長燃烧時間 : 353秒

◆ 実飛行との違い

- ・ 実際の打上げより厳しい環境
- ・ 片持ち
- ・ 常に大気中
- ・ 推進薬供給配管内加振

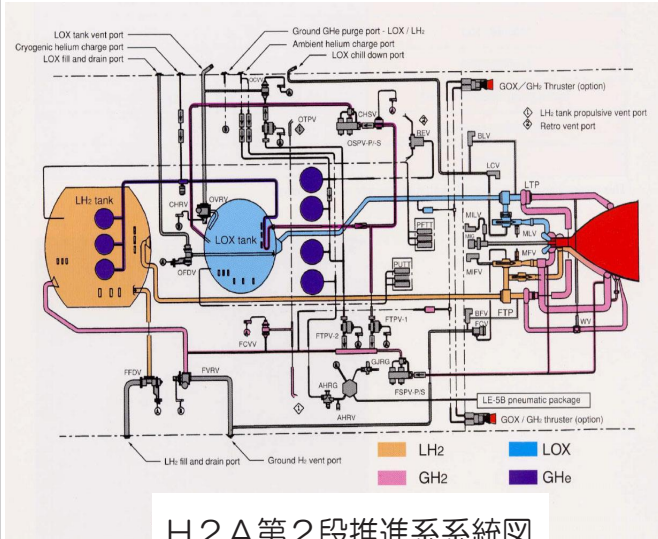
◆ 大事故が起きれば，射場にも大きなダメージ

（完成されたロケットでも打上げ失敗の可能性有り）



25

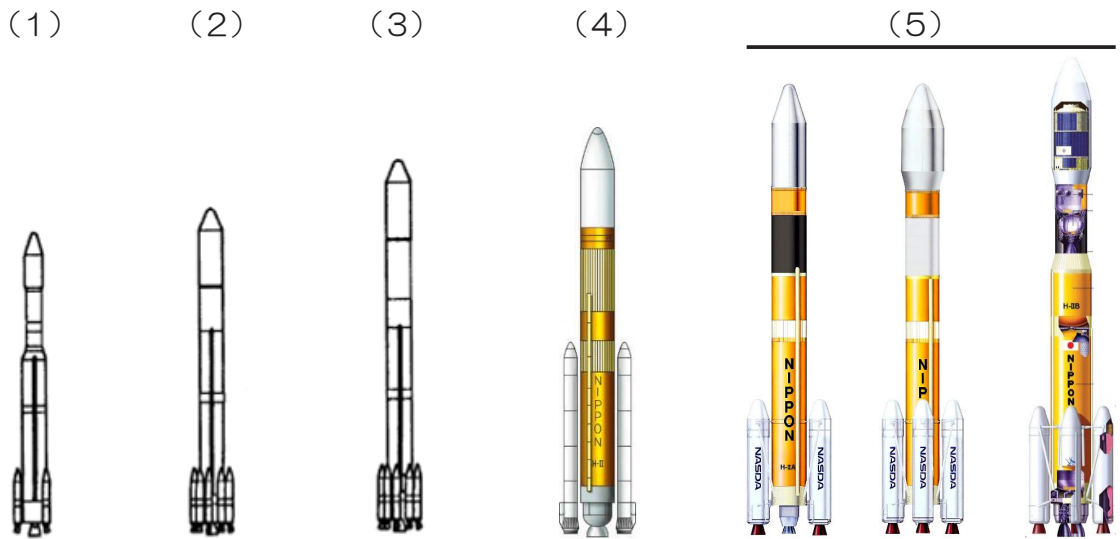
推進系開発の課題



H2A第2段推進系系統図

- ◆ エンジン単体燃焼試験で構築した起動シーケンスではエンジンが正常に起動せず。シーケンスを再構築。
 - ◆ 流体励起振動が発生。配管ルート変更，固定位置変更等。
 - ◆ 機体・エンジン連成振動特性の確認。酸素供給配管内の液酸を強制加振。
 - ◆ エンジン停止タイミングの最適化。残留推進薬の最小化。
 - ◆ タンク加圧ディフューザの不的確な特性により液水タンク加圧開始時にタンク圧急低下。ディフューザ再設計。
- ✓ 配管の径は最適か（必要十分で，最小の径）
 - ✓ 配管のルートは最適か（無用な圧損，意図しない脈動や旋回流等）

N・H系ロケット



名称：	N-I	N-II	H-I	H-II	H-IIA	H-IIB
静止衛星打上げ能力(トン)：	0.135	0.35	0.55	2	2 ~ 3	4
初号機打上げ(年)：	1975	1981	1986	1994	2001	2009

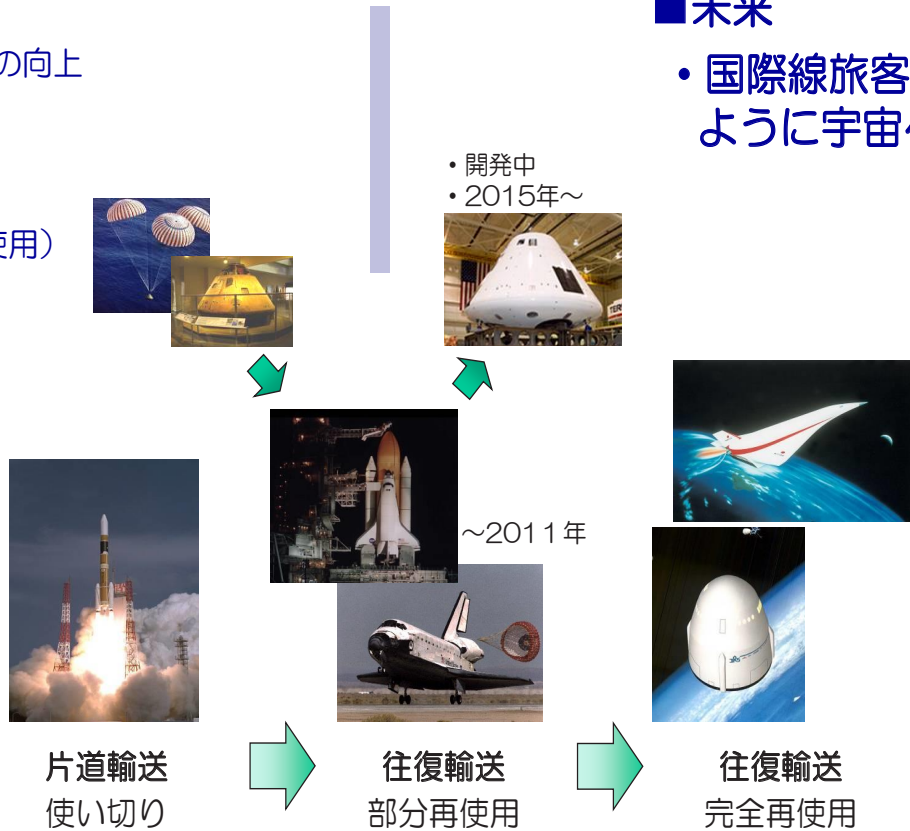
宇宙輸送の現状と未来

■課題

1. 打上げ成功率の向上
2. コストの低減
3. 回収・再使用
(往復輸送と輸送機の再使用)

■未来

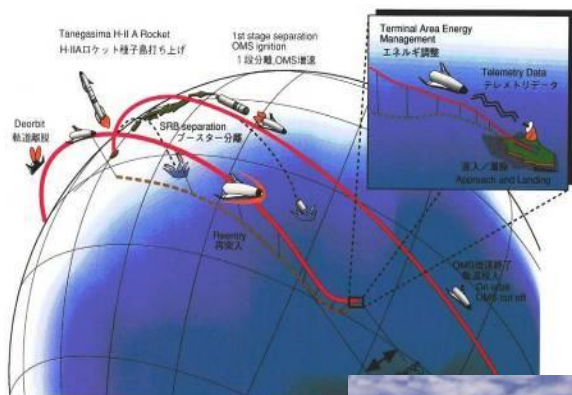
- 国際線旅客機のように宇宙へ



28

再使用宇宙輸送システムの研究

宇宙往還技術試験機 (HOPE-X)



- ロケットで打上げる無人ミニシャトル。
- 研究計画終了



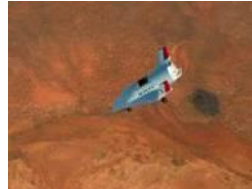
OREX



HYFLEX



ALFLEX



HSFD1



HSFD2



スケールモデルによる試験研究

29

まとめ：数値シミュレーションに対する期待

開発段階：

- 実飛行状態を真に実現できる手段は、数値シミュレーション
 - ・ 開発試験を代替できるレベルの数値シミュレーションの実現を
 - ・ 打上げ成功率の向上，開発期間の短縮，開発コストの低減を
 - ・ 過去の解決と手法の再発見，再創造を

企画段階：

- 数値シミュレーションで，
 - ・ 少ない経費で，短時間に，多数の案の検証を
 - ・ 革新的なコンセプトや新技術を取り入れて，新次元の宇宙輸送システムの実現を
 - ・ 過去の解決と手法の再発見，再創造を

課題：

- ◆ 数値シミュレーションの結果を如何にして検証するか？
特に飛行実績が無い新技術の場合どうするか？
 - ・ 現行プロジェクトとの共同・協働
 - ・ ？

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

Oskar J. Haidn

Professor of Space Propulsion,
Institute of Flight Propulsion,
Technische Universität München

- **Early Beginnings**
 - ELDO and Europe
 - Technology Developments
- Things That Went Wrong, ARIANE 1 – 4, ARIANE 5
 - Failures and Description
 - Lessons Learned
- The Present
 - ARIANE 5 ECA, ARIANE 5ES
 - Soyuz in Courou
 - Vega
- Where does Europe go?
 - ARIANE 5ME
 - ARIANE 6
- The Future of LRE Modeling

European Launcher Development Organisation (ELDO)

- Great Britain 1. Stage Blue Streak LOX/Kerosene RZ-2 (2 x 667 kN),
- France, 2. Stage Coralie NTO/UDMH Vexin-A (4 x 66 kN),
- Germany 3. Stage Astris NTO/AZ50 (23,3 kN)

- Launch Pad in Woomera / Australia
- No successful mission > 10 attempts
- Program abandoned 1972



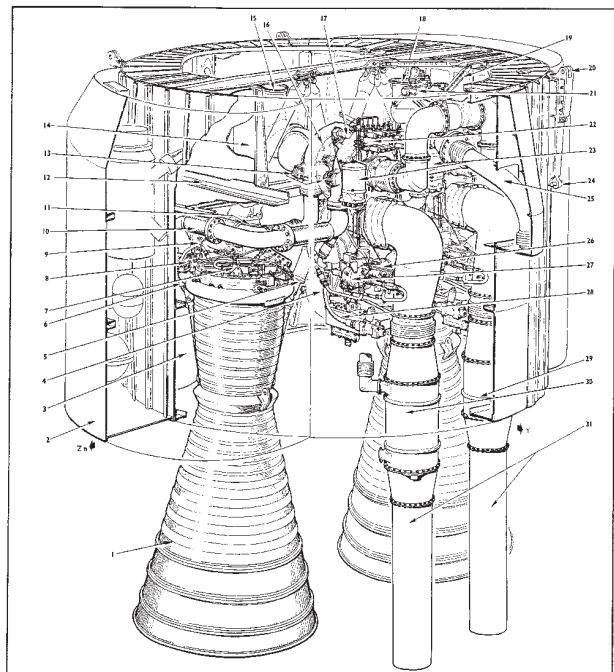
Europe / Stage 1: Blue Streak Engine RZ-2

Developed at Rolls-Royce, based on American S-3 Engine (Rocketdyne)

- Thrust: 667 kN
- Propellants: LOX / Kerosene
- Cycle: GG

Prior to first flight of Europe 1:

- Tests: 30
- Total Test Time 842 s



KEY				
1. Tubular wall thrust chamber.	9. Main lox valve.	17. Reference pressure loader.	25. Main fuel probe.	
2. Equipment fairing.	10. Propellant flexible.	18. Fuel inlet to pumps.	26. Gas generator.	
3. Engine oil tank.	11. Gimbal mounting.	19. Turbopump vee frame.	27. Lox regulator.	
4. Liquid nitrogen bottle.	12. Main motor beam.	20. Attachment to tank bay.	28. Instrumentation box.	
5. Pitch control ram.	13. Pump mounting.	21. Fuel tank valve.	29. Heat exchanger (nitrogen).	
6. Yaw control ram.	14. Thrust bracket.	22. Pneumatic manifold.	30. Heat exchanger (gox).	
7. Igniter fuel valve.	15. Lox inlet to pumps.	23. Engine relay boxes.	31. Turbine exhaust.	
8. Main fuel valve.	16. Lox pump.	24. Launcher bracket.		

Reference: JBIS May 1991

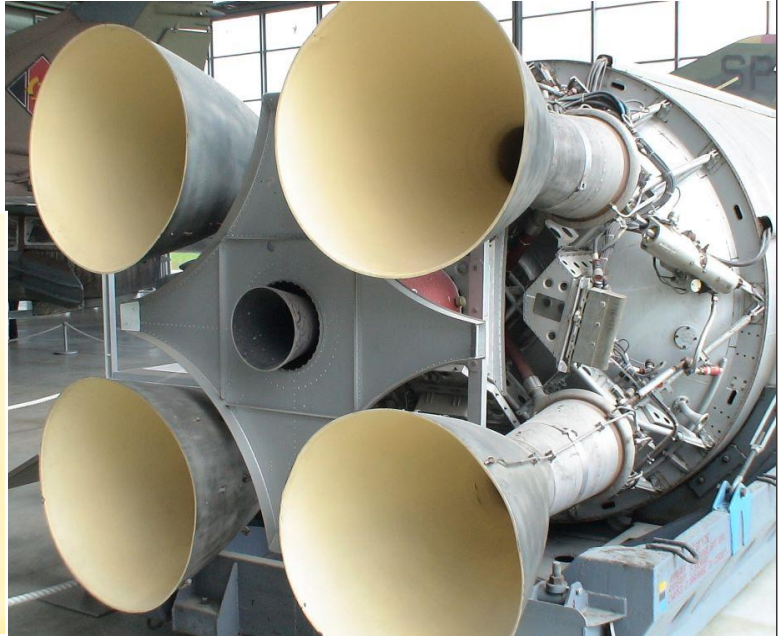
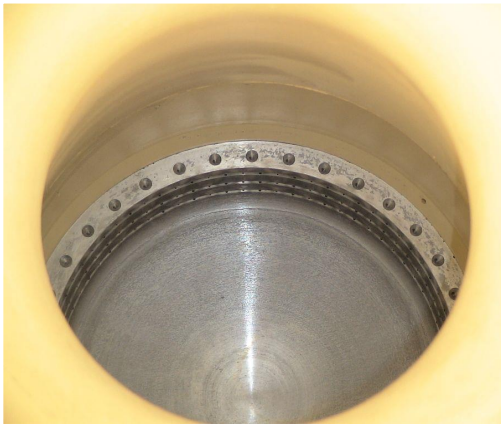
Europe / Stage 2: Coralie Engine Vexine-A

Reference: Haeseler,
Deutsches Museum
Schleissheim

Developed at Snecma (H. Bringer)

First flight: Europe 1 F6 (1967)

- Thrust: 265 kN
- Propellants: N₂O₄/UDMH
- Cycle: GG



Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

6

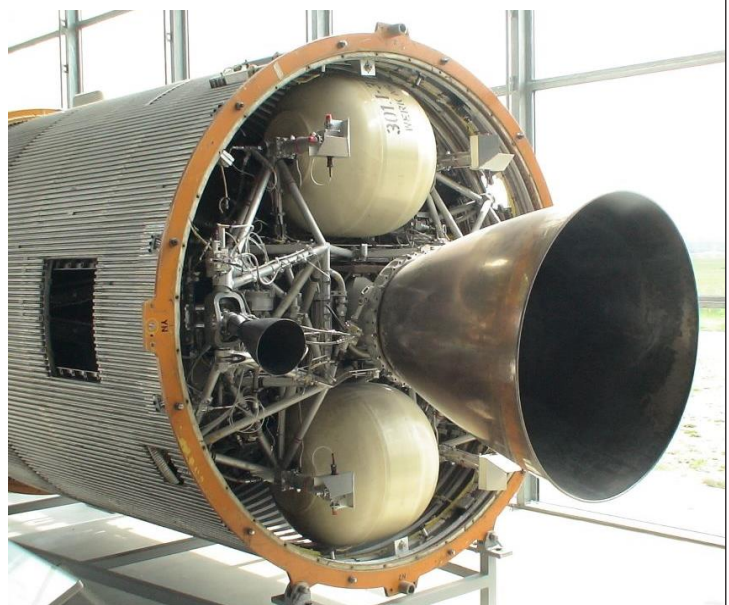
Europe / Stage 3: Astris Engine RZ-2

Reference: Haeseler,
Deutsches Museum
Schleissheim

Developed at MBB / ERNO

First flight: Europe 1 F7 (1968)

- Thrust: 22,5 kN
- Propellants: N₂O₄ / AZ50
- Cycle: pressure-fed



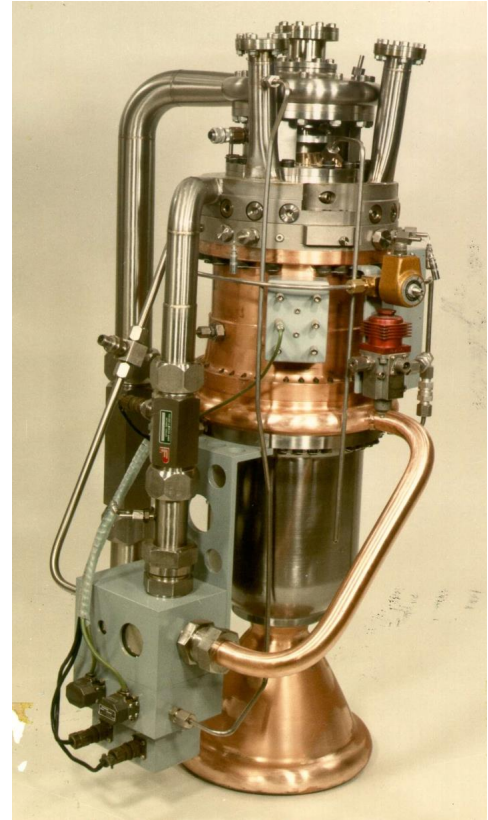
Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

7

P-111 Engine

- LOX / Kerosene Staged Combustion Engine with oxygen-rich Pre-burner
 - Developed at Bölkow / MBB (1956 – 1967)
 - Single shaft turbo-pump, axially integrated with pre-burner and main chamber
 - Main chamber regenerativ cooled with LOX
 - Copper liner, machined cooling channels and galvanic closed with Cu and Ni outer liner
- Thrust: 49 kN (5 – 49 kN)
 - Spec. impulse 306 s
 - Mixture ratio: 2,7 (2.1 - 4)
 - Chamber pressure: 85 bar
 - Pre-burner pressure: 116 bar
 - Pre-burner temperature: 920 K



BORD 1: Demonstration of Regen. Cooling for High Pressure Rocket Engines

Main Design Data:

•Propellants	LOX/LH2	-
•Mixture Ratio O / F	6	-
•Chamber Pressure	205	bar
•Nozzle Area Ratio	10.1	-
•Sea Level Thrust	13	kN

Main Test Results:

•Successfully tested operational range of		
•Chamber Pressure	38-285	bar *
•Mixture Ratio	4-8	-
•Coolant Inlet Temperature	30-210	K
•Coolant Mass Flow	40-215	% **
•Max. Test Time (one single chamber)	360	s

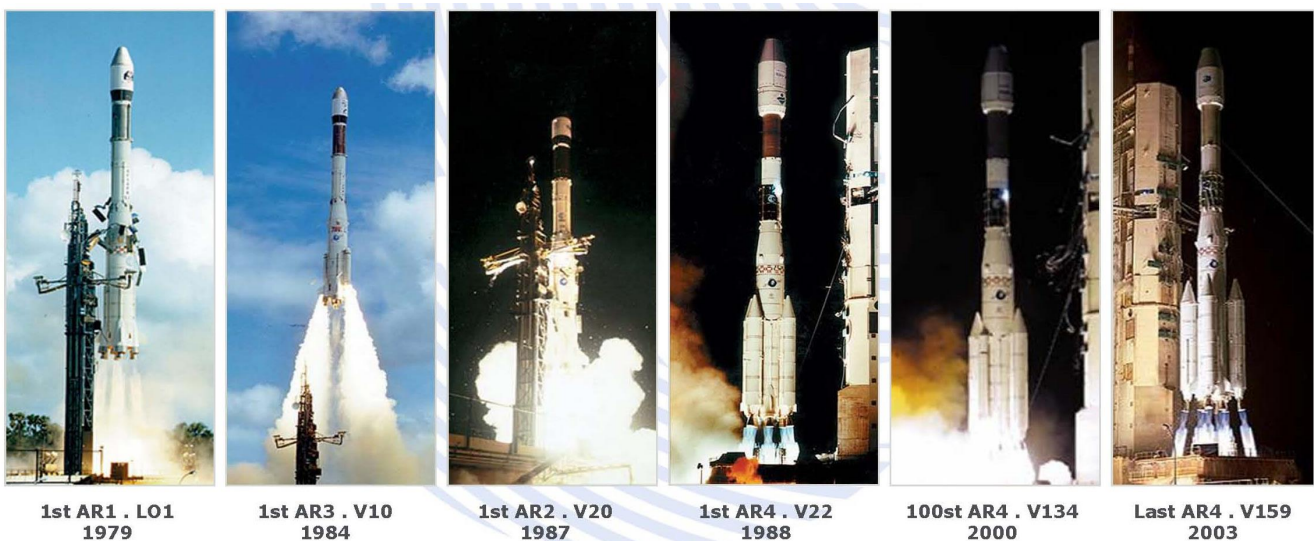
* Limited by test stand capability

** % of regen. flow (by-pass cooling)

- Early Beginnings
 - ELDO and Europe
 - Technology Developments
- Things That Went Wrong, ARIANE 1 – 4, ARIANE 5
 - Failures and Description
 - Lessons Learned
- The Present
 - ARIANE 5 ECA, ARIANE 5ES
 - Soyuz in Courou
 - Vega
- Where does Europe go?
 - ARIANE 5ME
 - ARIANE 6
- The Future of LRE Modeling

ARIANE 1 – 4:

Operational from 1979 until 2003 with a total of 144 launches and 7 failures



ARIANE 1 – 4: Failures, Reasons and Lessons Learned

Flight	ARIANE	Date	Failure
L02	AR1	23/05/80	1 st stage, HF Instability on Viking engine
L05	AR1	10/09/82	3 rd stage, HM7B engine gear box rupture
V 15	AR3	12/09/85	3 rd stage, HM7B engine non ignition
V18	AR2	31/05/86	3 rd stage, HM7B engine non ignition
V36	AR4	22/02/90	Feed line obstruction by a cloth
V63	AR4	24/01/94	3 rd stage, HM7B engine failure
V70	AR4	01/12/94	3 rd stage, HM7B engine failure



ARIANE 5:

Operational since 1996 in different versions (AR5 G, AR5 G+, AR5 ES, AR5 ECA) with a total of 71 launches* and 3 failures

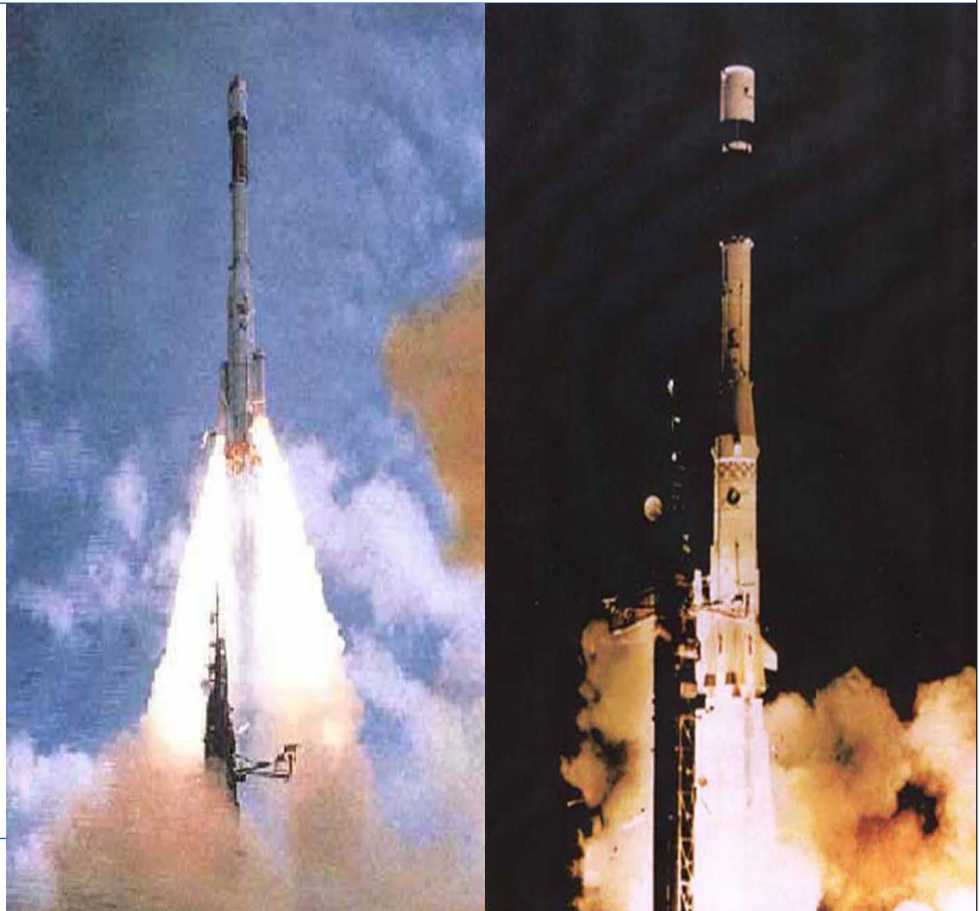
Flight	ARIANE	Date	Failure
V501	AR5	04/06/96	System design error
V510	AR5	12/07/01	3 rd stage, AESTUS engine HF instability
V517	AR 5ECA	11/12/02	Cryogenic stage, Vulcain 2 engine failure



*flight 71: 29.08.2013

ARIANE 2,
ARIANE 4:
V15, V18
FAILURE
EVENTS

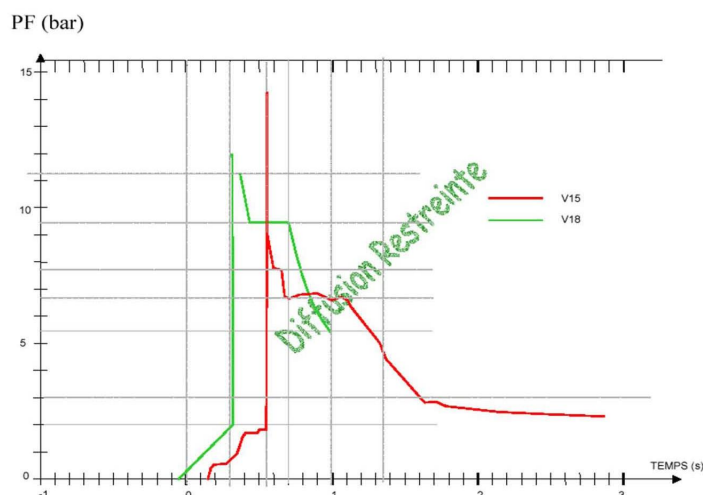
3rd Stage,
HM7B engine
no ignition



Oskar J. Haidn

V15, V18 FAILURE EVENTS

- At H2+8.26s The starter is initiated and the turbo pump rotation starts
- Some hundred milliseconds later the LOX injection valve is opened
- At H2+8.85s for V15 and H2+8.608 s for V18, The solid propellant igniter is ignited, under a chamber pressure of 2 bars, leading to:
 - Significant overshoot in chamber pressure and the TPH pressure
 - Pressure wave propagation in LH2 line
 - LH2 vaporization
 - Hydrogen pump stall
 - Impossibility for the gas generator to start correctly
 - HM7B extinction



Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

28

V15, V18 Inquiry Results

V15 and V18 failures have common reasons: Considerably cold engines

- V15, leakage of main LH2 valve
- V18, cooling down of igniter gas by the LH2 venting

Deviation of mixture ratio (H2 in excess) which led to:

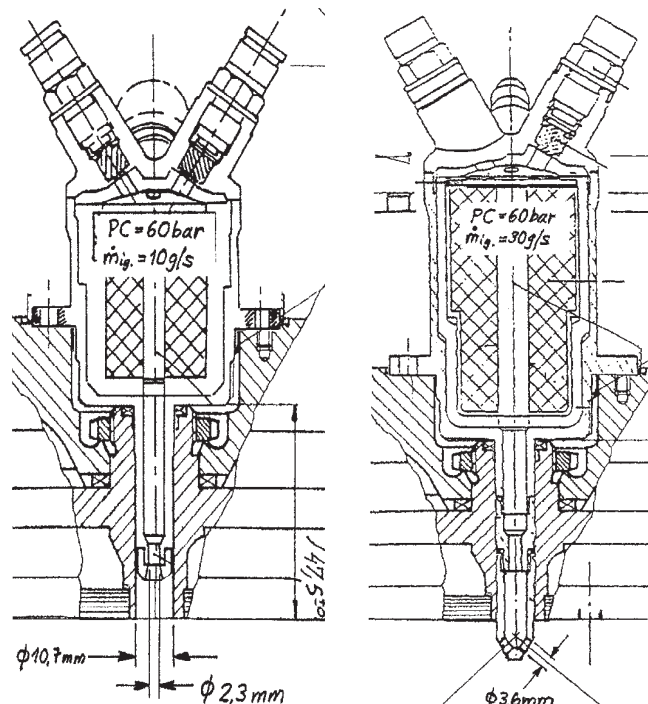
- Ignition pressure overshoot
- Ignition delay

The main failure reasons were a weak igniter design and a lack of knowledge of the ignition process and in particular the margins of the hardware.



V15 and V18 Correcting Measures and Consequences

- Technological improvement of the injection valves to prevent any leakage with subsequent cold startup conditions and LH2 excess
- Improvement of igniter design and power
 - Increase of solid propellant charge
 - 2 outlets of hot gases oriented towards injectors
- Hot fire acceptance test under vacuum conditions instead of an atmospheric test



Before V19

After V19

V15 and V18 Correcting Measures and Consequences

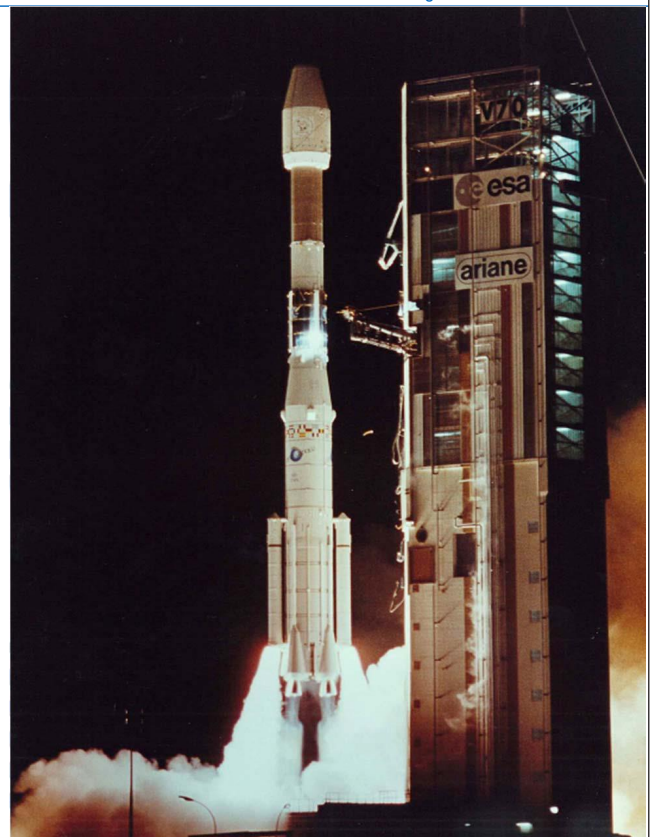
V15 and V18 are the only ARIANE successive failures which are similar in nature

- The LH2 valve leakage before ignition, during V15, had hidden the lack of margins in the ignition process (after 13 successful ignitions in flight).
- The ARIANE launches were grounded for 16 months.
- It became clear that it absolutely necessary to determine the margins of each component in order to raise the robustness of the entire system.



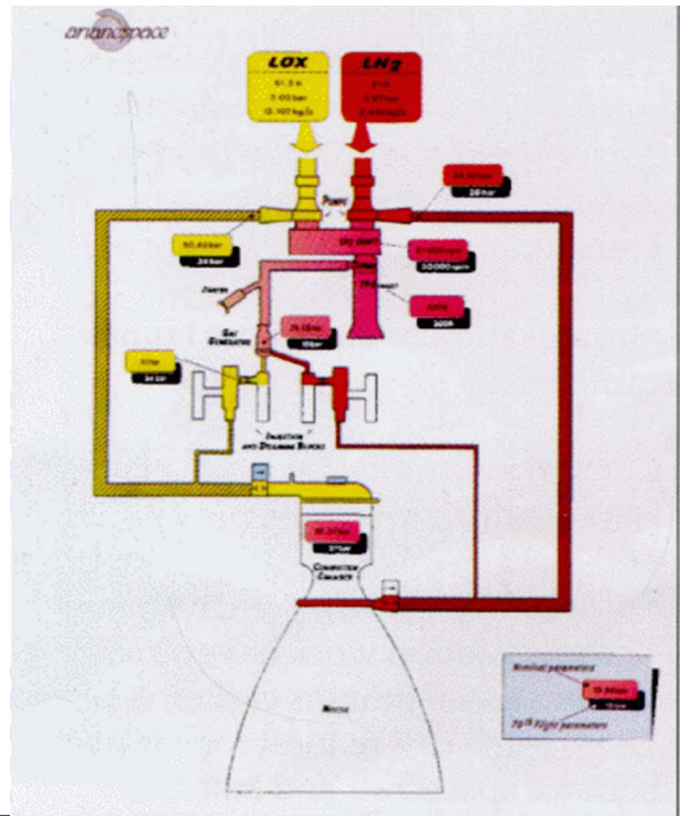
ARIANE 4: V 70 FAILURE EVENT

- First and second stages operated nominal.
- At HM7B engine ignition, all engine parameters were outside their tolerance bands from the moment on when the gas generator was fuelled by cryogenic propellants.



V70 Inquiry Results

- HM7B engine thrust limitation due to gas generator power deficiency
- Turbo-pump rotating speed was measured to 50000 rpm instead of 60000 rpm
- The most probable reasons for this power deficiency were:
 - pollution in a “venturi” nozzle
 - pollution in the injectors of the gas generator

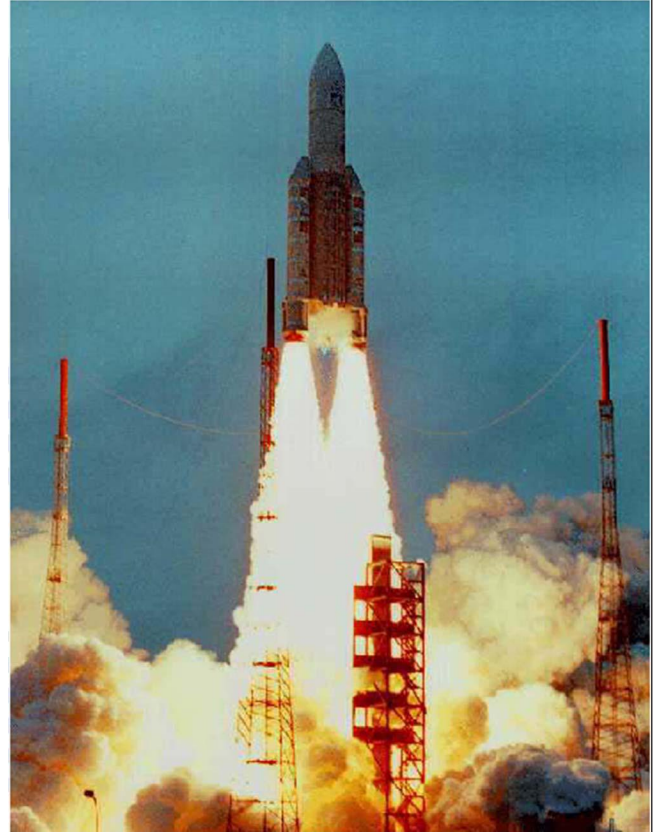


V70 Correcting Measures and Consequences

- Integration of a filter (400 μm) into the LOX injection line.
- Improvement of stage integration and flight preparation procedures at the launch site in order to prevent from any pollution which could lead to a line obstruction.
- Launcher was grounded for 4 months
- This is the only time for ARIANE that 2 failures occurred at the same year
 - V70 was the last failure of an ARIANE 4
 - Pollution of propellant lines have been later met during flight 510 and resulted in a launch abort

ARIANE 5: 501 FAILURE EVENT

- Normal ignition and lift off and nominal operation up to 36s
- At H0 + 36s, EAP and EPC thrust vector control went into maximum deviation
- Aerodynamic forces yielded breakup of launcher
- Automatic destruction of all stages



501 Inquiry Results

- At H0+36s, the redundant and nominal inertial platforms were declared to be in failure mode.
- The software of the inertial platform software which has been developed for ARIANE 4, was not fully consistent with the capabilities of the ARIANE 5 launcher.
- This inconsistency could only have been detected through end to end simulation of the ARIANE 5 flight, which was not considered necessary during the development.



501 Correcting Measures and Consequences

- Adaptation of the inertial platform software to ARIANE 5 capabilities
- Improvement of hardware and software simulation means and procedures
- Improvement of the telemetry restitutions
- Improvement of the flight program software
- ARIANE 5 Launcher grounded for 16 months



ARIANE 5: 510 FAILURE EVENT

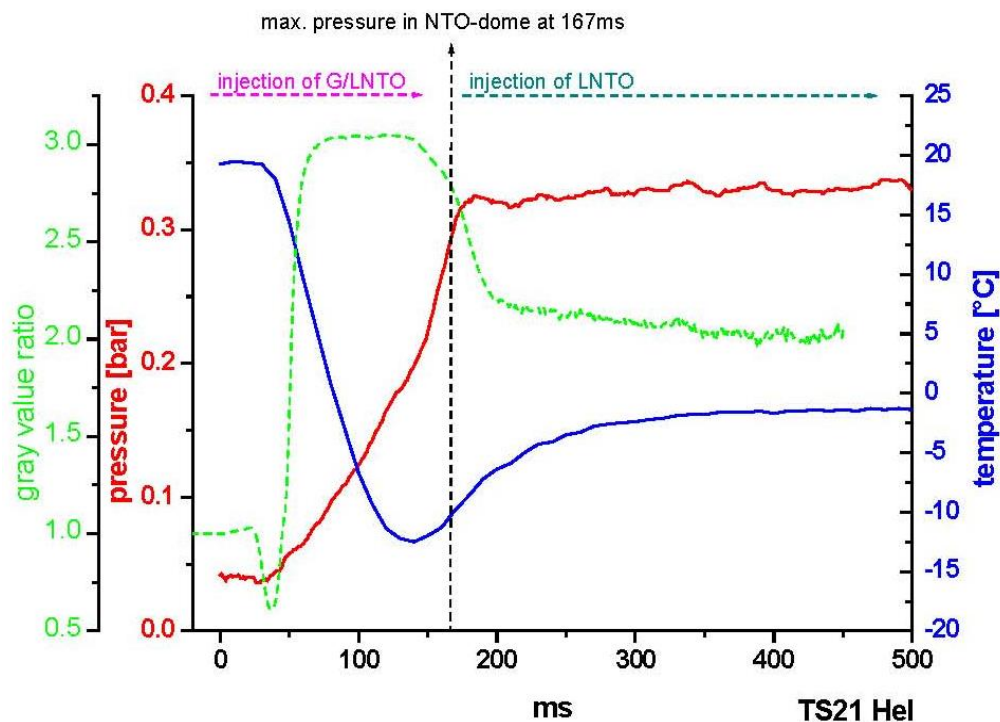
- EAP and EPC operation nominal
- Aestus engine ignition occurred with an overshoot of the chamber pressure
- HF phenomena were triggered, yielding an overheat of the combustion chamber and a burn through of a cooling channel
- Aestus continued to operate but with deviated mixture ratio with a N_2O_4 depletion and an impulse deficit of around 20%



510 Inquiry Results

- At ignition, a higher than usual amount of MMH (during 400ms), resulted in an « Hard Start » because of unusual mixture ratio.
- An HF instability at 3100Hz (tangential mode) occurred since the acoustic cavities aren't operating at ignition (cold propellants instead of hot gases in the cavities).
- Overheat in the combustion chamber led to an increase of MMH temperature and thus to a decrease of the MMH flow rate.
- The most probable reason for the hard start is a combination of two events:
 - A quality problem of remaining water in the MMH feeding line, leading to ignition delay and therefore higher quantity of MMH at ignition
 - Remaining water in the N_2O_4 feeding line, leading to nitric acid, increasing the quantity of energy at ignition
- A large number of other possible reasons for the failure have been analyzed, but none of them were considered sufficient.

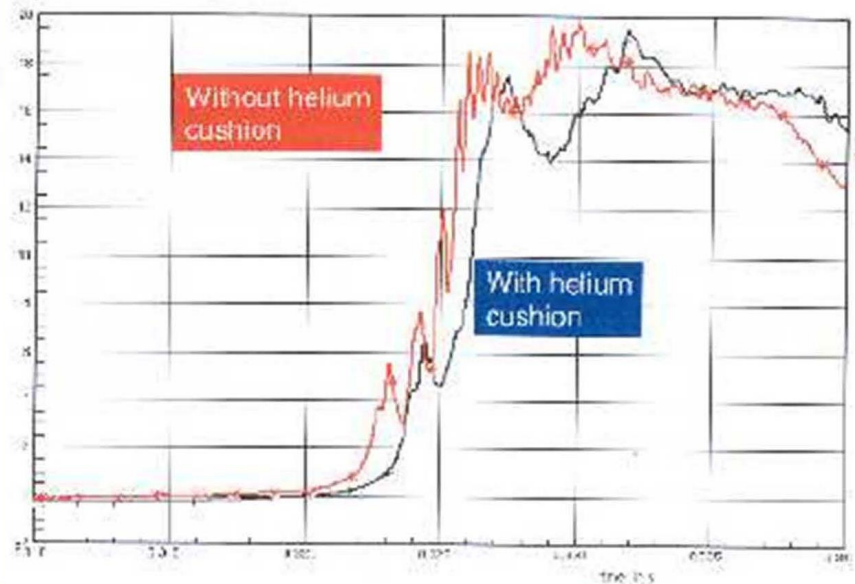
510 Inquiry Results



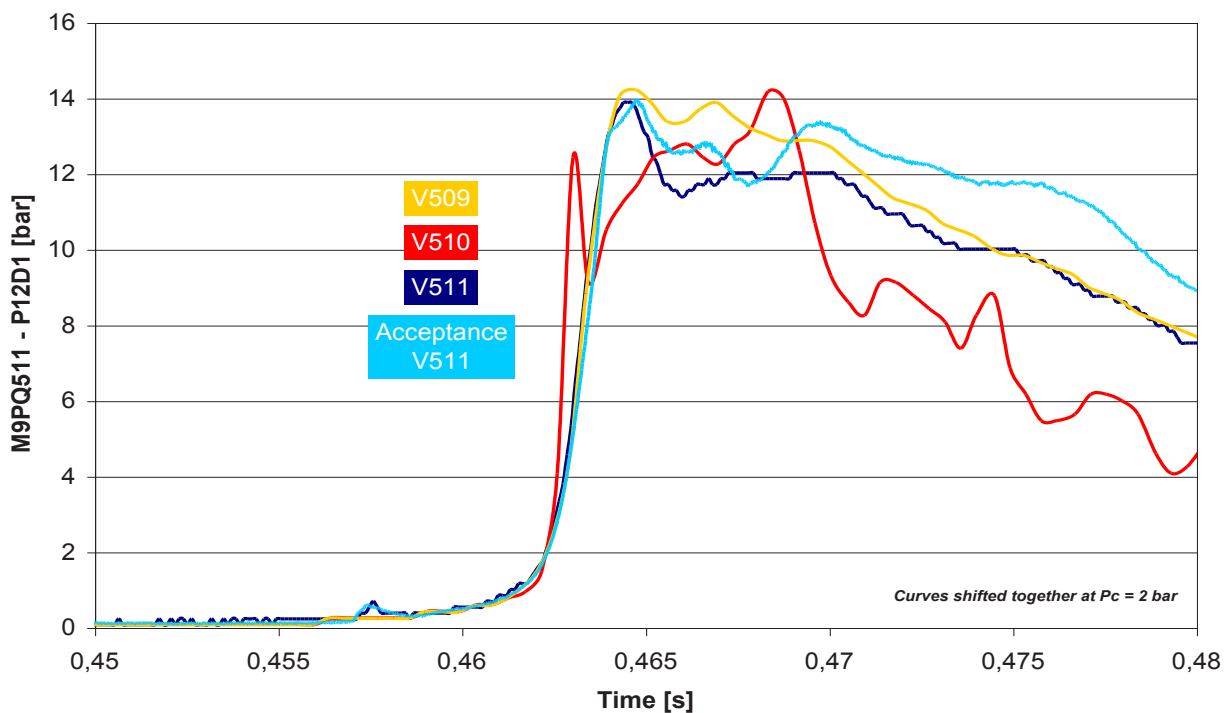
510 Correcting Measures and Consequences

Modification of ignition sequence:

- Introduction of Helium in the MMH feed line before MMH valve opening
- Delayed MMH valve opening to avoid ignition in injection system



510 Inquiry Results



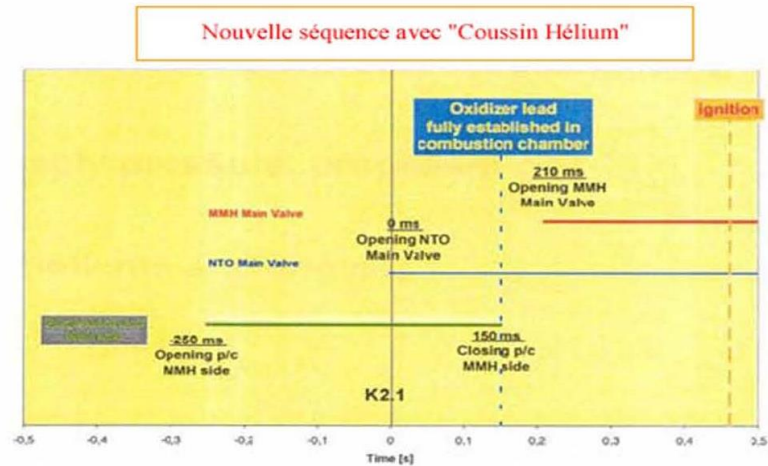
510 Correcting Measures and Consequences

Modification of production:

- additional checks
- acceptance test of each flight engine at P4.1
- new processes and checking measures (drying valves)

Modification of launch pad procedures:

- checks for water and propellant pollution
- feeding lines temperature control up to lift off
- possible temperature control during flight



510 Correcting Measures and Consequences

- Launcher grounded for 7 months
- No further HF phenomenon encountered during following ARIANE 5 flights
- Even for the delayed ignition case (Rosetta ignition delayed for 2 hours due to a special trajectory with a ballistic phase)
- None of the successive ignitions of Aestus for ATV for injection into ISS orbit showed any HF phenomenon



ARIANE 5:

517 FAILURE EVENT

- H0+5s: Temperature increase detected under the Vulcain 2 engine thermal protection (PTM)
- H0+138s: solid boosters separation and a further temperature increase under PTM
- H0+140s: unusual roll after booster separation
- H0+172s: pressure drop in the Vulcain 2 engine dump cooling
- H0+178s: vibrations and shocks
- H0+184.5s: turbine outlet rupture
- H0+186s: inlet pressures and nozzle pressure drop to zero



517 Inquiry Results

The most probable root cause of the flight V157 anomaly is the combination of several aggravating factors:

- Insufficient definition of the dimensioning load cases, relative to the combination of the various loads applied in flight,
- A degraded thermal condition of the nozzle, caused by cracks in the dump cooling tubes, leading to the leaks observed.

This led to the :

- “progressive degradation of the nozzle inner wall leading to the collapse of the upper section due to axial buckling in the vicinity of the first stiffener, followed by a rupture of the nozzle”

517 Correcting Measures and Consequences

- Increase of the LH2 dump cooling mass flow rate
- Thermal barrier coating in the nozzle
- Reinforced mechanical design



- ARIANE 5 ECA launches stopped for 18 months
- Restart of ARIANE 5G production (Vulcain 1)
- Re-inforced Vulcain 2 back in to flight and is successful since 2003 on both ARIANE 5 ECA and ARIANE 5 ES versions which are the two versions in operations today.

- Early Beginnings
 - ELDO and Europe
 - Technology Developments
- Things That Went Wrong, ARIANE 1 – 4, ARIANE 5
 - Failures and Description
 - Lessons Learned
- **The Present**
 - Vega
 - Soyuz in Courou
 - ARIANE 5 ECA, ARIANE 5ES
- Where does Europe go?
 - ARIANE 5ME
 - ARIANE 6
- The Future of LRE Modeling

Small Launcher:

- GLOW = ~ 136 to, H = 30 m, D = 3 m

Four stages:

- P 80 (solid), Z23 (solid), Z 9(solid), AVUM (UDMH/NTO)

Reference performance:

- 1.5 to at 700 km circular polar orbit and a very flexible mission range
 - Equatorial, polar & SSO orbit (5.2° to -102°)
 - 300 kg to 2 500 kg payload mass towards 300 km to 1 500 km altitude



Medium Size Launcher:

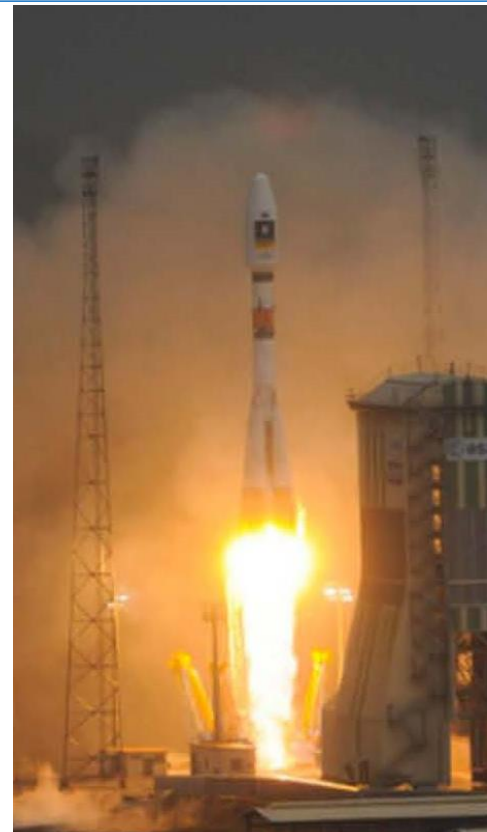
- GLOW = ~ 310 to, H = 46.3 m, D = 10.3m

Four stages (all liquid):

- 1st, 2nd and 3rd LOX/kerosene,
- Fregat Upper Stage

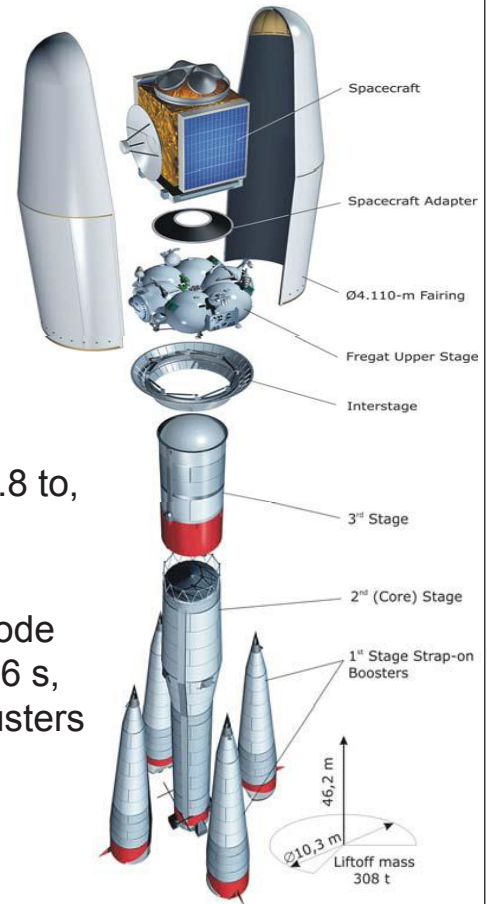
Performance:

- GTO: 3060 kg
- MEO (24000 km / 56°) 1590 kg
- SSO (660 km / 98°) 4900 kg



Soyuz in Courou

- 1st Stage: 4 Boosters, RD 107A, LOX/Kerosene, $T(\text{sl}, \text{v}) = 84 \text{ to}, 102 \text{ to}$, $I_{\text{sp}}(\text{sl}, \text{v}) = 265\text{s}, 319\text{s}$, $p_c = 58 \text{ bar}$, pump fed driven by H_2O_2 , (Glushko)
- Core Stage: RD 108A, LOX/Kerosene, $T(\text{sl}, \text{v}) = 79 \text{ to}, 99 \text{ to}$, $I_{\text{sp}}(\text{sl}, \text{v}) = 255\text{s}, 319\text{s}$, $p_c = 51 \text{ bar}$, pump fed driven by H_2O_2 , (Glushko)
- 3rd Stage: RD-0124, LOX/Kerosene, $T(\text{v}) = 29.8 \text{ to}$, $I_{\text{sp}}(\text{v}) = 359 \text{ s}$, $p_c = 157 \text{ bar}$, staged combustion cycle, kN Vernier thrusters, (CADB)
- 4th Stage: RD Fregat, S5.92 (storable), two mode thrust capability $T = 1.98 \text{ to} / 1.4 \text{ to}$, $I_{\text{sp}}(\text{v}) = 316 \text{ s}$, $p_c = 97 \text{ bar}$, GG cycle, 12 x 50 N hydrazine thrusters for attitude control, (Isayev)



Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

Heavy Launch Vehicle:

- 750 to GLOW, $H = 46.3 \text{ m}$, $D = 10.3 \text{ m}$

Three stages:

- 2 solid boosters, Core and upper stage: LOX/ LH_2

Performance:

- SSO, polar orbits: $> 10 \text{ to}$ for 800 km (0° north)
- ISS (ATV with AR5 ES: 19 – 21 to, mission dependent for an altitude range 200 - 400 km, inclination = 51.6°)
- Elliptical orbit missions:
 - For L2: 6.6 to for an apogee: 1,300,000 km; perigee: 320 km, Inclination: 14° , argument of perigee: 208°
 - Moon: 7 to for apogee: 385,600 km; perigee: 300 km, inclination 12°
- Escape: 4.1 to, $v_\infty = 3475 \text{ m/s}$, declination = 3.8°



Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

72



ARIANE 5 Launch seen from ISS

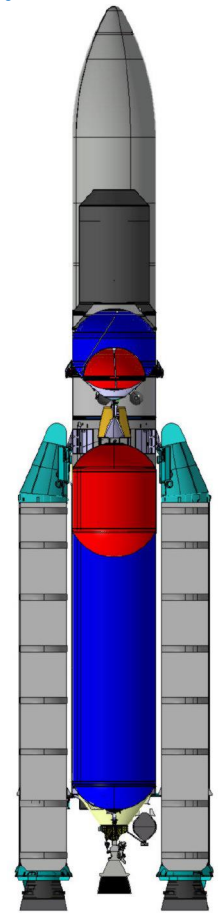
- Early Beginnings
 - ELDO and Europe
 - Technology Developments
- Things That Went Wrong, ARIANE 1 – 4, ARIANE 5
 - Failures and Description
 - Lessons Learned
- The Present
 - ARIANE 5 ECA, ARIANE 5ES
 - Soyuz in Courou
 - Vega
- Where does Europe go?
 - ARIANE 5ME
 - ARIANE 6
- The Future of LRE Modeling

AR5 ME bases on AR5 ECA with an upgrade of both, Upper Stage and Upper Part:

- AR5 E Lower Composite as it is (no changes on EPC, EAP and Vulcain-2)
- Upgraded Electrical systems for versatile missions (outside Van Allen, more than 7 h mission duration)
- New Upper Stage “H28 B5 configuration”, 5.4 m diameter, 28 t propellant loading, common bulkhead
- Vinci engine: $T = 180 \text{ kN}$, $I_{sp} = 464 \text{ s}$
- Increased payload volume adapted to larger and heavier payloads

New Elements:

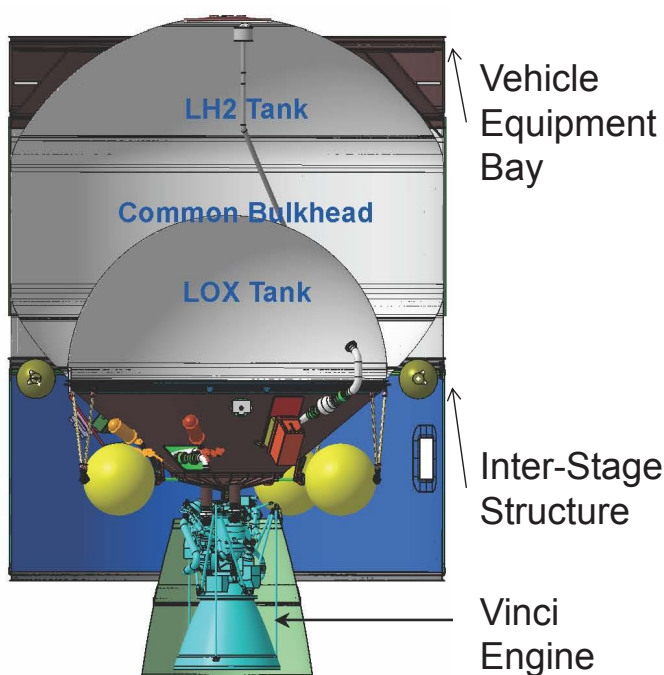
- Vinci engine thrust frame and functional propulsion system
- LOX / LH2 tank and equipment bay structure
- Thermal protection systems
- Attitude control and propellant settlement system



Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

Upper Stage



New Elements

- Vinci Engine and Functional Propulsion System
- Engine Thrust Frame
- LOX / LH2 Tank
- Equipment Bay Structure
- Thermal Protection Systems
- Attitude control and propellant settlement system

Elements adapted from current ESC-A stage:

- Inter-Stage Skirt ESC/IPC including separation system
- Helium High Pressure Spheres (re-used from EPC)
- Propellant Filling Couplings
- Neutralization System

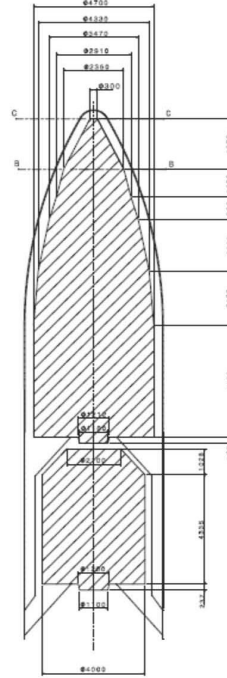
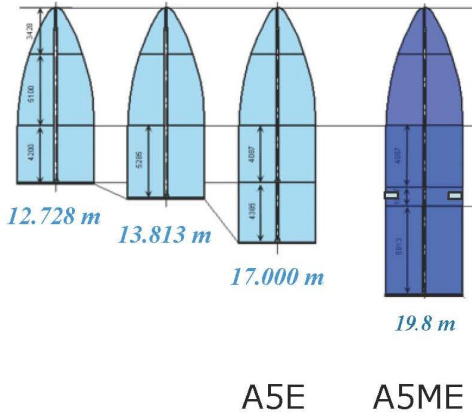
Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

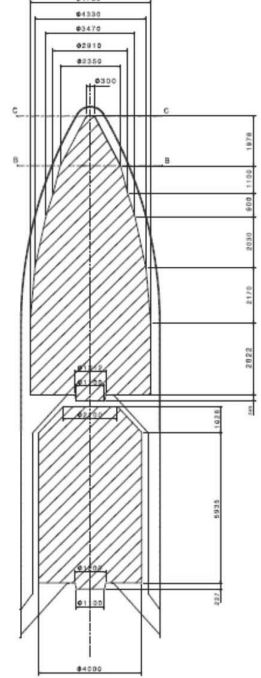
77

What is ARIANE 5ME ?

Upper Stage / Payload



With Sylda+1500
ie same length as A5ECA one



with Sylda+3100
European Space Agency

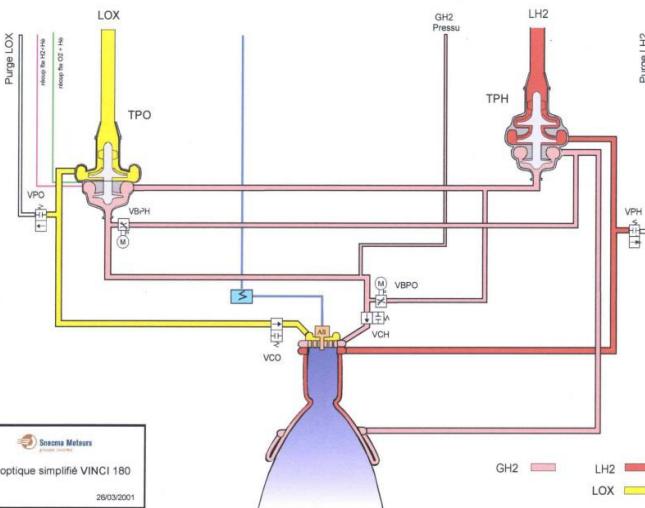
ESA UNCLASSIFIED - For Official Use

What is ARIANE 5ME ?

VINCI

LOX/LH2 Expander Cycle Engine

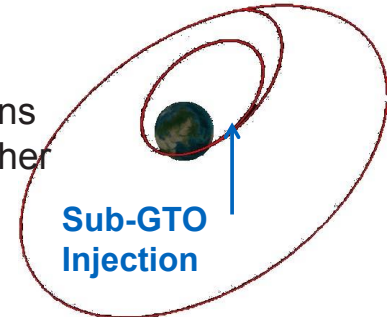
T (v) = 180 kN	LOX = 33,69 kg/s	LH2 = 5,81 kg/s
I_{sp} (v) = 464 s	TPO = 18015 rpm	TPH = 90127 rpm
R_{of} = 5,8	TPO p_d = 81 bar	LH2 p_d = 224 bar
p_c = 61 bar		



Snecma Moteurs
Synoptique simplifié VINCI 180
26032001

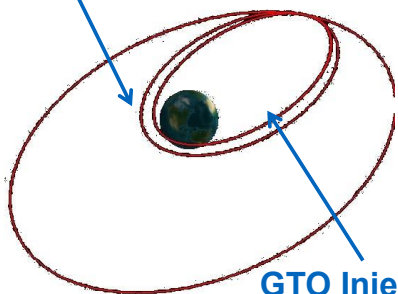
AR5 ME Versatility and Performance:

1. Classical GTO/GTO profile including de-orbiting after end of the mission,
2. Sub-GTO for high demanding mission (e.g. [6 T + 6 T])
3. GTO/GTO+ profile for offering higher energy orbit whenever possible (e.g. [3.5 T + 6 T])
4. LEO ISS servicing or MEO Galileo servicing missions that is currently requesting a dedicated AR5-ES launcher



**GTO+ Injection
for lower S/C**

S/C Δv to GEO
~ 1300 m/s



**GTO Injection
for upper S/C**

S/C Δv to GEO
~ 1500 m/s

5. Direct GEO injection
6. Mixed commercial/institutional mission such as GTO / Escape
7. ...whatever else needed !

S/C Δv to GEO
~ 1800 m/s

Five good Reasons

1. Implement environmental protection (upper stage de-orbiting)
2. Improve launch service competitiveness
3. Meet market needs more closely and better respond to changing customer needs
4. Implement versatility to serve multiple orbits
5. Keep the ARIANE family alive beyond 2030

Current Status

The project is actively progressing throughout phase C in 2013

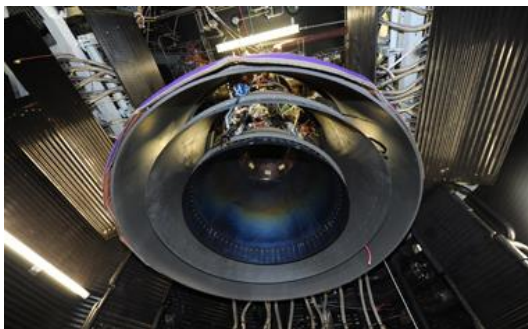
- Concept review ending phase A has been completed mid of 2011, triggering phase B that was run between 2011 and 2012,
- Launch System PDR was positively concluded in May 2012, freezing the launcher and ground segment architecture trades. Lower level PDR have since all been completed,
- Investments on the new upper stage tank manufacturing facility in Bremen and on the Cryogenic System Hot Firing Test Stand (in Lampoldshausen, a unique facility in Europe) have been launched,
- Testing pace is high, with the 5th Vinci engine test campaign (out of 9) taking place this year : the engine has accumulated so far more than 15500 s / 60 ignitions for a standard use in flight of 900 s / 2 ignitions.

Current Status

VINCI M3 engine has seen 11 firing tests with a cumulated duration of 6286s (record for a single Vinci engine, corresponding to a total of 9 flights).

Among these tests were ones with

- the complete nozzle extension
- engine throttling down to 30 kN,
- ballistic phases followed by re-ignition
- ignition with sub-cooled Lox
- idle-mode phases (turbo-pumps inactive)



A6 / FLPP NGL PPH

Target Performance

3 to	5 to	8 to
P 174 –P 106	2 x B41	6 x B41

Upper Stage Characteristics

Loading	25.8 to
Diameter	4.4 m
Length	12.4 m
Tanks	Separated bulk head
Dry Mass	3.9 to

Upper Stage Propulsion

VINCI Engine (~ 600 kg)
common with AR5 – ME

1st Stage Characteristics

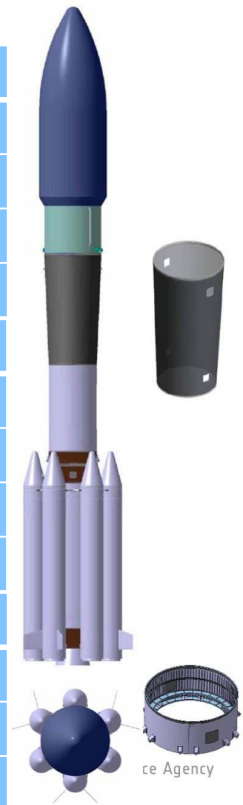
Loading	174 to
Diameter	3.7 m
Length	14 m
Dry Mass	14.4 to

2nd Stage Characteristics

Loading	106 to
Diameter	3.7 m
Length	9.7 m
Dry Mass	13.3 to

Booster Characteristics

Loading	41 to
Diameter	3.7 m
Dry Mass	5.3 to



French Position

ARIANE 6 based on a PPH configuration ([horizon 2021](#)) and commonalities on cryogenic upper stage with A5ME.

- High energy at lift off and high speed to cross atmosphere
 - High level of reliability and availability, and low cost
- High performance and accuracy to reach orbit
 - Customization of mission
 - De-orbiting after mission



• Solid propulsion




• Cryogenic propulsion



German Position

- Investments in launcher programs must safeguard the balance between ESA's overall mission and ISS commitments and other infrastructure programs.
- Current ESA Member States commitments for running programs require the use of budget lines up to 2017/18 assuming constant budgets for the Member States.
- Remaining AR5 ME Development will require about 1000 M€ and will use up ESA's launcher budget corridor until 2018.
- ARIANE 6 development will require about 4000 M€.

 Financially Speaking: ARIANE 6 Development will be challenging before 2017/18

 We have about 3-4 years to clarify "open issues".

A "European Launcher" without European consensus will fail!

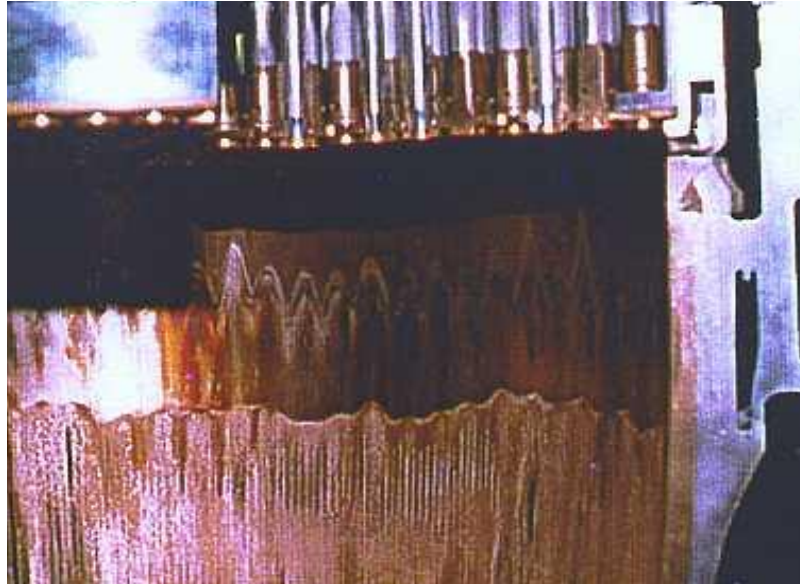
- Early Beginnings
 - ELDO and Europe
 - Technology Developments
- Things That Went Wrong, ARIANE 1 – 4, ARIANE 5
 - Failures and Description
 - Lessons Learned
- The Present
 - ARIANE 5 ECA, ARIANE 5ES
 - Soyuz in Courou
 - Vega
- Where does Europe go?
 - ARIANE 5ME
 - ARIANE 6
- **The Future of LRE Modeling**

Phenomena Important for Liquid Propellant Rocket Engine Performance, Reliability and Cost

Combustion Devices / Thrust Chamber Assembly

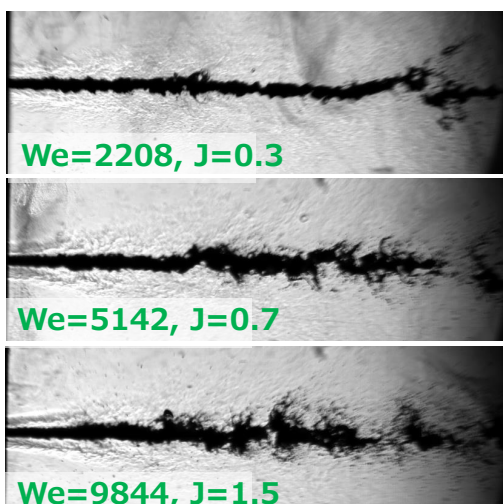
Steady State Issues

- Injection / Atomization
- Combustion
- Heat Transfer (hot gas / coolant side)
- Film Cooling
- Material Failure Issues (LCF, creep,)

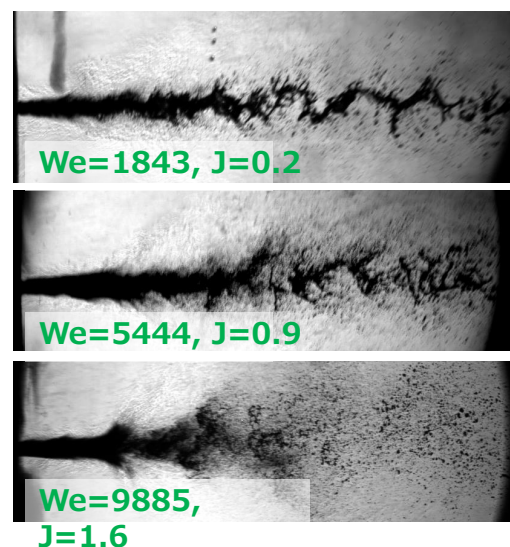


LOX-spray pattern in flames

LOX/H₂

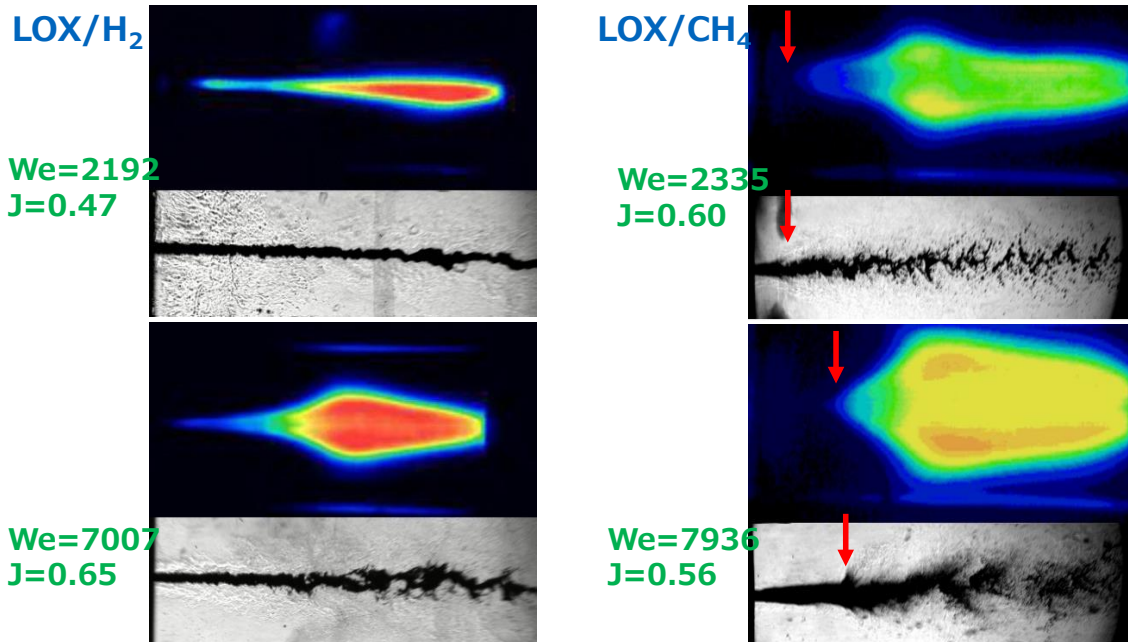


LOX/CH₄



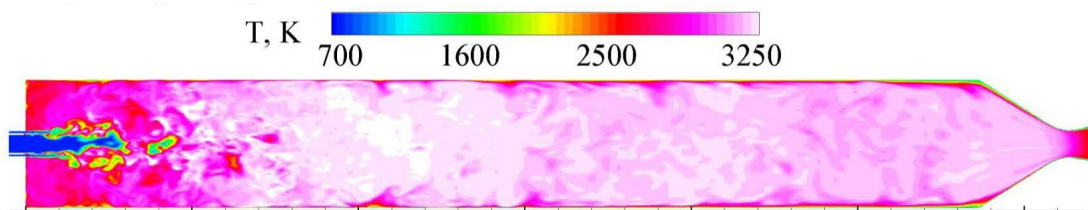
- similar trends for variation of We and J for both propellants
- atomization significantly more efficient for CH₄
- visible break-up length much larger for H₂ than for CH₄

Flame holding and LOX-spray pattern



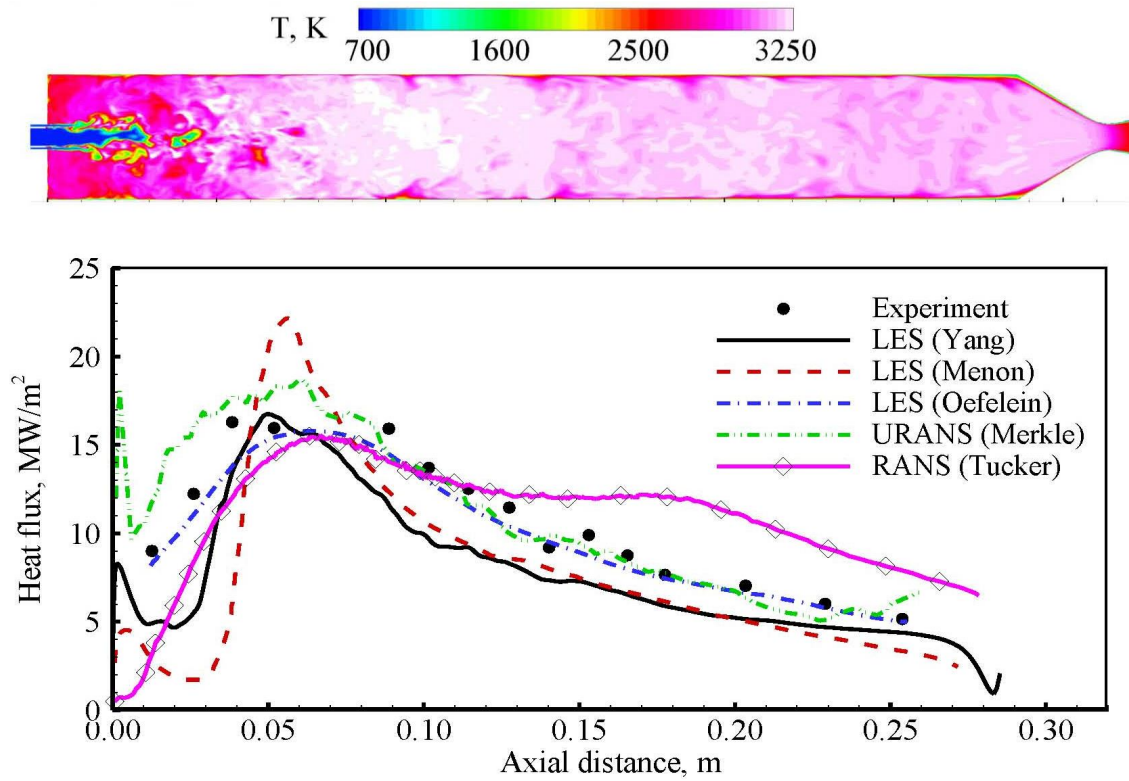
- significantly larger flame spreading angle for CH₄
- anchored flames for H₂, lifted flames for CH₄

Single Injector Staged Combustion Chamber Modeling

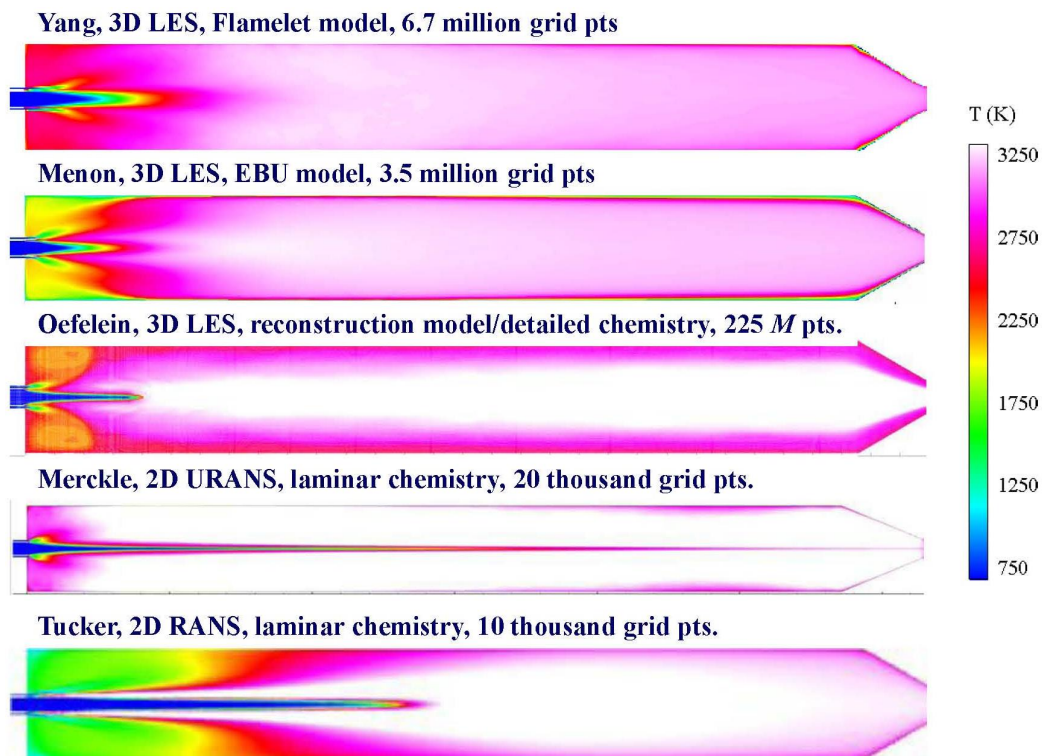


<i>Studies</i>	<i>grid</i>			
	<i>grid distribution</i>	<i>number</i>	<i>turbulence model</i>	<i>combustion model</i>
		<i>(million)</i>		
Huo & Yang (GT-1)	440 × 188 × 60	6.7	3D LES	flamelet with detailed chemistry
Menon (GT-2)	611 × 87 × 65	3.5	3D LES	eddy break-up model
Oefelein (SNL)	1536 × 368 × 256	225	3D LES	direct closure with detailed chemistry
Merckle (Purdue)	160 × 120	0.02	2D URANS	laminar chemistry
Tucker (MSFC)	98 × 98	0.01	2D RANS	laminar chemistry

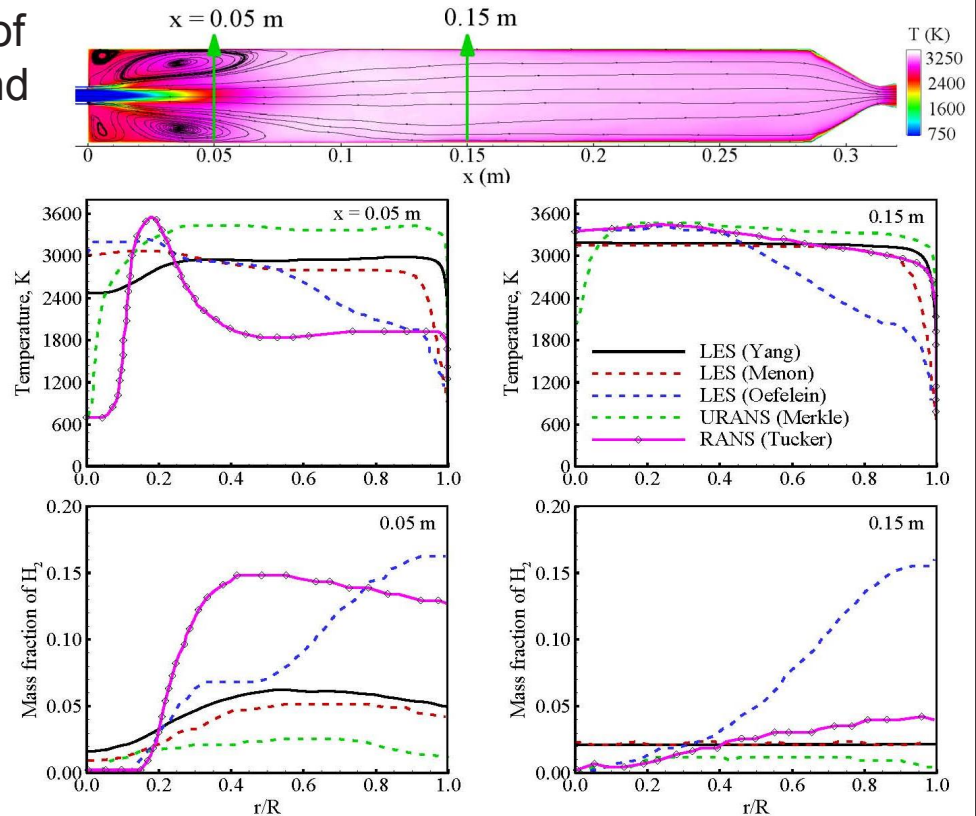
Wall Heat Flux



Mean Temperature Field



Radial Profiles of Temperature and Hydrogen Mass Fraction



Oskar J. Haidn

Europe's Access to Space: Past, Present and Future

106

Phenomena Important for Liquid Propellant Rocket Engine Performance, Reliability and Cost

Combustion Devices / Thrust Chamber Assembly

Dynamic Issues

- Transients (start-up, shut-down)
- Launch Loads
- Combustion
- Ignition
- Dynamics
- Buffeting
- Flow Separation and Side Loads

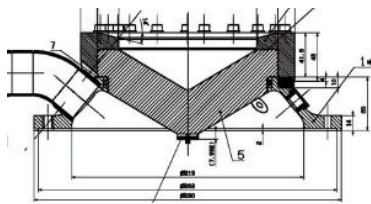


Oskar J. Haidn

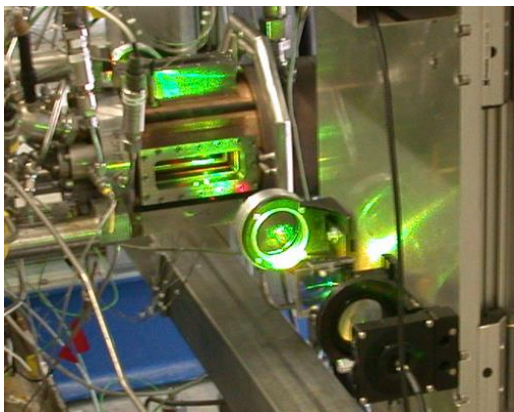
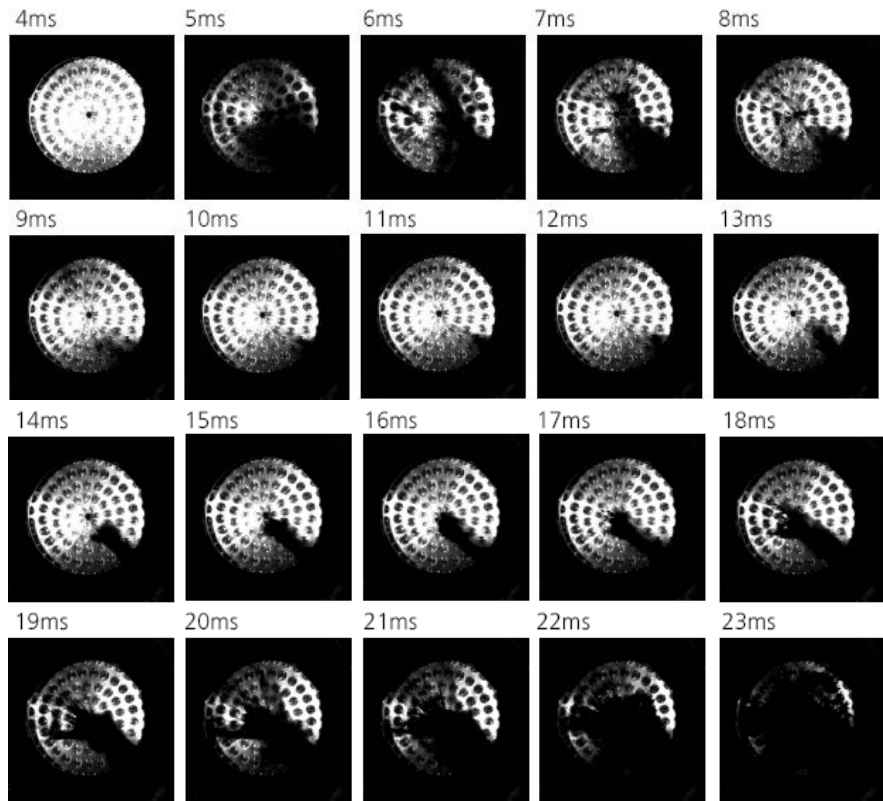
Europe's Access to Space: Past, Present and Future

107

Transient Start-up



AESTUS NTO-filling of dome



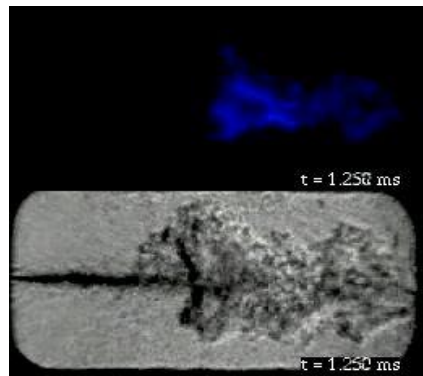
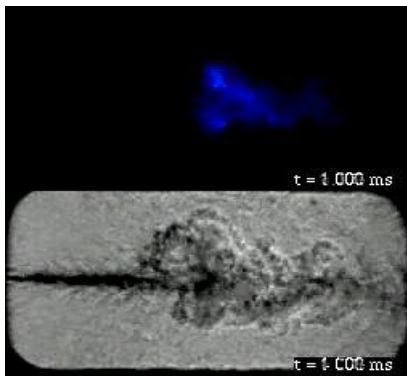
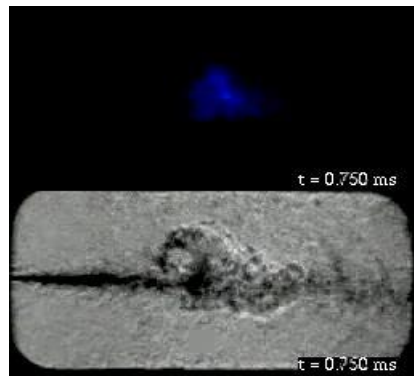
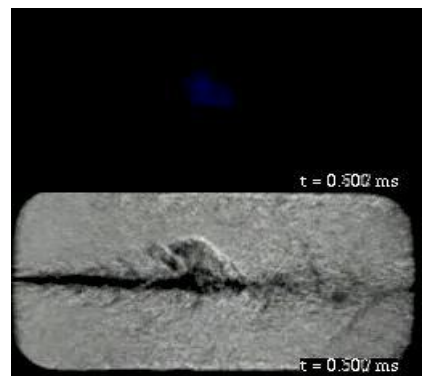
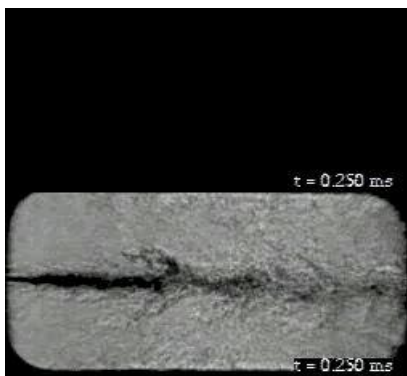
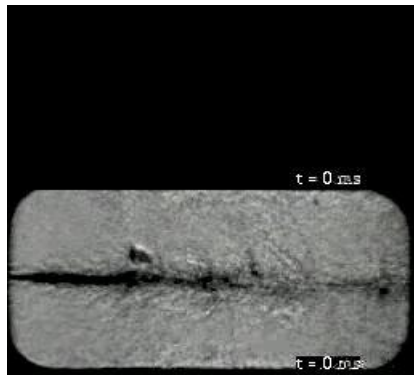
Laser-Induced Ignition

Micro-Combustor M3

- LOX / GH₂ @ ~ 80 K
- Shear coax injectors



Ignition



Failed Laser-based Ignition

Oskar J. Haidn

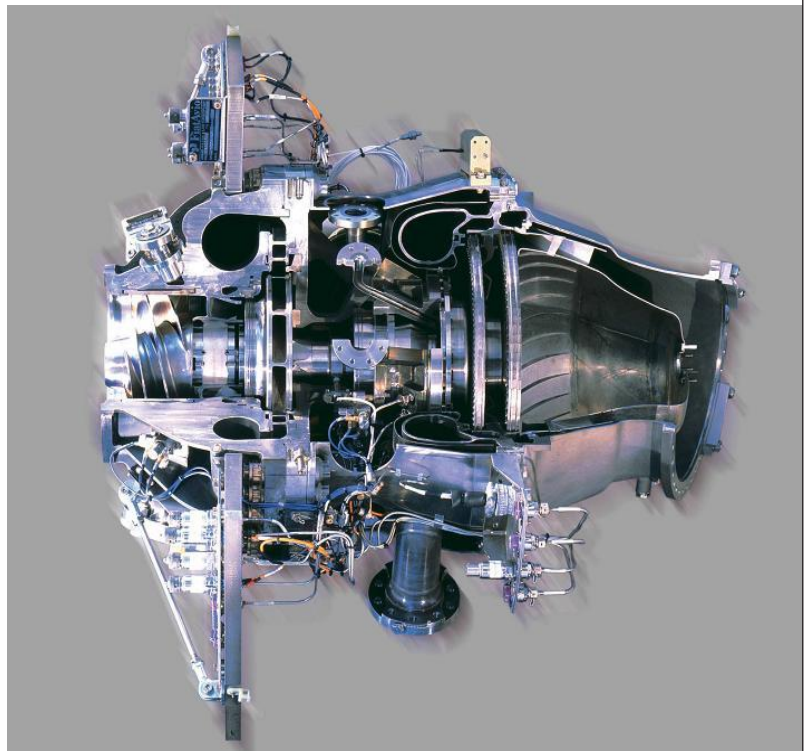
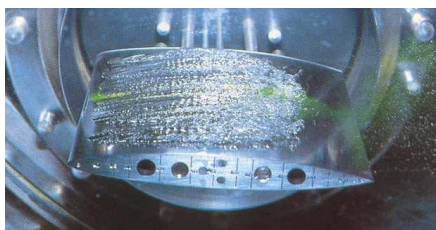
Europe's Access to Space: Past, Present and Future

110

Phenomena Important for Propulsion System Performance, Reliability and Cost

Turbo Machinery

- Pump / Turbine
 - Seals
 - Bearings
 - Throttling capabilities
 - Staging
- Thermodynamics
 - Cavitation
 - Critical conditions



Oskar J. Haidn

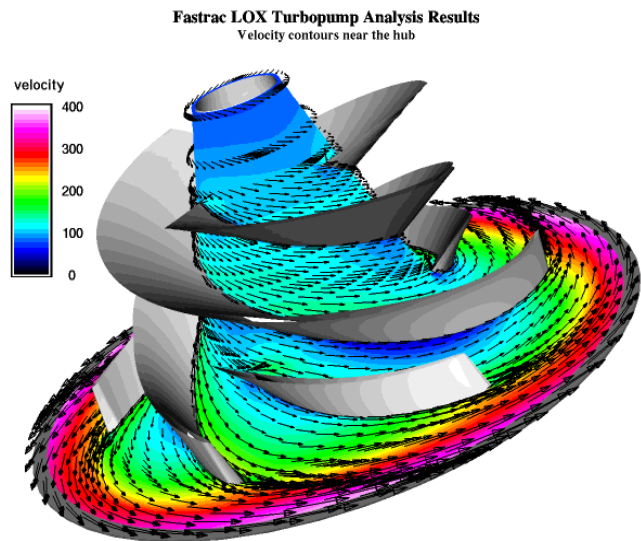
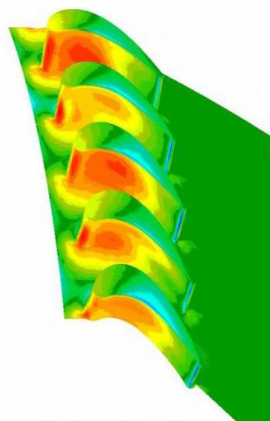
Europe's Access to Space: Past, Present and Future

111

Phenomena Important for Propulsion System Performance, Reliability and Cost

Turbo Machinery

- Fluid Mechanics / Secondary Flows
- Rotor dynamics
- Mechanical Elements
- Structural
 - Stress
 - Dynamics
- Materials



CFD results for unsteady pressure loads (VINCI turbine)

The Future of Modeling in Liquid Propellant Rocket Engine Development

Requires a Long Term Strategic Approach with

- Well designed series of experiments which step by step increase the complexity of the processes studied in order to identify and understand dominating physical phenomena and to verify and validate physical models and numerical tools,
- Clear modeling logic with detailed tools with sophisticated models used to validate classical engineering tools,
- Accompanied step by step modeling effort to in order to store this knowledge in numerical tools
- Parameter studies and simulations to gain more insight into processes and help reduce cost,

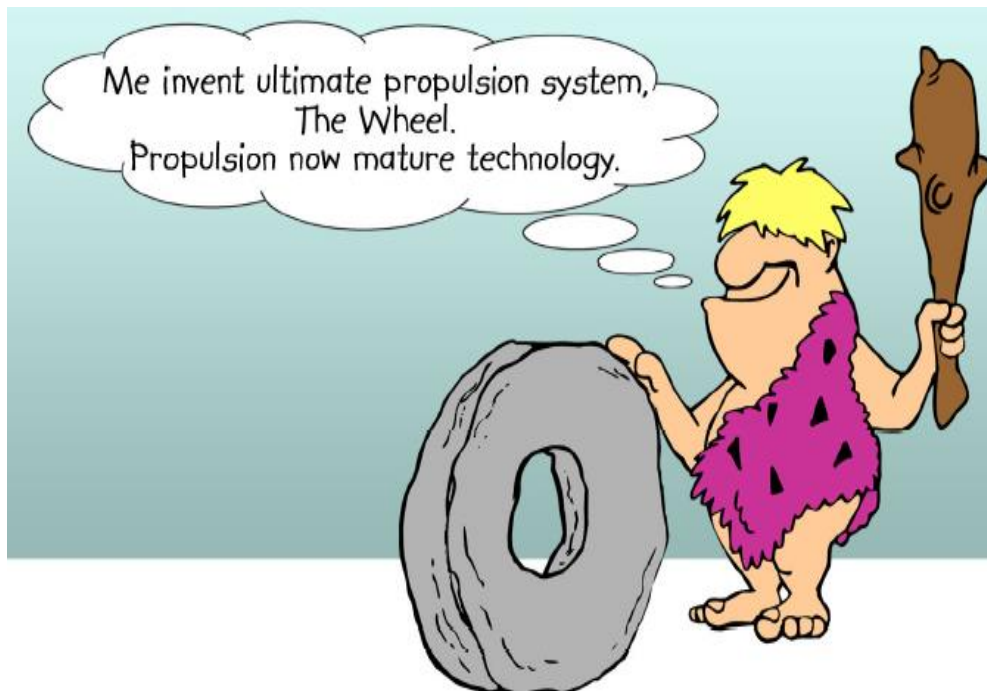
..... is Bright and Promising.

Summary

- European Early Beginnings
- Lessons Learned During the last 40+ Years
- Current European Launch Vehicles
- ARIANE 5 ME / ARIANE 6: What and When ?
- Modeling of Liquid Propellant Rocket Engines Systems and Components

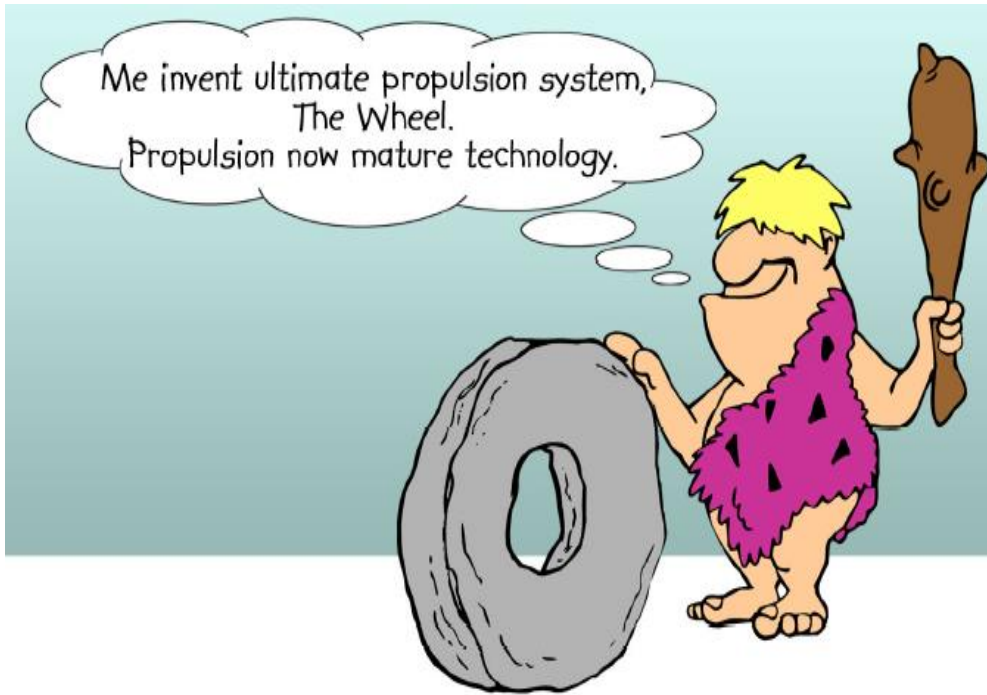


The Past



Propulsion has come a long way

The Future



... and has still ways to go.

TOSHIBA
Leading Innovation >>>

工学シミュレーションの品質マネジメントとV&V

東芝インフォメーションシステムズ株式会社
エンジニアリングシステム・サービスオフィス
吉田有一郎



東芝グループは、持続可能な
地球の未来に貢献します。

本資料の無断転載、
無断複写を禁じます。

© 2013 Toshiba I.S. Corporation

目次

1. はじめに
2. シミュレーションの効用
3. シミュレーションの失敗事例
4. シミュレーションの品質を確保するための活動
5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用
6. モデリング&シミュレーションのV&V
7. 要員の力量管理
8. おわりに

1. はじめに

1. はじめに

シミュレーションを利用した開発期間の短縮、試作費用の削減は経営学研究者の研究テーマにもなった技術であり、効果は経営層にも理解されている。

シミュレーションのもたらす経済的効果を確実にするためにはシミュレーションの品質保証が必要であり、品質が担保できず巨大な損失を出した事例もある。

シミュレーションの品質保証手法としては、英国NAFEMS, 日本計算工学会によるISO9001に基づく手法と、米国ASME他によるV&V手法がある。

ISO9001に基づく手法の要点は、適切な解析プロセス、精度の確保されたシミュレーションツール、および、シミュレーション要員の力量管理である。

シミュレーション要員の力量管理は、NAFEMSと日本機械学会のシミュレーション技術者の資格認定制度があり、日本機械学会は着実な実績を上げている。最上位資格は相互認証も検討されている。

2. シミュレーションの効用

2. シミュレーションの効用 (1)

◇製品の開発・設計において、シミュレーションの上手な利用は不可欠な技術。シミュレーションの上手な利用による経済的効果は、経営学研究者の研究対象やIT調査会社の調査対象になった。

◇自動車の衝突解析は、**実験に比較して大幅な、期間と費用の削減を実現した。**

実験：3.8-7month/25万\$ → CAE：2.5day-6.3week/5千\$
Thomke, S.H., Experimentation matters, Harvard Business School Press, 2003.

◇ビジネスで成功している製造業におけるシミュレーションの**使い方**を調査し、『設計上流でのシミュレーション利用効果が大きい』という業界の定説をデータで再確認。ビジネス価値を試作費用削減額と開発期間の削減で示した（**成功組のリードは試作1.6回分**）。

試作99日、費用120万\$ → 158日、190万\$削減

Jackson, C., Simulation Driven Design Benchmark Report Getting It Right the First Time, 2006. Aberdeen Group

2. シミュレーションの効用 (2)

衝突解析による期間短縮・開発費削減の効果。開発期間短縮には衝突解析が大きく貢献していると考えられる。

Thomke, S.H., Experimentation matters, Harvard Business School Press, 2003.



3. シミュレーションの失敗事例

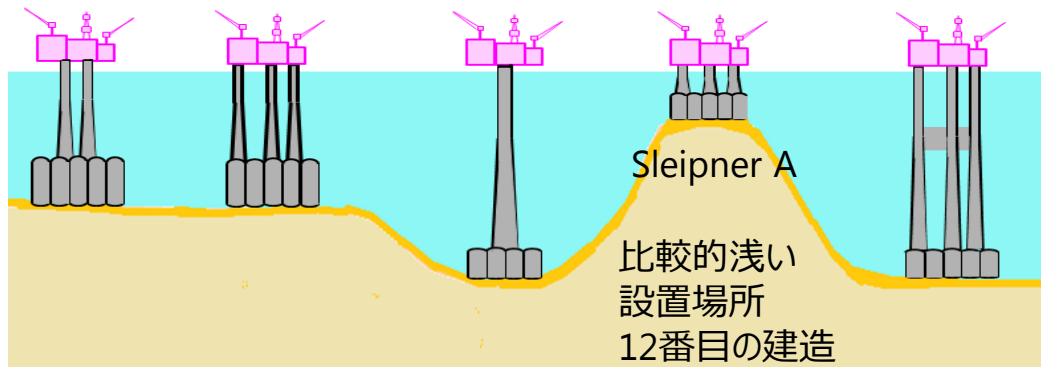
3. シミュレーションの失敗事例 (1)

3.1 7億ドルの損失の原因になった解析

北海でオイルとガスを産出する海上プラットフォーム (Sleipner A platform) が1991年8月23日、ノルウェー-Stavanger沖の Gandsfjordenにて沈没した。

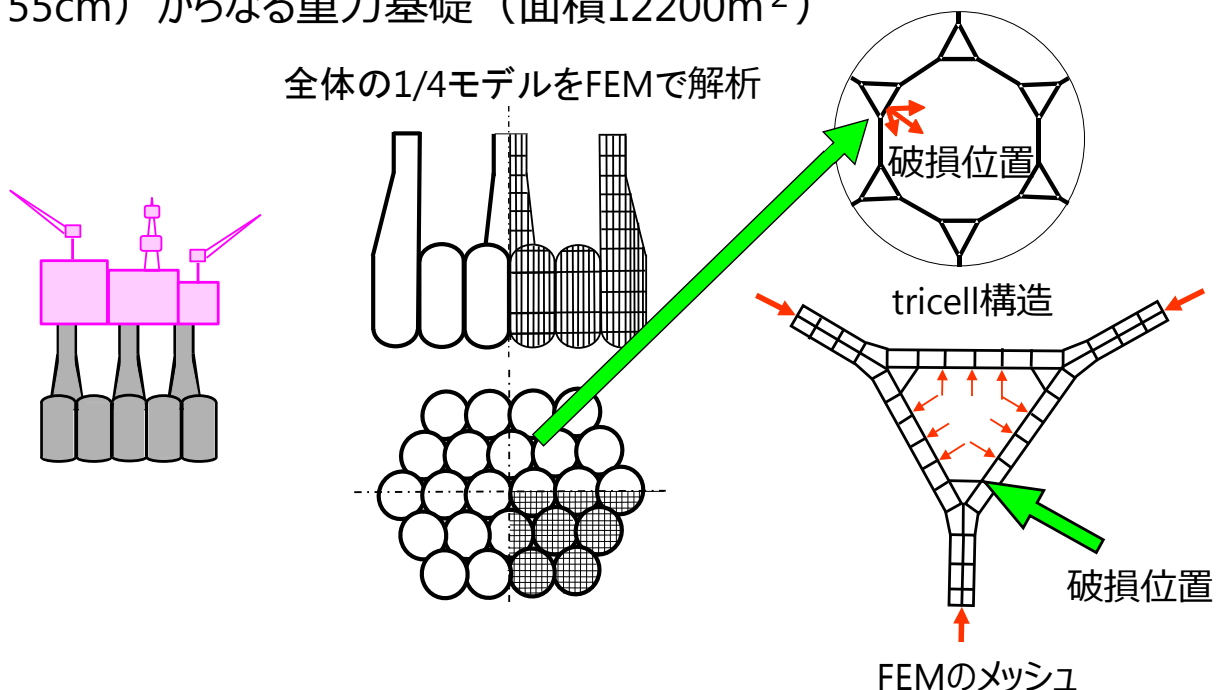
本事故の経済的損失は約7億ドル。FEMの専門家なら回避可能な不適切なモデル化が原因。世界的定番のソフトウェアNASTRANも、使う人の技術不足を補うことは不可能だった。

Sleipner A GBS Loss Report 16. Quality Assurance, STF38A97428



3. シミュレーションの失敗事例 (2)

破損時、上部デッキは重量約44000トン、200名の人員の住居、と掘削設備を搭載。下部は、24本の直径24mのケーソン (壁厚55cm) からなる重力基礎 (面積12200m²)



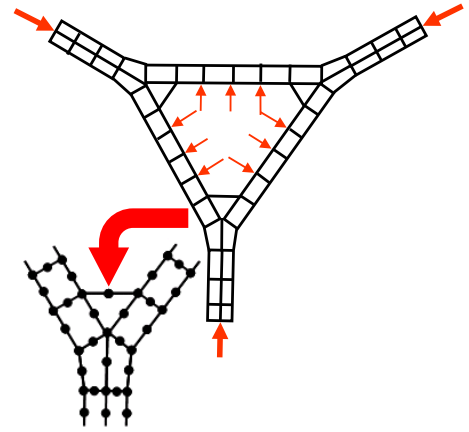
3. シミュレーションの失敗事例 (3) 技術の観点から

重力基礎：水圧のため壁は厚くしたい。浮力・着底安定性のためには壁は薄くしたい。FEMの応力評価値に応じ必要部分に鉄筋を配置。FEMで、せん断応力を真値の47%と評価。鉄筋量が不足し水深70mで壁が破損。

後日、再解析に基づき補強された部材は水深155mの強度を有した（実験）。

解析技術不足が7億ドル（重力基礎1.8億ドル、ガスの産出遅延の損費5.2億ドル）の損失を生んだ。事故後、施行会社と施主の間の示談が成立した。

Patranが生成したメッシュは、3次元線形8節点要素の1辺を閉じた三角柱要素が発生。

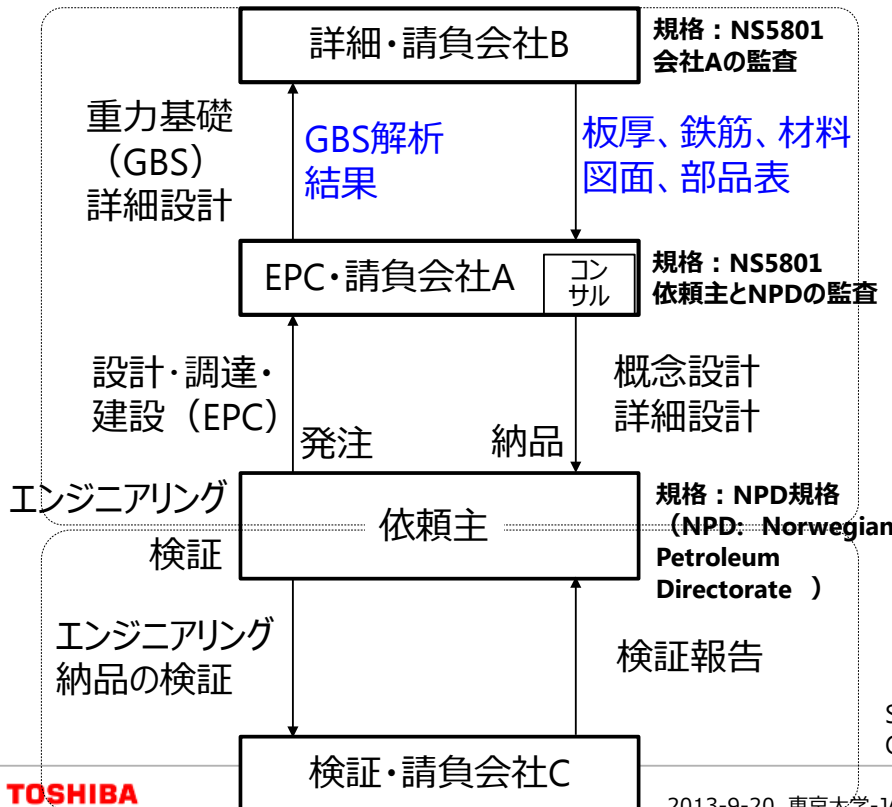


2次要素が好ましいことは教科書レベルの知識。担当者の力量不足。

Collins, M.P.他, Concrete International, August 1997, p.28-35.
Sleipner A GBS Loss Report 16. Quality Assurance, STF38A97428

3. シミュレーションの失敗事例 (4) 品質保証の観点から

3.5 Sleipner A の品質保証体制



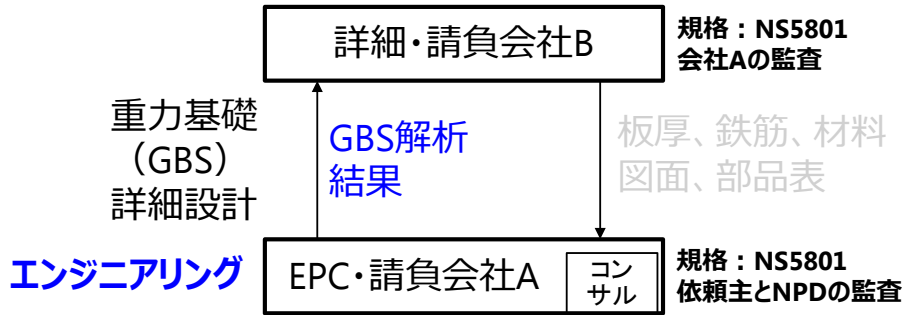
会社AのQAシステム
◇GBSの安全性に関わる特別重要部分でDRを行う。

◇DRは、第三者による評価に基づいた、計算と解析の結果の評価を含める。

会社Aの方針：PJ管理がタイトなので不必要な作業は省く

Sleipner A GBS Loss Report 16. Quality Assurance, STF38A97428

3. シミュレーションの失敗事例 (5) 品質保証の観点から

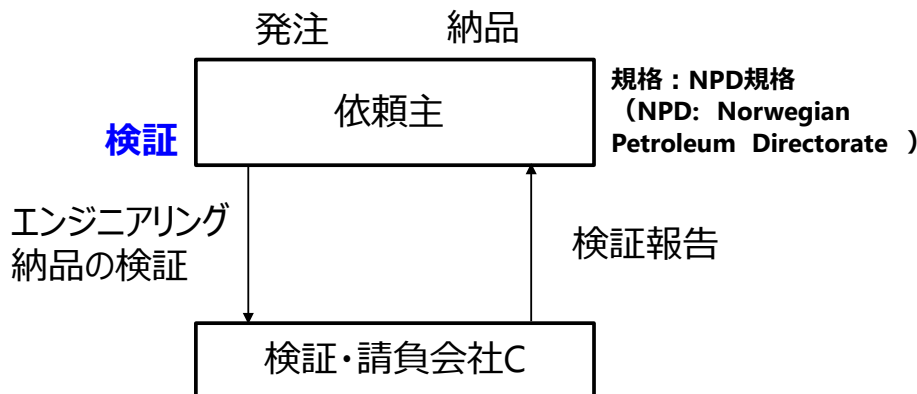


◇会社Aの解析：GBSをモデル化し境界条件を与えて弾性解析を実施。結果（応力）をコンクリート設計をする会社Bに渡す。

◇モデル化：部分モデルを作成し、SESAMI（NASTRAN同等）で解析する場
合が多いが、今回は全体モデルをNASTRAN 8節点3次元ソリッド要素でモデル化。

◇内部検証：会社Bとの会議で、PATRANで自動生成した三角柱要素の精度
低下（リスク）を指摘され、修正したが、一部（Tri-cell）の修正を残した。残し
た理由は不明。解析報告は三角柱要素について言及したが、Tri-cellと結びつけて
報告していない。

3. シミュレーションの失敗事例 (6) 品質保証の観点から



◇会社Cの解析：SESAMIを使った全体モデル。粗いメッシュを使用。
（第三者による解析） 細部の結果は評価には使えず。

◇粗いモデル化の理由：会社Cの受託費用は、NOK1.7 million（x16→¥）。
全体詳細解析は 3.0 million 必要（客先要求仕様を満たせていない）。

◇客先要求仕様（部分）：モデルは、ケーソンのクリティカルな部分で正確な
断面力を与えるため、十分詳細にする。

3. シミュレーションの失敗事例 (7) 品質保証の観点から

◇事故調査会社の改善提案

- ・QAシステムの見直し。
- ・力量のシステムティックな確認（資格の利用）。
- ・PJにおけるキーパーソンの参画と役割発揮の確認。
- ・検証の変更（粗い全体解析と部分詳細解析、設計・検証の同時実施）。

リスクマネジメントの失敗、システムエンジニアリング導入が必要？

◇Sleipner Aの再設計（Sleipner A2）

- ・Tri-cell部のモデル実験による強度の確認
- ・クリティカルな部分の局所的な詳細有限要素解析の実施
- ・SESAMIを用いた、20節点3次元ソリッドによる、全体有限要素解析
- ・第三者による、ANSYSを用いた、局所的な弾性、および非弾性解析
- ・NPD規格の修正（水圧荷重の荷重係数の増加。1.2→1.3）
- ・鉄筋部の強化
- ・結果として、検証の人月はSleipner Aに比較して4倍になった。

DESIGN OF CONCRETE PLATFORMS AFTER SLEIPNER A-1 SINKING, Wenche, K.R. Ove t.G. and Truis A., Statoil

当初PJでは、リスク低減コストの見積もりが低すぎた

4. シミュレーションの品質を確保するための活動

4. シミュレーションの品質を確保するための活動 (1)

4.1 ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用

◇品質マニュアルに相当 (ISO9001:X)

NAFEMS Quality System Supplement Rev1.1, 1989 (1987)

Quality Standard Supplement QS001, 2007 (2000)

日本計算工学会：工学シミュレーションの品質マネジメント,
HQC001, 2011 (2008)

◇解析業務マニュアルに相当

NAFEMS Safesa Technical Manual to Construct Qualification
Supported by Finite Element Method, 1995

日本計算工学会：工学シミュレーションの標準手順,
HQC002, 2011 (2008)

◇管理運用ガイド

NAFEMS Management of Finite Element Analysis,
Guidelines to Best Practice, 1995

4. シミュレーションの品質を確保するための活動 (2)

◇ISO9001品質マネジメントを特定業務へ適用した規格

JIS Q 9100:2009 航空・宇宙・防衛 品質マネジメントシステム
(プロジェクトマネジメント、リスクマネジメント、
キー特性管理、形態管理)

JEAC4111-2009 原子力発電所における安全のための品質
保証規程

JEAG4121-2009 原子力発電所における安全のための品質
保証規程 (JEAC4111-2009) の適用指針
－原子力発電所の運転段階－

Tick IT The TickIT Guide, January2001, Issue5.0
ソフトウェア開発用ISO

4. シミュレーションの品質を確保するための活動 (3)

4.2 モデリング&シミュレーションのV&V (Verification and Validation)

工学シミュレーションの**予測性能**に関して、専門家のみならず、これによって影響を受ける利害関係者が理解できる客観的な判断材料に基づく信頼性評価法のニーズを満たす方法論

堀田：工学シミュレーションの品質保証とV&V, 丸善, 2013,p.96.

◇米国原子力学会 (ANS)

Guideline for the Verification and Validation of Scientific and Engineering Computer Programs for the Nuclear Industry, ANSI/ANS-10.4-1987.

◇米国航空宇宙学会 (AIAA)

Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations, AIAA G-077-1998.

4. シミュレーションの品質を確保するための活動 (4)

◇米国機械学会 (ASME)

Guide for Verification and Validation in Computational Solid Mechanics, ASME V&V 10-2006.

An illustration of the Concepts of Verification and Validation in Computational Solid Mechanics, ASME V&V 10.1-2012.

Standard for Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer, ASME V&V 20-2009.

◇NASA

Standard for Models and Simulations, NASA-STD-7009, 2008.

◇日本原子力学会

発電用原子炉施設の安全解析における放出源の有効高さを求めるための数値モデル計算実施基準(AESJ-SC-A004), 2011.

4. シミュレーションの品質を確保するための活動 (5)

◇『最近のV&Vの成果は、National Nuclear Security Administration (NNSA, 国家核安全保障管理局) の下の3つの国立研究所(SNL, LLNL, LANL)のメンバーと、ASC計画※の成果が寄与している。』

Schwer, L.E., Guide for Verification and Validation in Computational Solid Mechanics, NAFEMS World Congress 2007, Vancouver Canada May22-25 2007, NAFEMS.

(V&V10委員会の元主査)Schwerは、NAFEMSのAMWGのメンバ。固体力学の品質保証活動でNAFEMSとASMEは連携している。

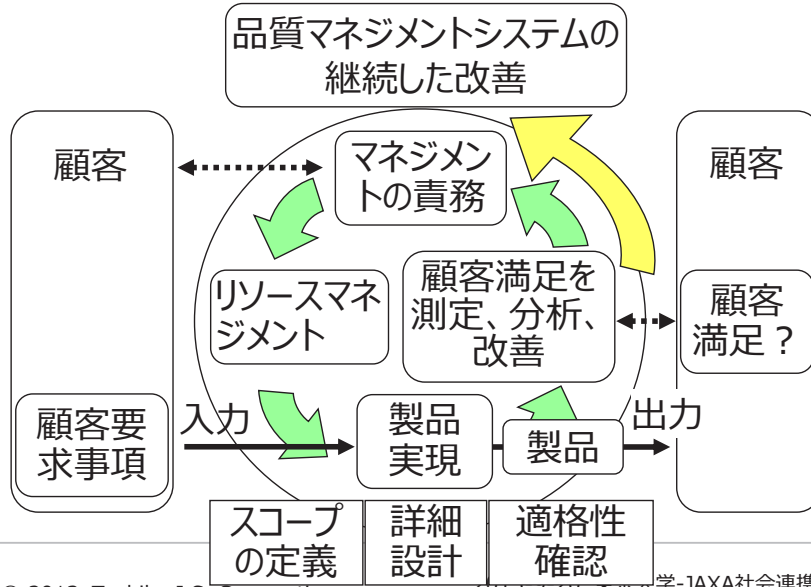
※ASC (Advanced Simulation and Computing) 計画：核実験を行わなくても核兵器の備蓄管理に必要な安全性や信頼性の検証が可能な、精密な核実験のシミュレーションを行うスーパーコンピューティング計画 (1995～)。

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用

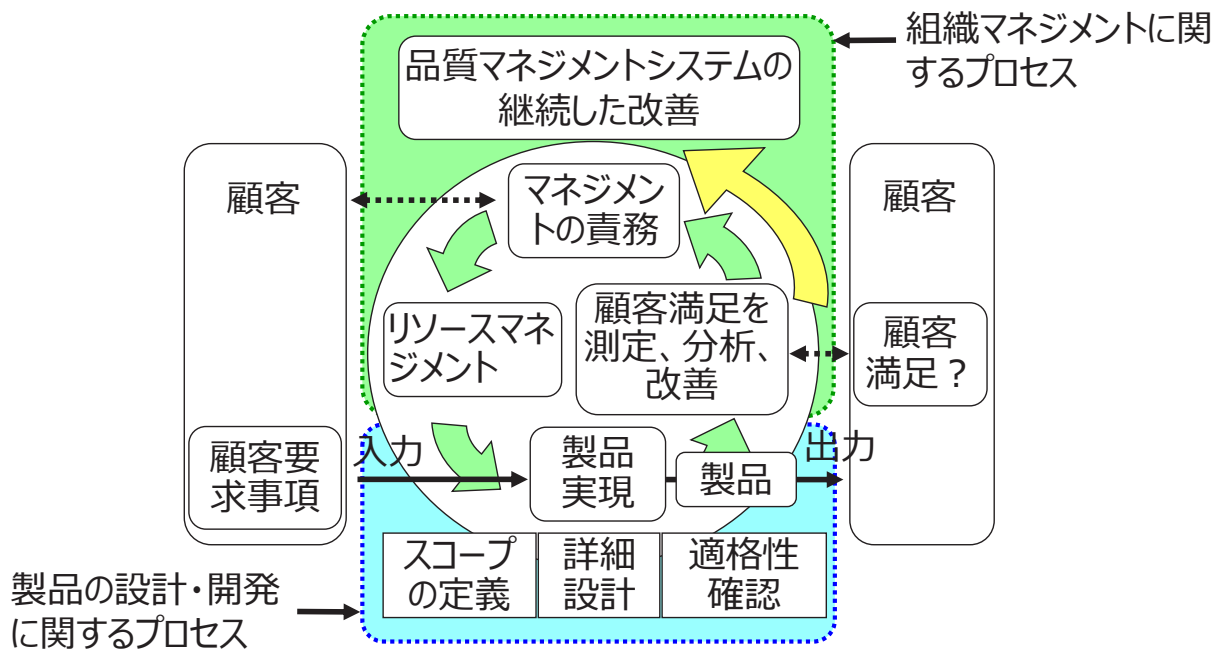
5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (1)

5.1 ISO9001品質マネジメント要求事項

「ISO9001品質マネジメント要求事項」では、顧客満足度向上を目的とする企業活動プロセスを扱う。ISO9001は、『組織活動プロセスの中にPlan, Do, Check, Actのサイクルを構築し、企業の品質マネジメント活動を実現するプロセス』に対する要求事項を規定する。



5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (2)



解析（工学シミュレーション）を実施する組織の場合には製品実現プロセスでシミュレーション業務を実施する。

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (3)

5.2 シミュレーション業務における主な追加要求事項

該当するISO9001要求事項に追加要求事項を加える。

まえがき

序文

1. 適用範囲

・当該業務に品質マネジメントシステム (Quality management system, QMS) を適用する主旨、適用業務の範囲の提示。

2. 引用規格

・JIS Q 9000:2006 品質マネジメントシステム－基本及び用語。

組織
マネジ
メント

3. 用語及び定義 → シミュレーションの用語を追加

・品質マニュアルを適用する業務の中で使われる用語の定義。

4. 品質マネジメントシステム→シミュレーションで管理すべき文書の定義を追加

・一般的な要求事項 (QMSの確★**文書化**、実施、維持、有効性の改善)。

TOSHIBA
Leading Innovation >>>

© 2013 Toshiba I.S. Corporation

2013-9-20 東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム

25

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (4)

組織
マネジ
メント

5. 経営者の責任 → シミュレーション作業に関連する責任と権限を追加

・経営者のコミットメント、顧客重視、品質方針、計画、責任・権限・内部コミュニケーション、マネジメントレビューに対する要求事項。

6. 資源の運用管理 ★シミュレーション要員の力量管理、教育・訓練を追加

・人的資源、インフラストラクチャー、作業環境などに対する要求事項。

製品
の設計
・開発

7. 製品実現 → 検証、妥当性確認他、シミュレーションの作業項目を展開

・製品実現にかかわる計画、顧客とのコミュニケーション、設計・開発、購買他に対する要求事項。

8. 測定、分析及び改善

・監視・測定、不適合製品、データの分析、改善に対する要求事項。

附属書

TOSHIBA
Leading Innovation >>>

© 2013 Toshiba I.S. Corporation

2013-9-20 東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム

26

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (5)

7. 製品実現 → 検証、妥当性確認

Verification : (検証)

客観的証拠を提示することによって、規程要求事項が満たされていることを確認すること。

Validation : (妥当性確認)

客観的証拠を提示することによって、特定の意図された用途又は適用に関する要求事項が満たされていることを確認すること。

品質マネジメントシステムのV&Vは、モデリング&シミュレーションのV&Vとは異なり、汎用的内容である。ただし、要求事項の内容次第で、モデリング&シミュレーションのV&Vの技術内容を取り込む事が必要になる。

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (6)

NAFEMS : 有限要素法と関連技術の安全な信頼できる利用を促進するため設立された。英国の通商産業省 (UK Government's Department of Trade and Industry) の支援で1983年に作られた National Agency for Finite Element Methods and Standards が母体。1990年からNPO。

汎用構造解析プログラムの精度向上のため、多数のベンチマークテストを作成・実施。ベンチマークテストは世界中のベンダに利用されている。各種教育用テキストの作成、各種セミナーの実施、Registered Analyst制度運用、BENCHmark誌の発行など広範な活動をしている。

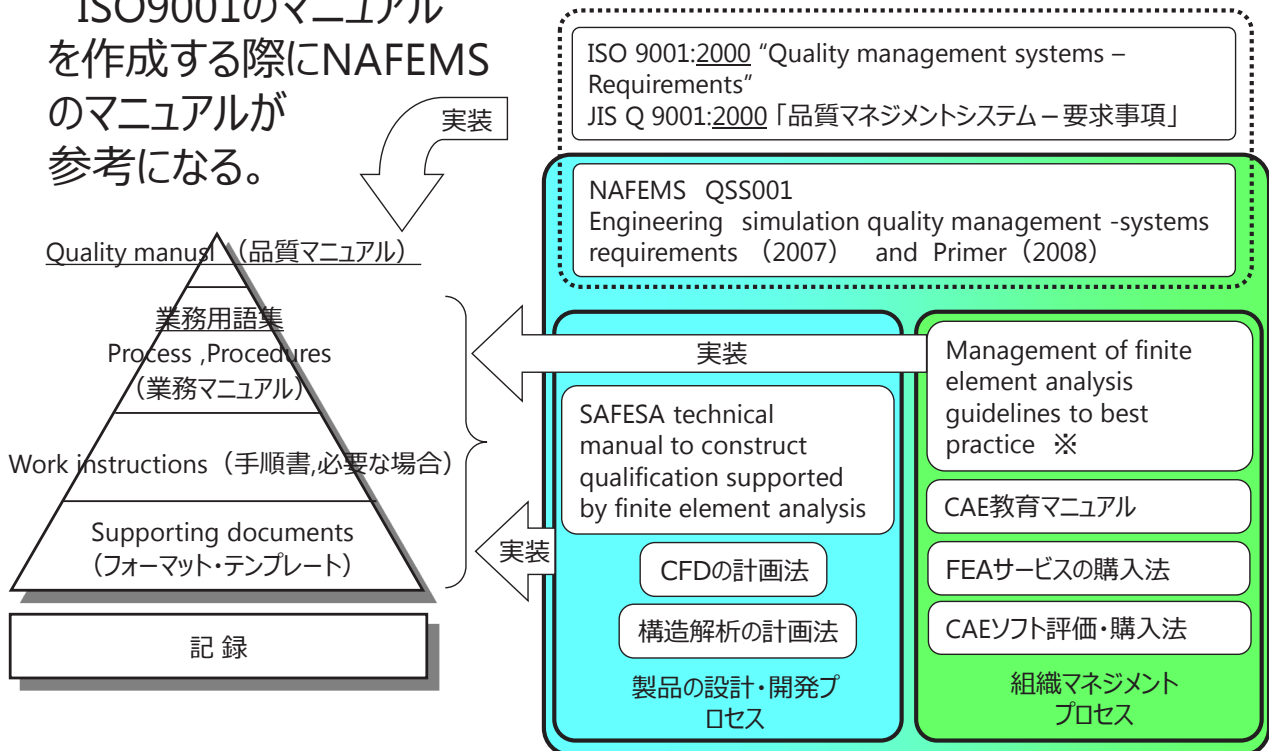


Regional Groups
DACH, France, Iberia,
Italia, India, Nordic, UK
Americas, Russia, **Japan**

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用（7）

5.3 ISO9001のマニュアル体系とNAFEMSのマニュアル

ISO9001のマニュアル
を作成する際にNAFEMS
のマニュアルが
参考になる。



5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用（8）

5.4 NAFEMS QSS001

NAFEMS QSS001 Engineering simulation quality management -systems requirements（2007）は、

ISO 9001:2000 "Quality management systems- Requirements" JIS Q 9001:2000「品質マネジメントシステム-要求事項」をシミュレーションの文脈で読み替えて、シミュレーション業務を行う組織に必要な要求事項を記述した。品質マニュアルの基礎となる文書。QSS001には以下の特徴的な項目が有る。

- ①解析対象の重要性の区分と担当すべき**要員の力量**定義
- ②**解析作業プロセス**他の適格性確認
- ③**解析ソフトウェアの精度**の管理
- ④**要員の力量**の管理

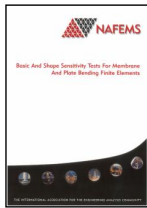
要点は**解析作業プロセス、解析ソフトウェアの精度と要員の力量の管理**

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (9)

③解析ソフトウェアの精度の管理

◇ソフトウェア開発者には**SQE (Software quality engineering)**のエビデンスを要求している。ソフトウェアは使用前に**Code Verification**をする。

◇NAFEMSは1985年頃から、ベンチマークテスト報告を40冊以上発行している。複合材料や接触問題など、複雑な問題に関するベンチマークテストも実施している。



No.	Title	ID	First Published	Pages
1	Basic and Shape Sensitivity Tests for Membrane and Plate Bending Finite Elements	P01	1985	32
-	-	-	-	-
45	Advanced Finite Element Contact Benchmarks	R0094	2006	60

5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (10)

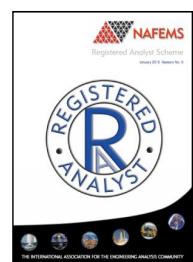
④要員の力量の管理

◇シミュレーションに従事する要員は、シミュレーションの適用範囲、重要性の区分、及びアプリケーションソフトに対して適切な力量を有していなければならない。

シミュレーション要員の訓練の必要性を明確にし、訓練手順を確立する。**シミュレーション要員の力量は、以下の項目により証明する。**

- 学術的なあるいは専門職的な適格性確認
- 当該の工学的用途に関する知識
- シミュレーションのために問題をモデル化する知識
- ソフトウェアの制限についての理解

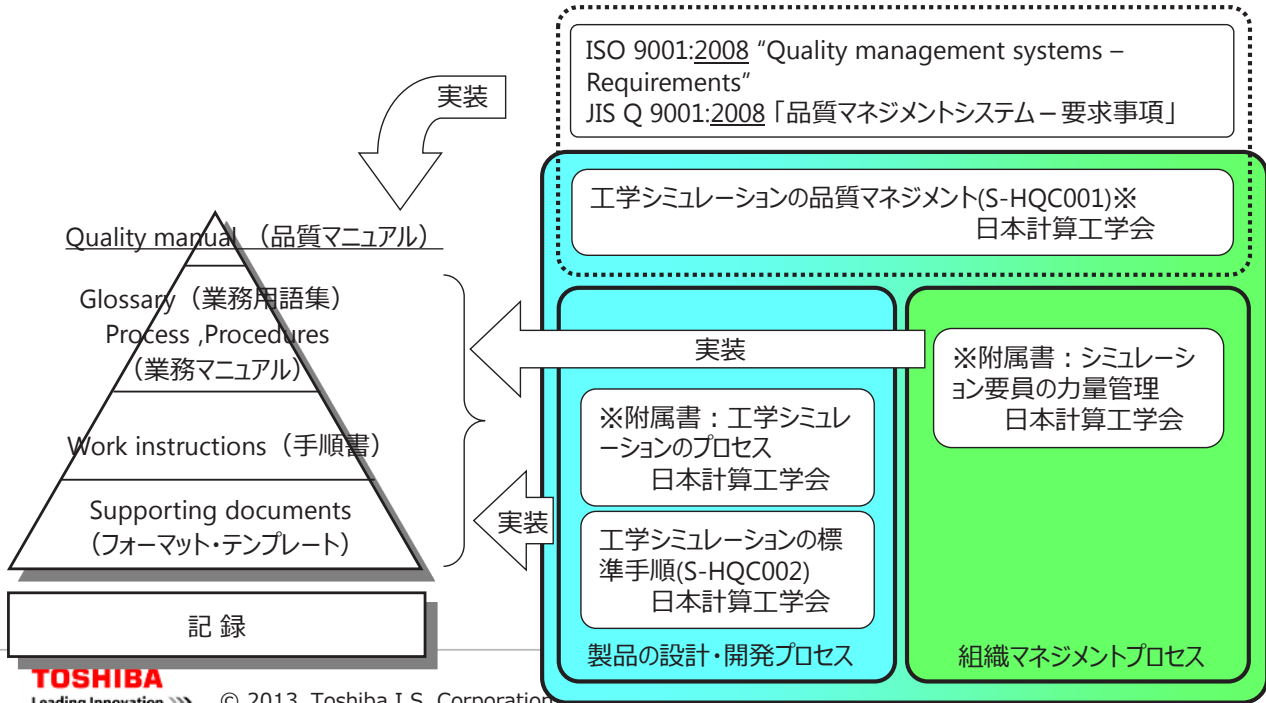
◇NAFEMSはシミュレーション技術者の能力認定としてRegistered Analyst制度を運用していた。



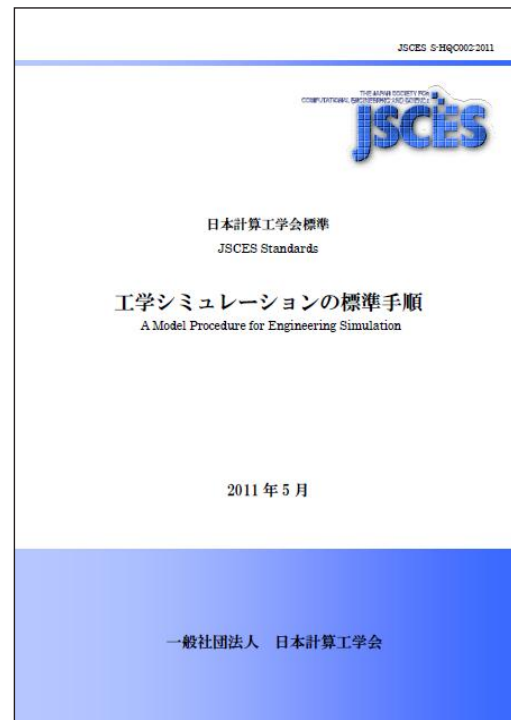
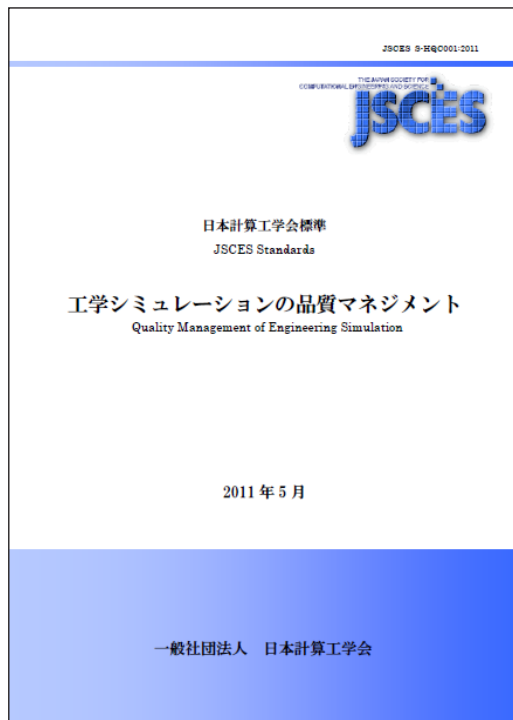
5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (11)

5.5 工学シミュレーションの品質マネジメント と 標準手順

ISO9001のマニュアル体系と日本計算工学会 シミュレーションの品質・信頼性に関わる調査・研究分科会で開発しているマニュアル



5. ISO9001品質マネジメントのシミュレーション業務への適用 (13)

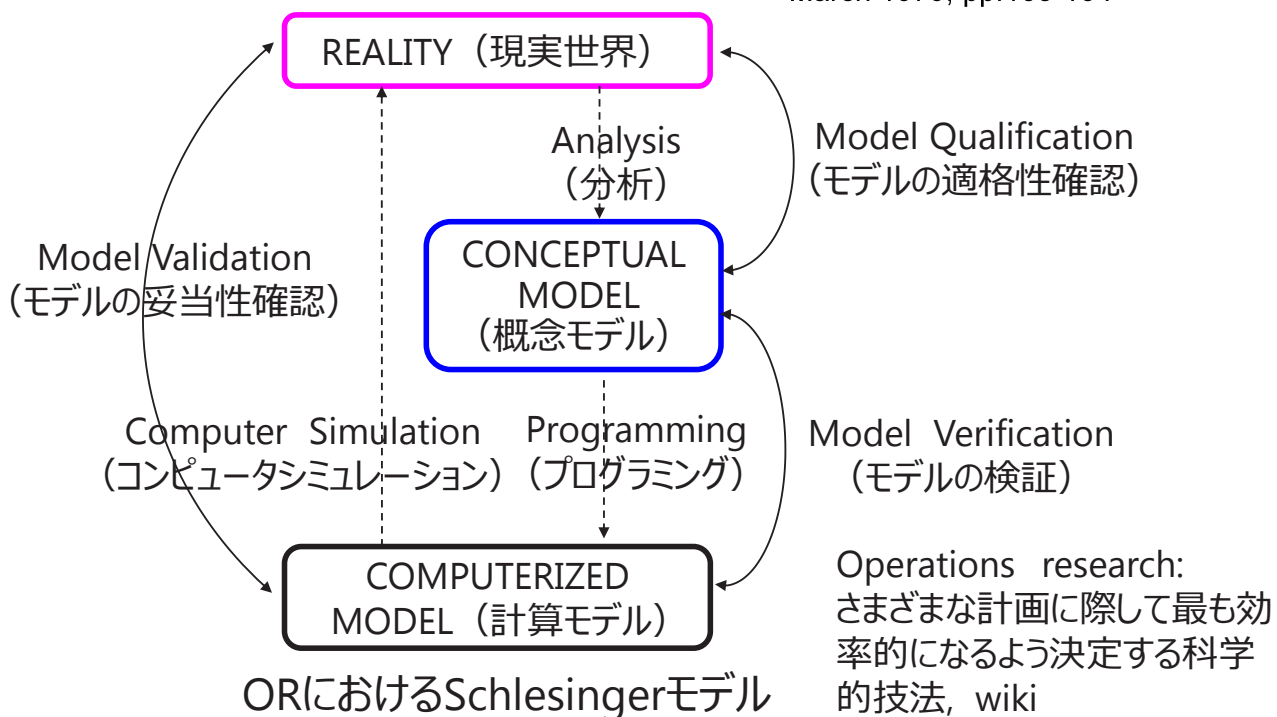


6.モデリング & シミュレーションのV&V

6.モデリング & シミュレーションのV&V (1)

6.1 Schlesingerモデル (構造)

Schlesinger, S., Terminology for model credibility, Simulation, Vol.32, No.3, March 1979, pp.103-104



6.モデリング & シミュレーションのV&V (2)

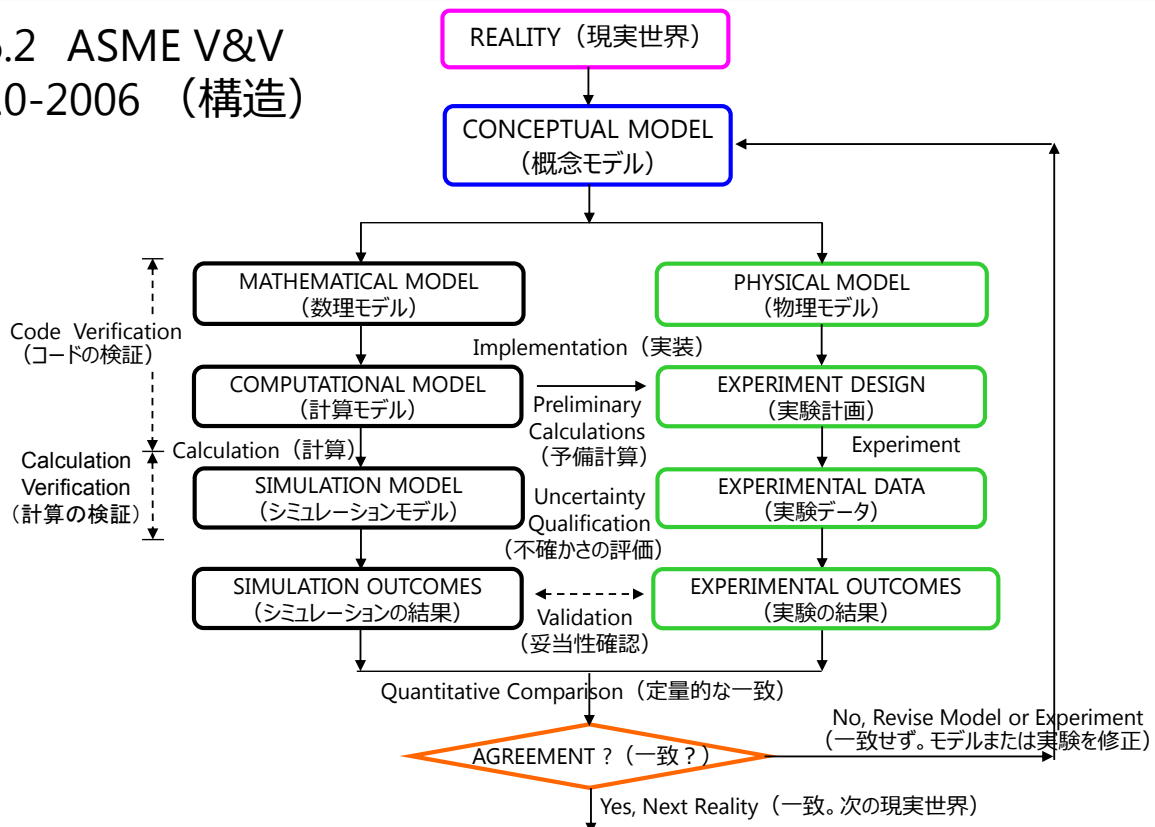
6.1 Schlesingerモデル (用語)

- ◇ (Model) Verification : 計算されるモデルが許容される誤差内で概念モデルを表せることを確認すること。
- ◇ (Model) Validation : 計算されるモデルが適用範囲においてモデルの意図する用途と整合性がとれる十分な精度を有することを確認すること
- ◇ (Model) Qualification : 概念モデルは意図する用途に対して許容できる程度に一致し用途にふさわしいモデルであると決めること。

Schlesinger, S., Terminology for model credibility, Simulation, Vol.32, No.3, March 1979, pp.103-104

6.モデリング & シミュレーションのV&V (3)

6.2 ASME V&V 10-2006 (構造)



6.モデリング & シミュレーションのV&V (4)

6.2 ASME V&V 10-2006 (用語)

◇Verification : 概念モデルから導かれる数学モデルと解法のアルゴリズムが正しく機能しており (Code Verification) , 数学モデルの離散的な解が正しい (Calculation Verification) ことを確認すること。

◇Validation : 概念モデルの意図した用途の観点から、概念モデルが現実をどの程度精度よく表しているかを明確にすること。

◇Error : モデル化あるいは実験の過程で発生する認識可能な欠陥。知識不足によるものではない。

◇Uncertainty : モデリング、計算あるいは実験の過程で発生する可能性のある欠陥で、現象固有のばらつきや知識不足による。

6.モデリング & シミュレーションのV&V (5)

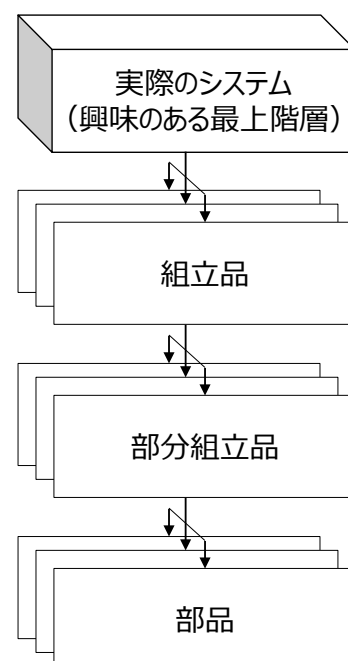
6.3 ASME V&V 10-2006 の基本

(1) V&Vの計画

- ・モデルの用途の詳細な仕様の明確化。
- ・物理システム全体の詳細な記述
- ・実施すべき実験の一覧

(2) 複雑なシステムをモデル化する

- ・興味のある最上階層のモデルと、より下の階層のモデルへの要求事項はモデルをどのように開発したいかに依存している。

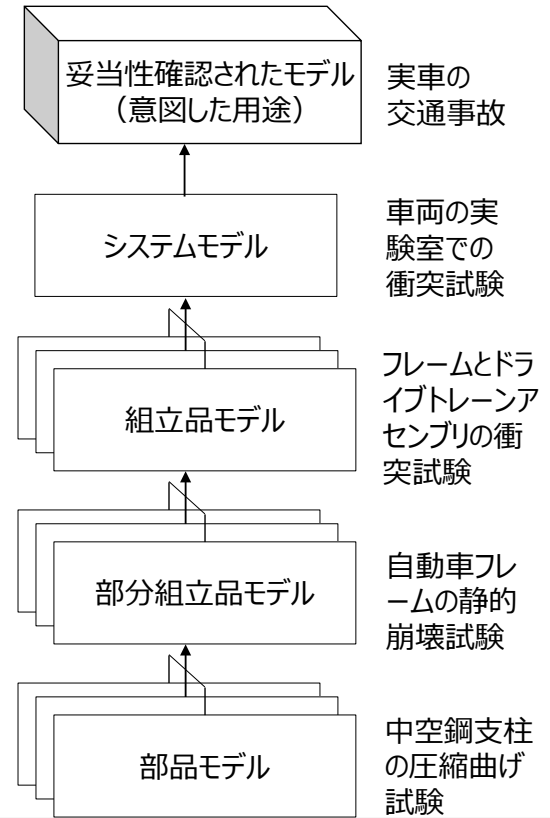


6.モデリング & シミュレーションのV&V (6)

6.3 ASME V&V 10-2006 の基本

(3) ボトムアップアプローチ

- ・階層構造の最下位のモデルから順に、物理現象を特定し記述する。
- ・システムモデルから妥当性確認をすると、実験値との違いがどのサブシステムによるのかわからない。
- ・実験値と良く合っている場合でも、サブシステムの誤差がキャンセルアウトしただけかもしれない。

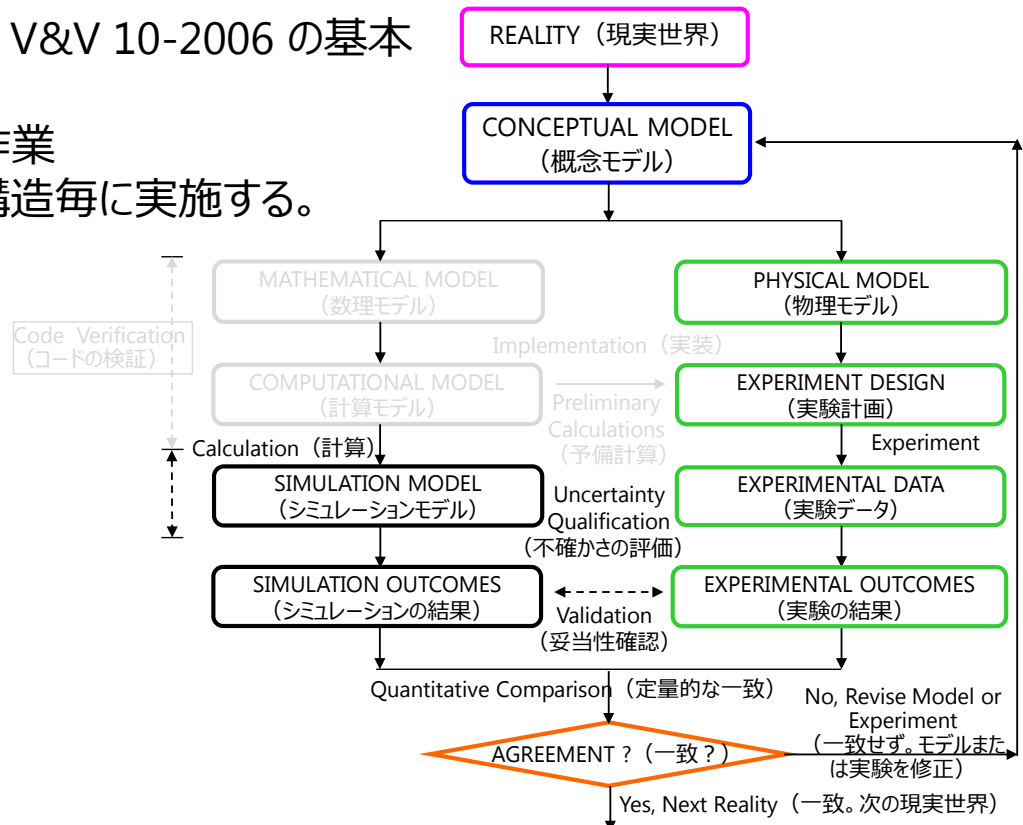


6.モデリング & シミュレーションのV&V (7)

6.3 ASME V&V 10-2006 の基本

(4) V&V作業

- ・階層構造毎に実施する。



6.モデリング & シミュレーションのV&V (8)

6.3 ASME V&V 10-2006 の基本

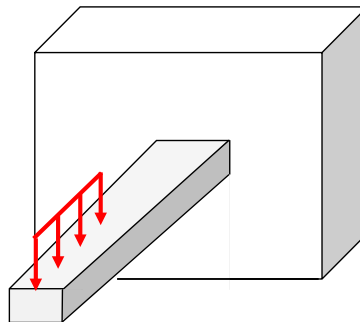
(5) V&Vの文書化

- ・現在のためだけでなく、将来の利用のために結果と理由を文書化することが必要。
- ・V&Vでは階層の種々のレベルで知識ベースができ、これが後続の適用で再利用できる。再利用により将来のV&Vのコストが低減する。
- ・V&Vの文書は包括的、完全で、検索可能で、引用可能にするべき。

6.モデリング & シミュレーションのV&V (9)

6.4 ASMEV&V10.1-2012 のV&V事例

- ◇分布荷重を受ける片持ちはりの端部におけるたわみのV&V
不確かさ評価を含めた手順を示す



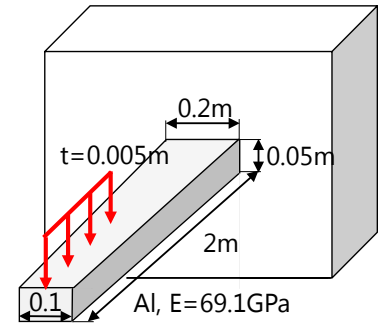
6.モデリング & シミュレーションのV&V (10)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

V&Vの計画

◇はりの仕様

- ・テーパ付箱型はり (航空機の翼を意図)



◇数値解析手法

- ・Bernoulli-EulerはりとしてFEMプログラム作成
- ・収束性のチェックにGCI(Grid Convergence Index)を使用
- ・不確かさとして、ヤング係数のばらつきと壁支点の回転剛性を仮定

◇実験

- ・試験片を10本作成し、10回の実験を実施(思考実験)

◇結果の評価

- ・計算値と実験値の累積確率密度分布間の面積 (10%以内)

6.モデリング & シミュレーションのV&V (11)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇Code Verification

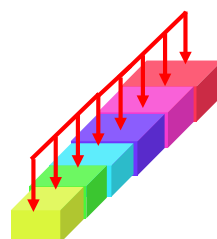
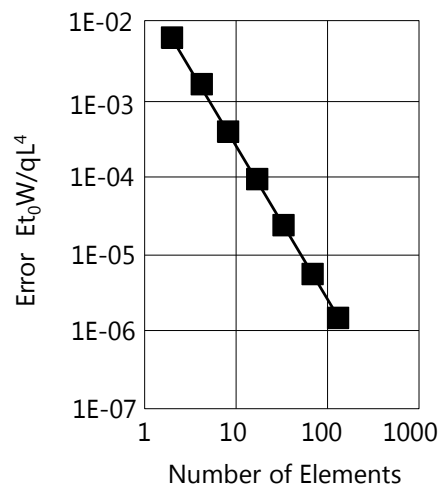
- ・はり全体で一様な分布荷重をうけるテーパ付はりの解析解とFEM(開発した断面一様はり要素)の解を比較。

要素等分割数を変えて(2-128),
解析解との差(誤差)を評価。

誤差の傾きは-1.995.

8分割で変位は解析解と3桁一致。

コードは問題なし。



6.モデリング & シミュレーションのV&V (12)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇Calculation Verification

・分布荷重(500N)について要素分割を 4, 8, 12, 200 とし計算。
4, 8, 12 から、誤差のオーダー p を求め、 $w_1(12)$, $w_2(8)$ からGCIを評価。
 $p=2.00256$, $GCI=0.00128$ を得た。妥当性確認計算は20分割とした。

$$GCI = (w_{exact} - w_1) / w_1 = F_S \frac{|\varepsilon|}{(h_2/h_1)^p - 1} \quad \varepsilon = (w_1 - w_2) / w_1, \quad F_S = 1.25$$

◇複数メッシュによる解析結果とRichardsonの補外による誤差推定

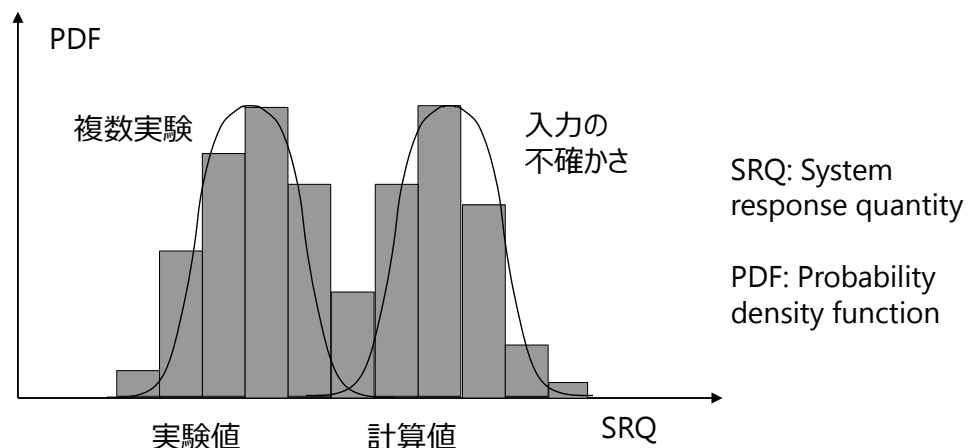
- ・Richardsonの補外を使うための条件(特異性・不連続性無を仮定)
 - (a)観測される精度のオーダーがわかっている
 - (b)異なるメッシュ精度の2つの解が計算されている
 - (c)解は漸近的に収束する領域にある
- ・異なるメッシュの3つの解が得られる場合は、精度のオーダーも求まる

6.モデリング & シミュレーションのV&V (13)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇壁支点の回転剛性は $f_r=8.4 \times 10^{-4} \text{rad} \cdot \text{Nm}$ とした。回転剛性によるたわみの計算値は $w=-14.2 \text{mm}$, 実測値は $w=-15.0 \text{mm}$

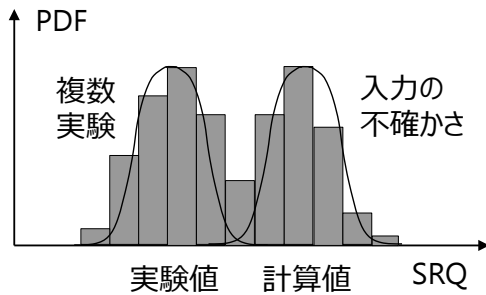
◇計算値、実験値の確率密度分布



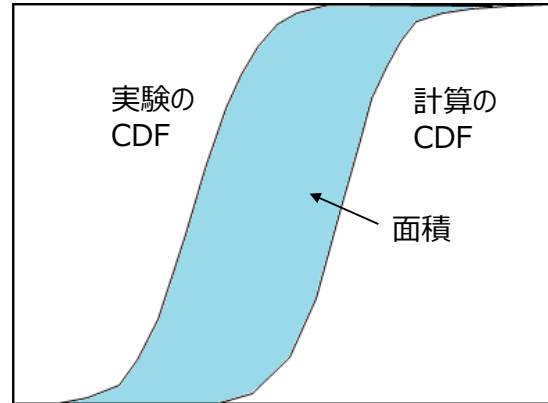
6.モデリング & シミュレーションのV&V (14)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇確率密度分布, 累積確率密度分布と M^{SQR}



PDF: Probability density function
CDF: Cumulative distribution function



$$M^{SQR} = \frac{1}{|\overline{SRQ}^{exp}|} \int_{-\infty}^{\infty} |F_{SRQ^{mod}}(y) - F_{SRQ^{exp}}(y)| dy$$

System Response Quantity

$|\overline{SRQ}^{exp}|$ is the mean of the experimental outcomes

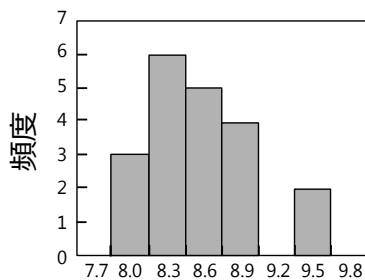
M^{SQR} はCDFが同じ時ゼロ。交差しない場合、平均値の差。それ以外の場合は、実験値と計算値の分布の差の絶対値の最小期待値。

F_{SRQ} is CDF of SRQ(system response quantity)

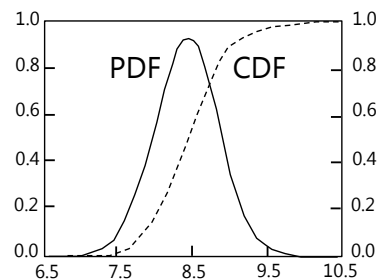
6.モデリング & シミュレーションのV&V (15)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇回転剛性とヤング係数の測定結果。正規分布で近似

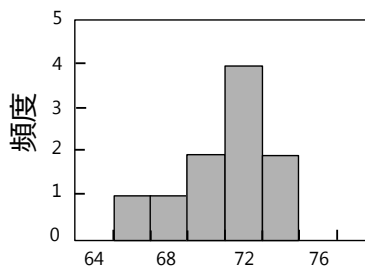


回転剛性 f_r rad/(Nm) x1.0e-7

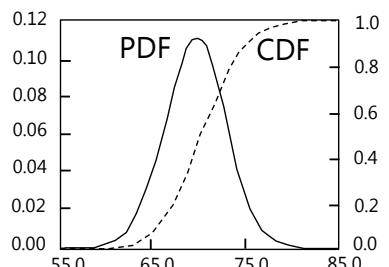


回転剛性 f_r rad/(Nm) x1.0e-7

実験20回



ヤング係数 E GPa



ヤング係数 E GPa

実験10回

6.モデリング & シミュレーションのV&V (16)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇実験

- ・試験片を10本作成し、10回の実験を実施(思考実験)
たわみの平均値 w^{exp} と 標準偏差 σ^{exp} は、

$$\bar{w}^{\text{exp}} = \frac{1}{10} \sum_{i=1}^{10} w_i^{\text{exp}} = -15.4 \text{ mm}, \quad \sigma^{\text{exp}} = \sqrt{\frac{1}{10-1} \sum_{i=1}^{10} (w_i^{\text{exp}} - \bar{w}^{\text{exp}})^2} = 0.57 \text{ mm}$$

◇GUM(Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement)では、
実験の不確かさ(誤差)は、

一連の観測値の統計的解析による値 s (Aタイプの評価方法)

それ以外の値 b (Bタイプの評価方法)

であり、合成標準不確かさを $\sqrt{s^2 + b^2}$ として評価する。

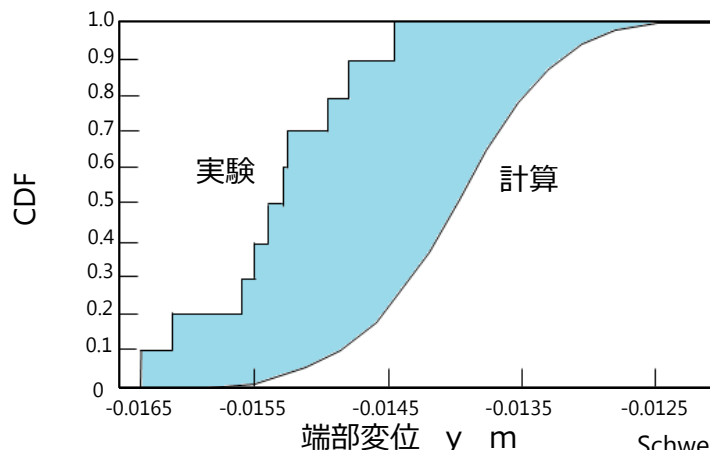
V&V20では、ランダムな不確かさ、系統的な不確かさと呼ぶ。
系統的な不確かさは感度解析的手法かモンテカルロ法で評価する。

6.モデリング & シミュレーションのV&V (17)

6.4 ASME V&V10.1-2012 のV&V事例

◇モンテカルロ法で回転剛性とヤング係数のばらつきを考慮した解析
を実施した。結果の M^{SRQ} は要求レベルを満たした。

$$M^{\text{SRQ}} = 0.0084 < 0.1$$



数千万ノードの流体解析に
適用可能か？

超並列計算機の利用
高速自動微分(感度解析)

6. モデリング & シミュレーションのV&V (19)

6.6 先端研究の事例

Stanford University, Predictive Science Academic Alliance Program

マッハ6の超音速機の開発のため、シミュレーションにおける不確かさを明らかにする。

Professor Parviz Moin. Mechanical Engineering September 2012, pp.42-45.

シミュレーションで、SCRAMJETエンジンの動作可能範囲の、マージンと不確かさの定量化を実現する。

Sandia National Laboratories のThe Computer Science Research Instituteの2008 PSAAPや下記の資料で、V&Vの手法が解説されている。
Predictive Simulations of Multi-Physics Flow Phenomena with application to Integrated Hypersonic Systems .

www.orau.gov/.../BermejoMoreno_PSAAP_June28.pdf

7. 要員の力量管理

7. 要員の力量管理 (1)

7.1 V&Vにおける要員の力量管理

◇V&V10-2006では要員の力量管理に関する意識は明確でなかったが、V&V10.1-2012ではNAFEMS QSS001の要員の選定(問題の難しさに応じて相応の経験者が担当する)の考え方が参照されている。計算力学技術者資格認定は、NAFEMSでは1990年ころから、日本機械学会では2003年から実施している。

7.2 EASIT²

◇ Engineering Analysis and Simulation Innovation Transferの主たる目的は、力量のあるシミュレーション技術者が有しているべき知識とスキルを提示すること。Leonardo da Vinci European Transfer of Innovation project(EUのプロジェクト)の一部として実施された。NAFEMSが主導し、E.ON, EADS, NOKIA, RENAULT, NEVESUB, TETRA PACK, University of Strathclyde 他が参加。EASIT²の成果目的は次の3項目。

TOSHIBA

Leading Innovation >>>

© 2013 Toshiba I.S. Corporation

2013-9-20 東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム

57

7. 要員の力量管理 (2)

(1) Educational Base : 良いシミュレーション技術者が保有すべき力量を説明する詳細な23文書(Competency Statements)の集合。個々の文書の細目を展開すると細目は合計1000を超える。細目は教科書や講習会にリンクし、EQF(The European Qualifications Framework)に対応している。

(2) Competency Framework : 個人が身に着けたスキルを記録し追跡できるようにしたWEBベースのシステム。個人がシミュレーション技術者としてのキャリア開発を計画しモニターするのに使用できる。会社が、従業員のスキルデータベースを維持するのに使用できる。

(3) 改訂した最新のNAFEMS Registered Analyst Scheme. すなわちProfessional Simulation Engineer(PSE).

EASIT²のEducational BaseとCompetency Frameworkは現在、HPで公開されている(<http://www.easit2.eu/>)。

TOSHIBA

Leading Innovation >>>

© 2013 Toshiba I.S. Corporation

2013-9-20 東京大学-JAXA社会連携講座シンポジウム

58

7. 要員の力量管理 (3)

7.3 PSE

◇NAFEMSが2013年6月から開始した計算力学技術者の資格制度。PSEはTrainee, Standard, Advancedの3段階がある。自身でシミュレーションのモデリング、検証、妥当性確認ができることがStandard以上になる要件。専門分野はEASIT²で決まった26技術分野から設定する。書類審査と面接で合否を判定する。

7.4 計算力学技術者資格認定制度

◇日本機械学会が2003年に開始した資格制度。固体力学と熱流体力学に初級、2級、1級、上級アナリストがあり、振動は2級がある(2012年度)。2012年までの合格者総数は4541名。

初級は講習会出席が必要要件、2級、1級は試験で合否判定。上級アナリストは1級合格者のみ受験可能。上級アナリストは、解析プロジェクトの書類審査と面接試験で合否を判定する。

NAFEMSのPSEとJSMEの上級アナリストは相互認証の検討中。

8. おわりに

8. おわりに

シミュレーションを利用した開発期間の短縮、試作費用の削減の成功事例、失敗事例を紹介し、シミュレーションのもたらす経済的効果を実証するためにはシミュレーションの品質保証が必要であることを紹介した。

シミュレーションの品質保証手法として、英国NAFEMS, 日本計算工学会によるISO9001に基づく手法と、米国ASME他によるV&V手法を紹介した。

ISO9001に基づく手法の要点は、適切な解析プロセス、精度の確保されたシミュレーションツール、および、シミュレーション要員の力量管理である。V&V手法は今後の発展が期待される。

シミュレーション要員の力量管理は、NAFEMSと日本機械学会のシミュレーション技術者の資格認定制度があり、日本機械学会は着実な実績を上げていること、また、最上位資格は相互認証が検討されていることを紹介した。

ロケット・宇宙機モデリングラボラトリーシンポジウム

平成25年9月20日(金) 武田先端知ビル

・有人安全性評価技術の研究 ・接触摩擦モデリングの研究

東京大学 社会連携講座特任教授

酒井信介



有人安全性グループ							
月日	研究会名	参加者数					
		東大	他大学	JAXA	企業	学生	合計
2013/4/16(火)	Smith先生講演会	5	1	1	0	12	19
2013/6/17(月)	第1回研究会(キックオフミーティング)	6	7	4	1	7	25
2013/8/1(木)	第2回研究会	4	1	5	1	8	19

推進薬熱流動現象グループ							
月日	研究会名	参加者数					
		東大	他大学	JAXA	企業	学生	合計
2013/4/9(火)	第1回研究会(キックオフミーティング)	5	2	5	8	3	23
2013/6/18(火)	第2回研究会	5	7	10	10	3	35

反応性熱流動現象グループ							
月日	研究会名	参加者数					
		東大	他大学	JAXA	企業	学生	合計
2013/5/31(金)	第1回研究会(キックオフミーティング)	4	6	12	13	0	35
2013/7/25(木)	第2回研究会	4	3	9	8	1	25

接触・摩擦現象グループ							
月日	研究会名	参加者数					
		東大	他大学	JAXA	企業	学生	合計
2013/7/9(火)	第1回研究会(キックオフミーティング)	6	1	10	4	2	23





有人安全性評価技術の研究

【研究の目的】

我が国独自の有人ロケットシステムの構築のために必要となる安全技術として、安全要求、安全性評価手法、安全性実現手段の観点から、検討を進める。

【研究の出口】

- 安全要求 : 我が国独自の有人ロケット安全要求(1次案)の明確化
- 安全性評価手法 : クリティカルハザードに対する定量的リスク評価技術、及び安全要求/システム仕様へフィードバックを行う評価プロセスの強化
- 安全性実現手段 : 確実に緊急脱出装置を発動させる為の検知すべき物理量の識別と異常検知・アボート判定ロジック(案)の設定

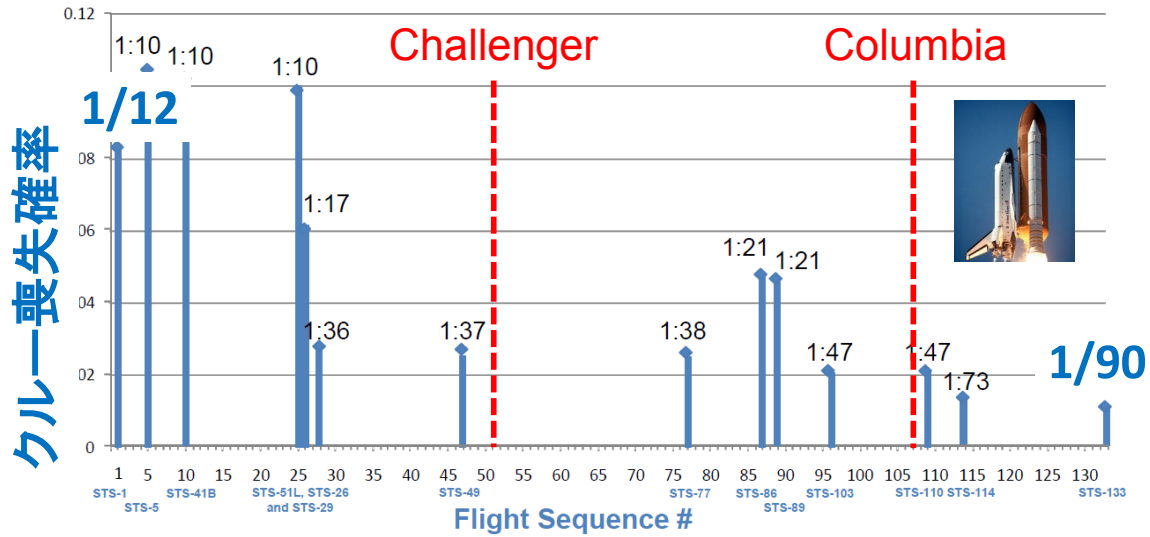


高い安全性の確保

安全性の定量的表現



確率論的リスク評価



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



安全性実現手段

無人ロケット
異常時には、以下により安全確保
地上安全: 指令破壊

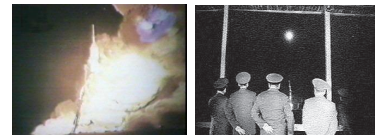
有人ロケット
異常時には、以下により安全確保
クルー安全: 故障許容、救命システム(LAS, ゴンドラ)
地上安全: 指令破壊

故障許容(冗長化)

救命システム: LAS

救命システム: ゴンドラ

クルー回収



LASによる救命成功
Pad Fire (Soyuz T-10-1, 1983)



全クルー死亡
SRB Explosion (STS, 1986)

課題

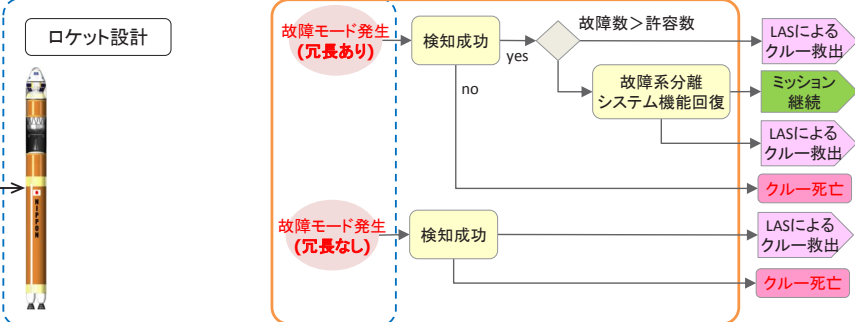
1. 安全性の透明性→定量的表現→クルー喪失確率算出のための定量的リスク評価 (NASAのAres計画など)
2. 不確定性の排除による過剰安全性の排除 →シミュレーション評価の高精度化 (Apollo計画では過剰な安全要求-例:爆発威力-)



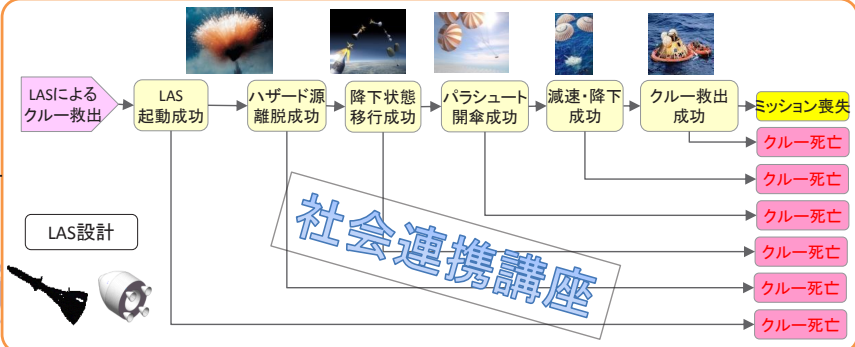
クルー喪失確率評価シナリオ

各研究テーマの関係性を以下に示す。

高信頼性ロケット 安全性実現手段(冗長化/故障許容)

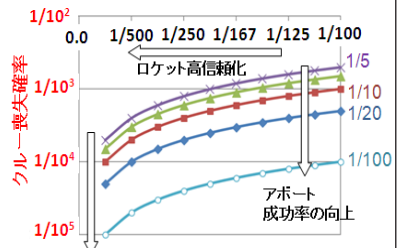


緊急離脱システム(アボート)



[凡例]
 — 研究スコープ
 - - - - - その他

ロケット信頼度



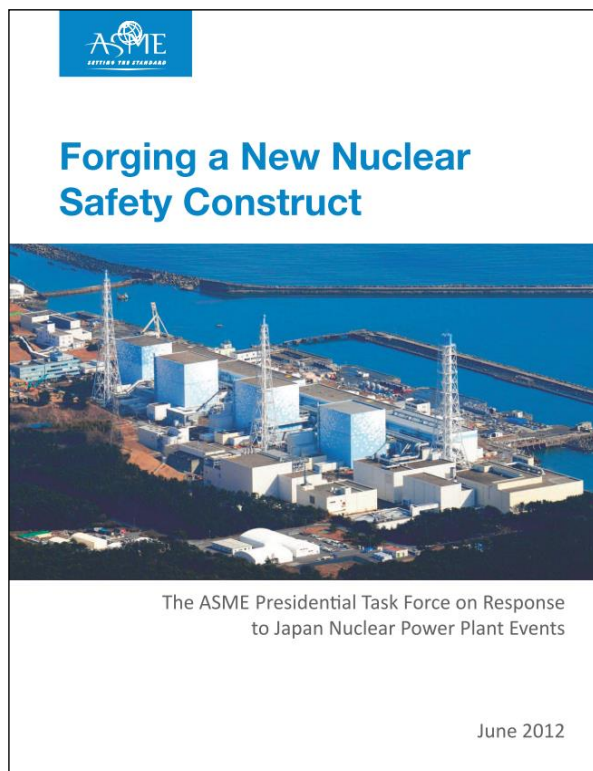
アボート成功確率

課題 推進にあたってのポイント

- 決定論と確率論の長短の理解
- 統計リテラシーによるリスク評価の推進



課題1 -米国文化から学ぶこと-



Lessons learnt
from Fukushima
Accident



All Risk Approach

決定論と確率論の長短の理解

考慮すべき事項	決定論的アプローチ	確率論的アプローチ
事象解析の範囲	<ul style="list-style-type: none"> 事前に定義された事象 設計規準事象は限界事象内と考える 	<ul style="list-style-type: none"> 事前に規定した規則に拘束されることはない
含まれる失敗シナリオ	<ul style="list-style-type: none"> 最悪の単一事象を想定 	<ul style="list-style-type: none"> 確率論的に考え得る事故の数に制限はかない
共通要因故障	<ul style="list-style-type: none"> 特別な要求事項を課すことにより防止できると仮定 	<ul style="list-style-type: none"> 経験に基づき考え得る全ての機器を確率的に検討対象とする
人為的活動	<ul style="list-style-type: none"> 手順化しておけば有効に機能すると仮定 	<ul style="list-style-type: none"> 人為的活動につきプラス面、マイナス面の両方について確率論的に考慮
不確実性への対応	<ul style="list-style-type: none"> 限界状態の仮定に依存すると仮定 	<ul style="list-style-type: none"> 実態に近い平均を評価した上で、その周りの不確実性を確率的に評価



毎日新聞 2010年4月27日

【第3種郵便物認可】

日本原子力研究開発機構(原子力機構)は27日、高速増殖炉「もんじゅ」(福井県敦賀市、運転停止中)で、原子炉補助建物地下1階にある2次系ナトリウム漏えい検出器が故障し、部品を交換したと発表した。ナトリウム漏れや環境への影響はないが、故障原因については、調査中である。

原子力機構は、もんじゅの運転再開の行程に影響はないと考えている。経済産業省原子力安全・保安院の原山正明・新型炉規制室長は「一立ち入り検査で原因と対策を確認できなければ、運転は再開できない」としている。福井県の西川一誠知事は、原子力担当の幹部を集めて対応を検討している。

ナトリウム漏えい検出器を巡っては、施工ミスなど不具合が相次ぎ、保安院が08年に全数点検を指示し、運転再開が延期された。反原発団体「若狭連帯行動ネットワーク」の松下照幸さん(61)は「福井県美浜町」は「検出器のトラブルが収まらないのは原子力機構の組織としての取り組み方に問題があり、改善されていない証拠」と話している。【酒造唯】

毎日新聞 2010

もんじゅ 検出器故障

5月再開ずれ込みも

日本原子力研究開発機構(原子力機構)は27日、高速増殖炉「もんじゅ」(福井県敦賀市、運転停止中)で、原子炉補助建物地下1階にある2次系ナトリウム漏えい検出器が故障し、部品を交換したと発表した。ナトリウム漏れや環境への影響はないが、故障原因については、調査中である。

よっては5月上旬の運転再開がずれ込む可能性もある。

原子力機構による調査によると、検出器は614台あり、故障したのは、配管の周りの空気を採取して漏えいを調べるための1台。27日午前0時ごろ、空気を送るファンのモーターが過熱して停止し、故障を



一個の機器の故障＝システムの故障
としてしまうと何が起きるのか



直列系の信頼度

$$R_S = \prod_{i=1}^n R_i \quad F_S = 1 - R_S = 1 - \prod_{i=1}^n R_i$$

仮に $R_i=0.999, n=614$ のとき

$$R_S = 0.999^{614} = 0.541$$

$$F_S = 1 - 0.999^{614} = 0.459$$

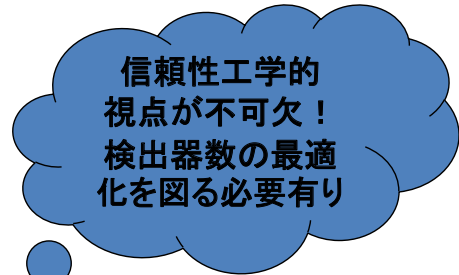
個々の機器の信頼度が0.999であったとしても、システム信頼度は0.541まで低下!



安定した継続運転は困難とい
うことになるのではないかと?



検出器を増やすと漏洩検知の可能性は高
くなるものの、システム信頼度は著しく低下

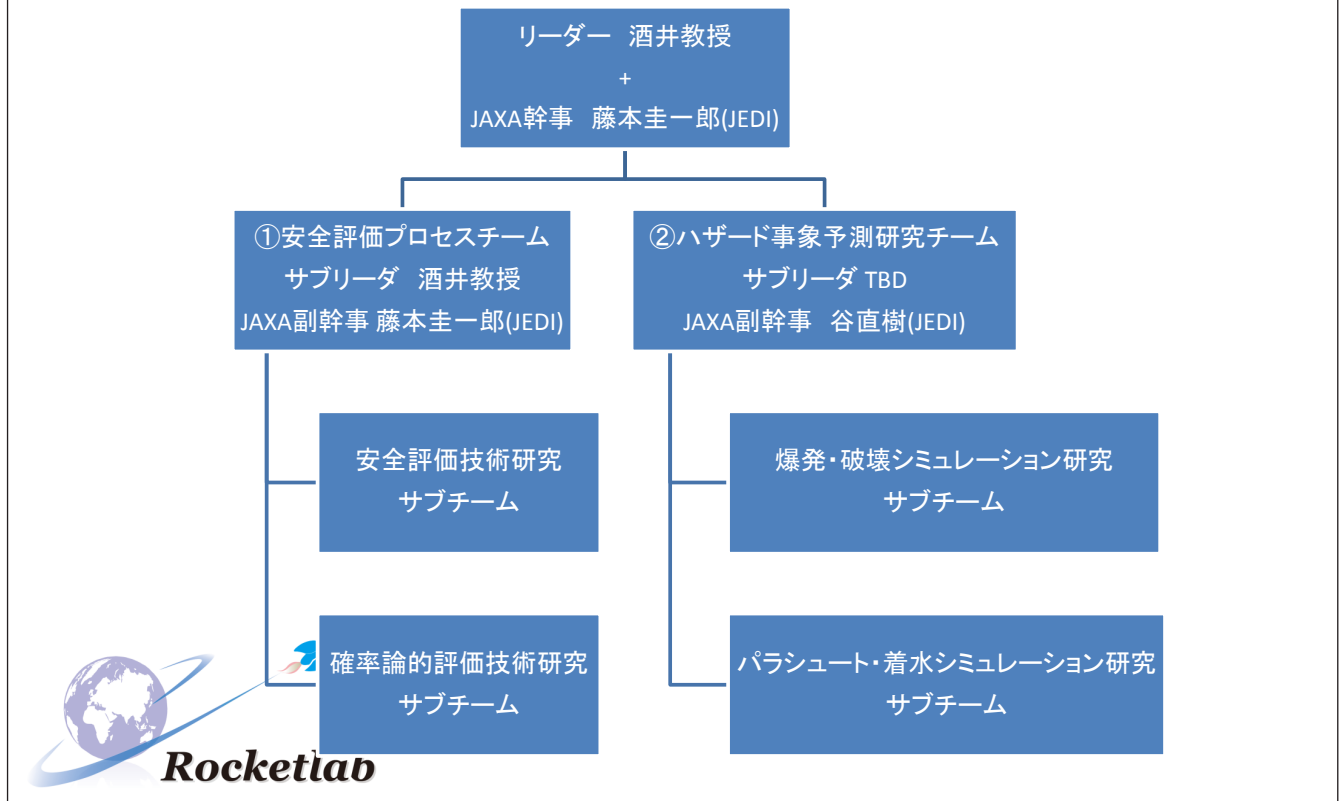


リスク評価導入上の手順

- 日本の風土の特殊性を考慮した上で、理解の得られる導入手順を考える
- 日常的なリスクマネジメントの導入
- エキスパートパネルの組織構成
- 損傷確率データ整備、規格・基準・ガイドライン整備、人材育成
- 統計リテラシーによる透明性の確保



社会連携講座研究体制



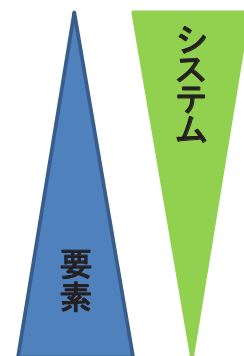
接触・摩擦モデリングの研究

【研究の目的】

宇宙機器の所定の性能実現にあたって、課題となる接触・摩擦にかかわる現象のモデリングを行うとともに解析手法を検討する。

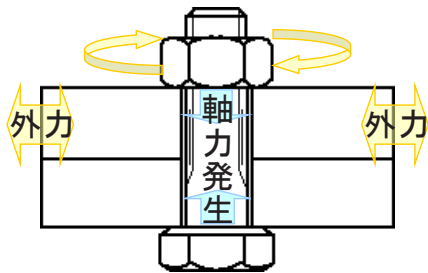
【想定される解析課題】

- 柔軟構造物、展開構造物の高精度予測
- 擾乱解析
- 保持解析(分離)衝撃力の予測
- 機構要素の解析
 - (1) 寿命解析
 - (2) 加速寿命試験法
 - (3) ロストルクの予測、性能計算

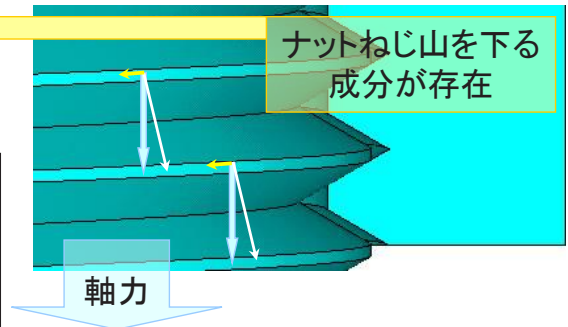


ボルト・ナット締結体はゆるむ！

ボルト締付け時の荷重成分



締結体に外力 (軸直角方向) が作用し、つりあいが崩れると急速にゆるむ。



ねじ締結体は様々な分野で用いられているが、メンテナンスの容易さの反面、**ゆるみ**の問題を抱えている。

→ ゆるみ防止のために様々な**ゆるみ止め部品**が使用されている。

問題点

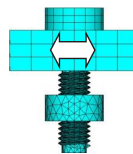
ゆるみ止め性能についての評価はあまり行われていない。



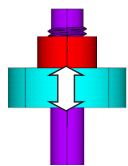
ボルト締結体の研究

メカニズムの解明

- ・軸直角方向外力
／完全座面すべり
- ・軸直角方向外力
／微小座面すべり



- ・軸方向外力

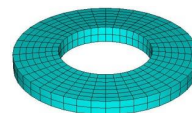
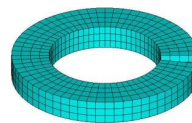
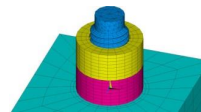


- ・共同研究
(JR東日本、東京ガス、サンデン、荏原製作所、日本発条、コマツ、スズキ)



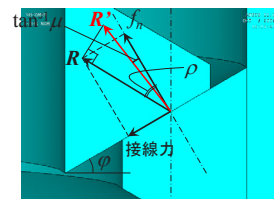
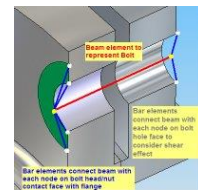
ゆるみ止め部品の評価

- ・ダブルナット
- ・平座金
- ・フランジナット
- ・ピストンナット (建機メーカー)
- ・ばね座金
- ・皿ばね座金



締結体の力学モデル

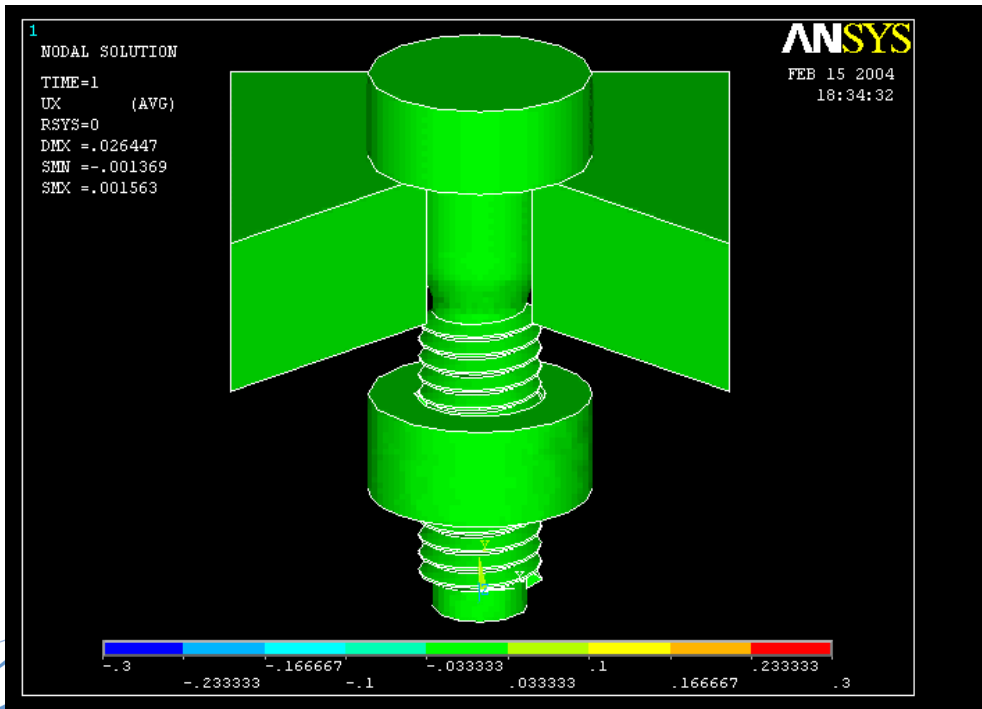
- ・ビーム要素を用いた簡易モデル化調査
(日本機械学会研究分科会ねじ締結WG)



- ・ボルト締結体挙動の解析的モデルの開発
→簡易モデル化への応用

ボルトゆるみ回転の様子

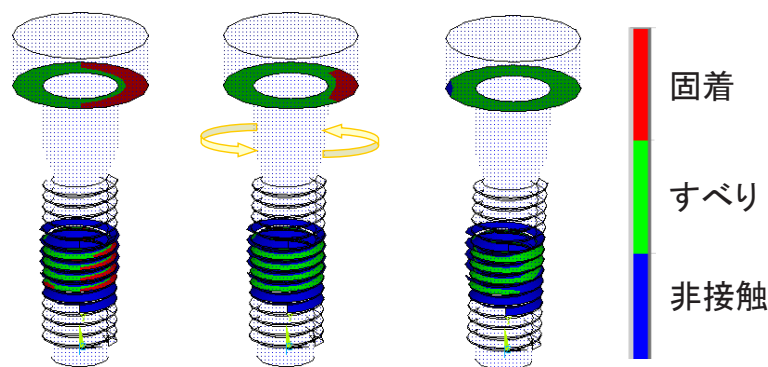
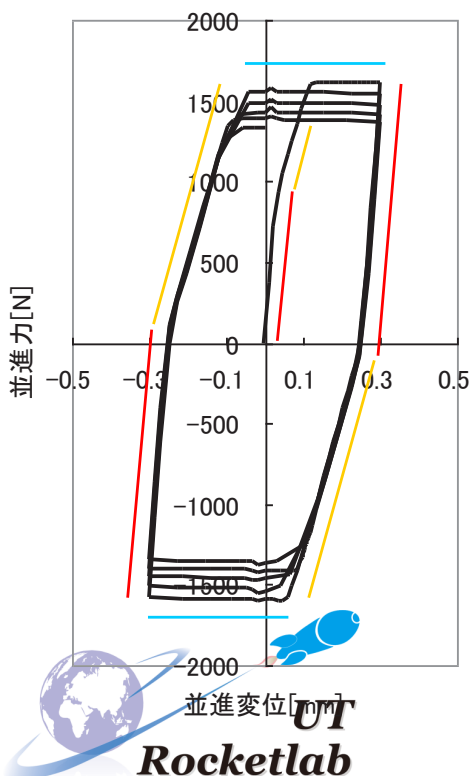
並進方向変位コンター図(変位は5倍に拡大)



周期が進むにつれて、ボルト頭の手前と奥とで並進変位に差が生じる。

可動板に作用する並進力と並進変位の関係

ねじ面、座面における接触状態

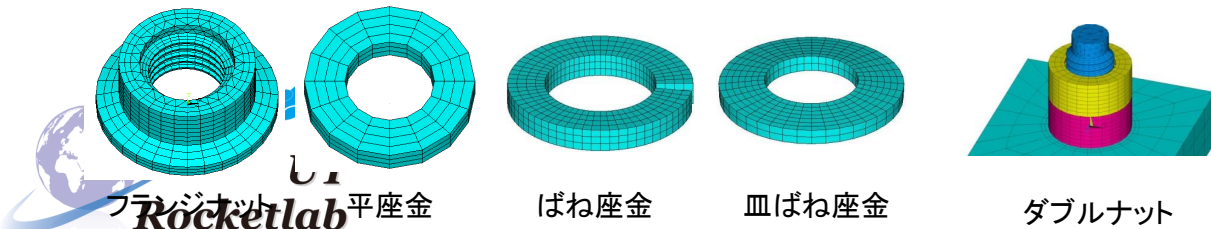


- 急勾配部** ボルト座面、ねじ面の一部が固着。並進力によりボルトに曲げが発生。
- 緩勾配部** ねじ面のすべりが開始。ボルトにねじれが発生。
- 平坦部** ボルト座面に並進方向のすべりが発生。

ゆるみ止め部品の性能評価

	座金	フランジナット	ダブルナット	ばね座金	ナイロンナット	細目	ピッチ数増加	皿ばね座金	塑性締め
座面すべりに対する効果	×	△	◎	△	△	○	△	△	○
微小座面すべりに対する効果	×	○	◎	△	○	○	○	△	○
備考		等価摩擦直径が少し大きい	軸力低下により座面すべりが生じる(全くゆるまない)	負の効果、安易に採用すべきでない。若干の軸力補償はある	高温になると効果なし	ゆるみの速度が遅くなる効果。進行を止めることはできない。	ピッチ数増加による剛性増加の効果	軸力補償の効果はあるが、ばね力によりゆるみ回転は促進	軸力のバラつき低減、ゆるみの観点からデメリットなし。

<http://www.fml.t.u-tokyo.ac.jp/~izumi/Bolt/> 参照



32/48

研究課題候補:リアクションホイール

- 円盤の回転速度や回転方向の変更で、人工衛星の姿勢を維持・変化させる装置
- 宇宙機器における最高度の潤滑
- 真空、微小重力下で数千rpmでの作動要求
- 低摩擦トルクを実現するために極微量の合成炭化水素油
- 長寿命化のため、コットンベースフェノール保持器に油含浸→オイルリザーバ
- 保持器不安定現象(リテーナインスタビリティ)の防止が必須



反応性熱流動モデリングの研究

石原 (寺島) 洋史

東京大学 社会連携講座 ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー

謝辞

反応性熱流動グループ各位

越光男先生, 谷洋海, 大門優, 森井雄飛 各博士

研究ターゲット

▶液体ロケットエンジン

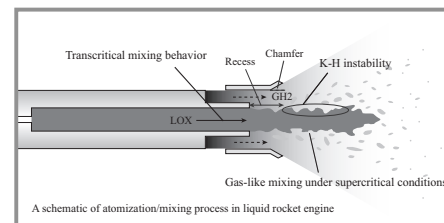
▶衛星スラスター

反応性熱流体现象



-燃料と酸化剤が混合し, 反応過程を経て, 燃焼する熱流体場

異種衝突型	<p>UNLINE DOUBLET (1 ON 1) ● ○</p> <p>UNLINE DOUBLET (2 ON 1) ● ○ ●</p>	液/液 NTO/ヒドラジン 自燃性二液推進薬	LEM ascent engine Delta launch vehicle Agena upper state Agena target vehicle
同種衝突型	<p>LINE DOUBLET (1 ON 1) ● ○</p>	液/液 LOX/RP-1	H-1, F-1 engines
同軸型	<p>CONCENTRIC TUBE (WITHOUT SWIRLER)</p>	液/ガスor液/液 LOX/GH2, LOX/LH2, LOX/CH4	SSME, LE-7, LE-5 engines



エンジン開発における問題点

- ▶ 振動燃焼（低周波，高周波不安定）
- ▶ 壁面熱流束（フィルムクーリング，構造）
- ▶ 過渡特性（定格作動点以外での運用）
- ▶ 形状効果



いずれにおいても未だ予測/評価が困難

- 既存手法/モデルの限界
- 燃焼解析技術の発展の必要性

「非定常」の「流体混合現象」「燃焼現象」「化学反応」がキーとなる

非定常

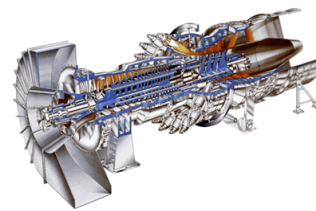
混合

燃焼

化学反応

一般的な燃焼流の課題

- 高効率かつクリーンな燃焼技術（超希薄燃焼など）
- 多様化する燃料
- 燃焼振動（不安定性）
- 壁面近傍の熱環境予測



流れに基づく燃焼制御から化学反応機構の理解に基づく燃焼制御へ

非定常

混合

燃焼

スワール，タンブル

化学反応機構

詳細反応を考慮した反応性流体解析技術の必要性

燃焼流シミュレーションの課題

詳細反応を考慮した反応性流体解析は可能か？

- 詳細反応機構の自動生成が既に可能
e.g., KUCRS, LLNL-CMLS, GRI-mech, Leeds

Species	Formula	Weight	Order
CH4	CH4	16.04	1
O2	O2	32.00	2
CO2	CO2	44.01	3
H2O	H2O	18.02	4
H2	H2	2.02	5
CO	CO	28.01	6
H	H	1.01	7
O	O	16.00	8
OH	OH	17.01	9
HO2	HO2	33.02	10
CH3	CH3	15.03	11
CH2	CH2	14.03	12
CH	CH	13.02	13
C2H2	C2H2	26.04	14
C2H4	C2H4	28.05	15
C2H6	C2H6	30.07	16
C2	C2	24.02	17
C	C	12.01	18
N2	N2	28.02	19
N	N	14.01	20
NO	NO	30.01	21
NO2	NO2	46.01	22
NO3	NO3	62.01	23
HNO2	HNO2	47.02	24
HNO3	HNO3	63.02	25
HN	HN	13.01	26
HN2	HN2	27.03	27
HN3	HN3	43.03	28
H2N	H2N	16.03	29
H2N2	H2N2	32.05	30
H2N3	H2N3	48.05	31
H3N	H3N	33.05	32
H3N2	H3N2	49.06	33
H3N3	H3N3	65.06	34
NH	NH	17.03	35
NH2	NH2	16.04	36
NH3	NH3	17.03	37
NH4	NH4	18.04	38
NH5	NH5	19.05	39
NH6	NH6	20.06	40
NH7	NH7	21.07	41
NH8	NH8	22.08	42
NH9	NH9	23.09	43
NH10	NH10	24.10	44
NH11	NH11	25.11	45
NH12	NH12	26.12	46
NH13	NH13	27.13	47
NH14	NH14	28.14	48
NH15	NH15	29.15	49
NH16	NH16	30.16	50
NH17	NH17	31.17	51
NH18	NH18	32.18	52
NH19	NH19	33.19	53
NH20	NH20	34.20	54
NH21	NH21	35.21	55
NH22	NH22	36.22	56
NH23	NH23	37.23	57
NH24	NH24	38.24	58
NH25	NH25	39.25	59
NH26	NH26	40.26	60
NH27	NH27	41.27	61
NH28	NH28	42.28	62
NH29	NH29	43.29	63
NH30	NH30	44.30	64
NH31	NH31	45.31	65
NH32	NH32	46.32	66
NH33	NH33	47.33	67
NH34	NH34	48.34	68
NH35	NH35	49.35	69
NH36	NH36	50.36	70
NH37	NH37	51.37	71
NH38	NH38	52.38	72
NH39	NH39	53.39	73
NH40	NH40	54.40	74
NH41	NH41	55.41	75
NH42	NH42	56.42	76
NH43	NH43	57.43	77
NH44	NH44	58.44	78
NH45	NH45	59.45	79
NH46	NH46	60.46	80
NH47	NH47	61.47	81
NH48	NH48	62.48	82
NH49	NH49	63.49	83
NH50	NH50	64.50	84
NH51	NH51	65.51	85
NH52	NH52	66.52	86
NH53	NH53	67.53	87
NH54	NH54	68.54	88
NH55	NH55	69.55	89
NH56	NH56	70.56	90
NH57	NH57	71.57	91
NH58	NH58	72.58	92
NH59	NH59	73.59	93
NH60	NH60	74.60	94
NH61	NH61	75.61	95
NH62	NH62	76.62	96
NH63	NH63	77.63	97
NH64	NH64	78.64	98
NH65	NH65	79.65	99
NH66	NH66	80.66	100
NH67	NH67	81.67	101
NH68	NH68	82.68	102
NH69	NH69	83.69	103
NH70	NH70	84.70	104
NH71	NH71	85.71	105
NH72	NH72	86.72	106
NH73	NH73	87.73	107
NH74	NH74	88.74	108
NH75	NH75	89.75	109
NH76	NH76	90.76	110
NH77	NH77	91.77	111
NH78	NH78	92.78	112
NH79	NH79	93.79	113
NH80	NH80	94.80	114
NH81	NH81	95.81	115
NH82	NH82	96.82	116
NH83	NH83	97.83	117
NH84	NH84	98.84	118
NH85	NH85	99.85	119
NH86	NH86	100.86	120
NH87	NH87	101.87	121
NH88	NH88	102.88	122
NH89	NH89	103.89	123
NH90	NH90	104.90	124
NH91	NH91	105.91	125
NH92	NH92	106.92	126
NH93	NH93	107.93	127
NH94	NH94	108.94	128
NH95	NH95	109.95	129
NH96	NH96	110.96	130
NH97	NH97	111.97	131
NH98	NH98	112.98	132
NH99	NH99	113.99	133
NH100	NH100	114.00	134

KUCRS (三好先生) <http://www.frad.t.u-tokyo.ac.jp>

数百数千の化学種, 数万の化学反応

- 詳細反応機構の非定常流体解析への組み込み
 - 化学反応/燃焼に関する解析モデルの簡略化：総括反応, EBU, Flamelet, G-equation
 - 未だ, 水素 (8化学種程度) に限られることが多い：デトネーション
 - ラージエディシミュレーション (LES) の場合：整合性あるモデル化

Why difficult

Two main issues for introducing detailed chemical kinetics into CFD

1. Stiffness of reactions

- Reaction : $\Delta t = O(1) \sim O(-14)$ -- wide range of timescale

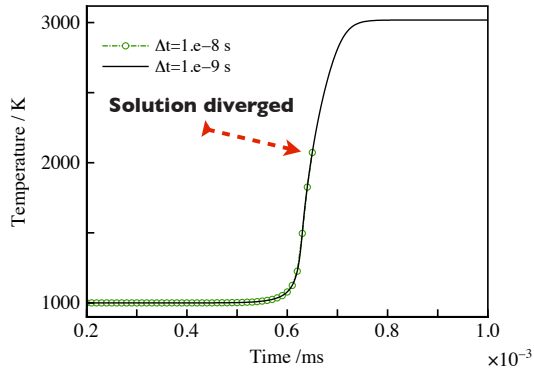
$$\begin{aligned} dY_k/dt &= \dot{\omega}_k/\rho \\ dT/dt &= - \sum e_k \dot{\omega}_k / (\rho c_v) \end{aligned}$$

2. Massive number of the species-mass equations

- Proportional to the number of species considered, possibly over 1000 species
- Time-consuming calculations of transport properties for mixture

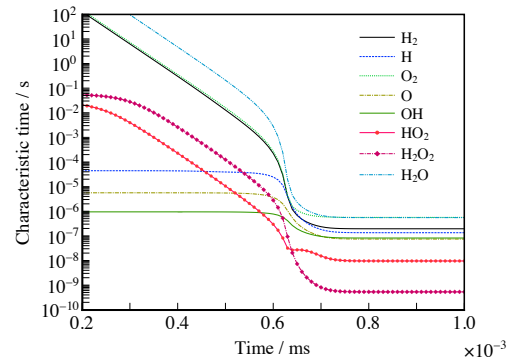
Stiffness in combustion problems

- Stiffness: difference between maximum and minimum eigenvalues
- $H_2/O_2 = 2.0/1.0, T=1000\text{ K}, p = 0.1\text{ atm}$



Temperature history of 0-D H_2/O_2 ignition problem

❖ Euler explicit method used for time integration



Characteristic time behavior of each species

$$\tau_k = \frac{X_k}{D_k} \quad \text{where } \omega_k = C_k - D_k$$

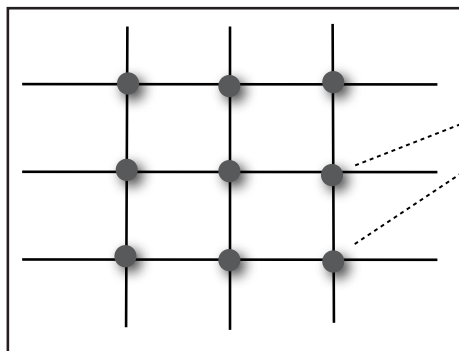
Use of implicit method:VODE

Brown, P.N., G.D. Byrne, and A.C. Hindmarsh, Vode - a Variable-Coefficient Ode Solver. *Siam Journal on Scientific and Statistical Computing*, 1989. 10(5):1038-1051.

- We have useful and powerful packages for stiff system, e.g., VODE, RADAU5

This is not happened in multidimensional case, i.e., when coupling with CFD

The powerfulness of ODE limited to 0-D problem

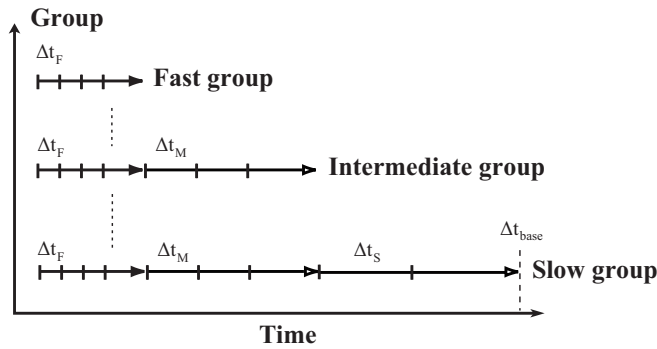


Each grid point has different information:
Start-up cost required

- CPU time would be proportional to at least the square of the number of species: N^2

A dynamic multi-time scale (MTS) method

Ref.: X. Gou, W. Sun, Z. Chen, and Y. Ju, Combustion and Flame, 2010



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

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

Schematic of MTS

- The characteristic time

$$\tau_k = \frac{Y_k}{D_k},$$

- The time step size determined as

$$N_k = \max\{0, \lfloor \log_{10} \left(\frac{\Delta t_{base}}{\tau_k} \right) \rfloor\} + 1, \quad \Delta t_{N_i} = \beta \frac{\Delta t_{base}}{10^{N_i-1}},$$

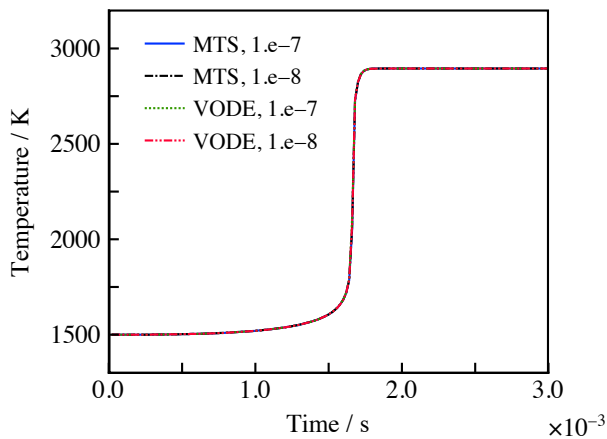
- The time integration

$$Y_k^{(m+1)} = Y_k^{(m)} + \Delta t_{N_i} \frac{\dot{\omega}_k^{(m)}}{\rho^n},$$

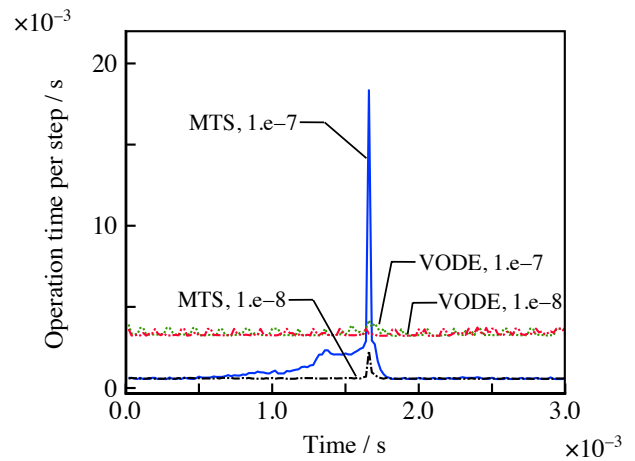
$$T^{(m+1)} = T^{(m)} - \Delta t_{N_i} \frac{\sum_{s=1}^N e_k^{(m)} \dot{\omega}_k^{(m)}}{\rho^n c_v^{(m)}},$$

Comparison between MTS and VODE

- CH₄/Air, equivalent ratio=1.0, p=1.0 atm, T=1500 K
- Detailed performance of MTS and VODE presented



Temperature profiles



Performance of MTS and VODE: operation time

CPU time comparison

- Computations on iMac, Intel Core i7 (2.93 GHz)

/Air	species #	initial pressure	initial temperature	Δt_{base} 1.e-7 s		Δt_{base} 1.e-8 s	
				save* / %	VODE/MTS s	save* / %	VODE/MTS s
CH ₄	68	1	1500	67.2	102	83.24	1009
					33		169
		10	1300	54.42	103	82.93	1021
					47		174
nC ₄ H ₁₀	146	1	1300	61.18	168	90.4	1637
					65		157
		10	1100	61.41	203	91.1	1941
					78		172
nC ₇ H ₁₆	373	1	1300	83	893	95.99	8128
					152		326
		10	1100	86.24	1064	96.6	9507
					146		322

*(VODE-MTS)/VODE*100

New explicit method based on MTS: α MTS

- Idea based on MTS (Gou et al.) and α QSS (Mott et al.)
- Euler method used in the original MTS replaced

$$\frac{dY_k}{dt} = \frac{\dot{\omega}_k}{\rho}$$

$$= q_k - p_k Y_k$$

$$q_k = \frac{C_k}{\rho}, \quad p_k = \frac{D_k}{\rho Y_k}$$

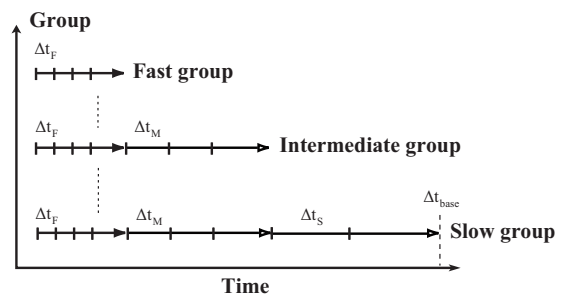
$$Y_k(t) = Y_k^{(0)} e^{-p_k t} + \frac{q_k}{p_k} (1 - e^{-p_k t})$$

$$Y_k^{(m+1)} = Y_k^{(m)} e^{-p_k^{(m)} \Delta t_{N_i}} + \frac{q_k^{(m)}}{p_k^{(m)}} (1 - e^{-p_k^{(m)} \Delta t_{N_i}})$$

$$= Y_k^{(m)} + \frac{\Delta t_{N_i} (q_k^{(m)} - p_k^{(m)} Y_k^{(m)})}{1 + \alpha_k^{(m)} p_k^{(m)} \Delta t_{N_i}}$$

$$Y_k^{(m+1)} = Y_k^{(m)} + \Delta t_{N_i} \frac{\dot{\omega}_k^{(m)}}{\rho^n}$$

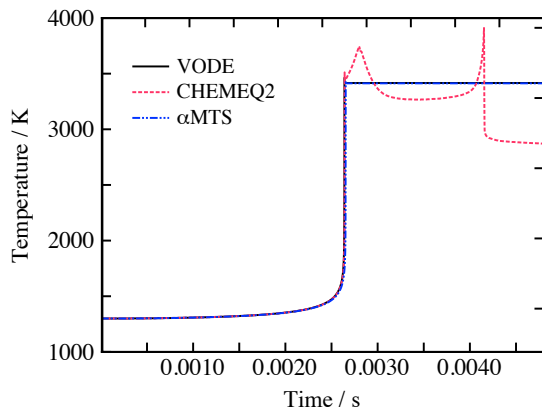
► Multi-stage Runge-Kutta methods not work



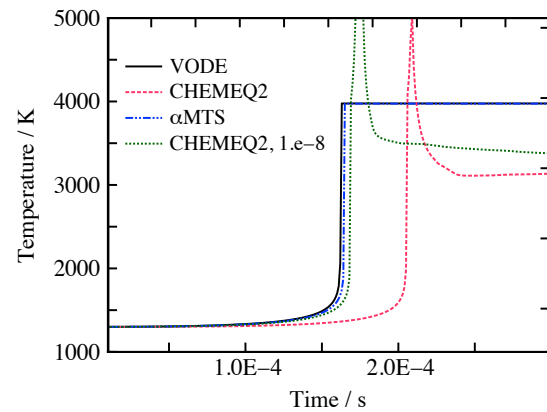
► Applied to the time integration form in MTS

Performance of new α MTS

- CH_4/O_2 , equivalent ratio=1.0, $p=1$ and 20 atm, $T=1300$ K
- The original MTS fails for the conditions
- The time step size: $1.e-7$ s



Temperature profiles in $p = 1$ atm



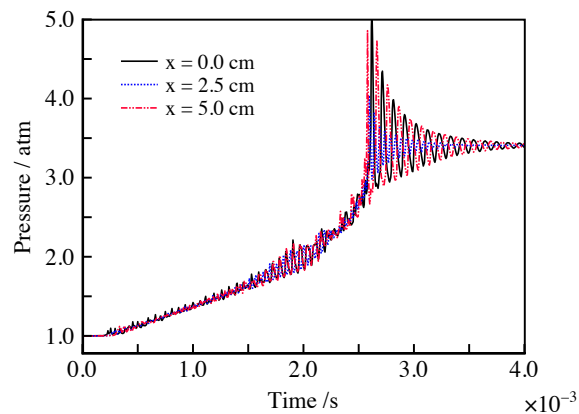
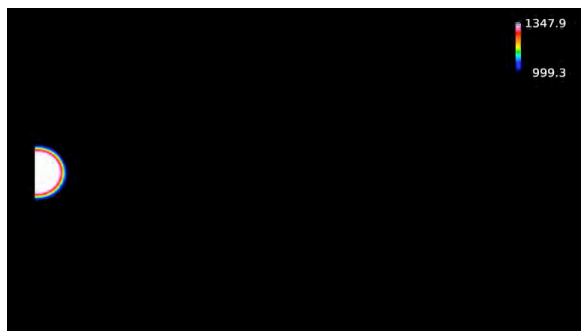
Temperature profiles in $p = 20$ atm

A faster method with a different concept

- Extend Robust Explicit Numerical Algorithm (ERENA)
 - ▶ 森井, 寺島, 越, 清水, 第51回燃焼シンポジウム, 12月5日 (木)

End-gas auto ignition for an example

- n-C₄H₁₀/O₂/Ar premixed gas ($\Phi=1.0$)
- 113 species & 426 reactions mechanism



Pressure histories at three different locations

CPU time comparison on 1-D reactive flow simulation

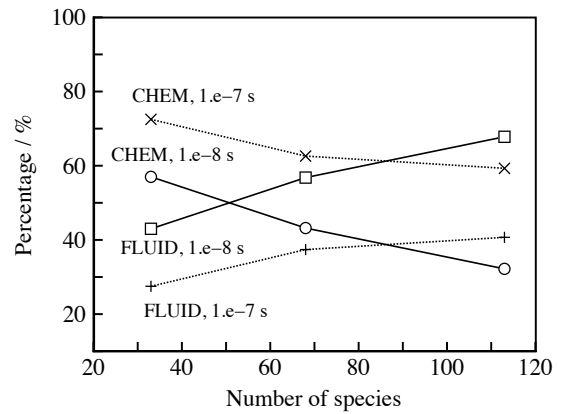
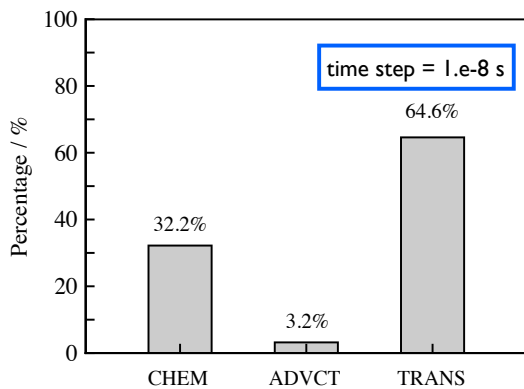
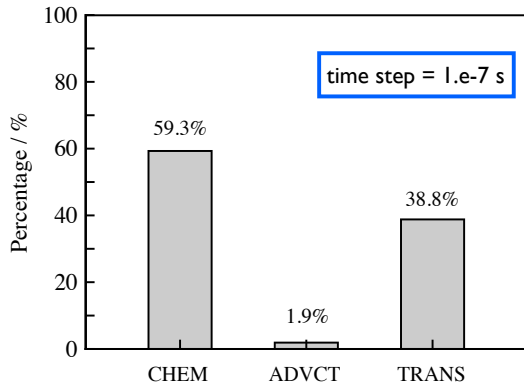
- Computations on Intel Core i7-3960X (3.3 GHz)

	species #	1.e-7 s		1.e-8 s	
		Save / %	MTS/VODE	Save / %	MTS/VODE
CH ₄ /O ₂ /Ar	68	60.5	3077/7791	70	20412/67837
n-C ₄ H ₁₀ /O ₂ /Ar	113	59.3	7626/18762	71.5	46566/163137

*(VODE-MTS)/VODE*100

Chemistry or Fluid

• n-C₄H₁₀/O₂/Ar (113 species)

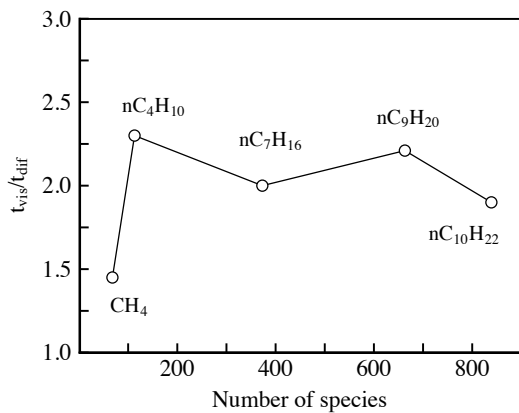


Scaling of the computational times for CHEM and FLUID with three reaction mechanisms

Note: chemistry is always time-consuming with VODE

Mixture of transport properties

• Attention needed in detailed chemistry simulations



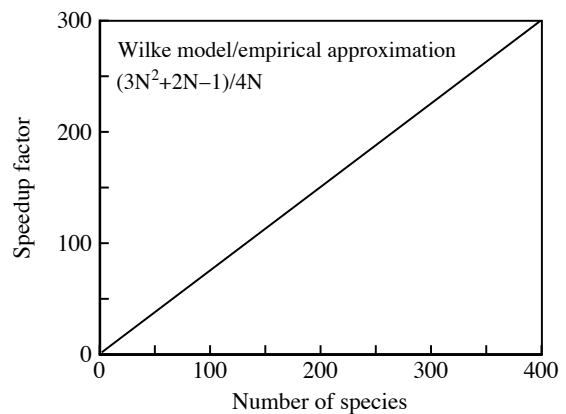
Comparison between costs of viscosity and diffusion coefficients

• Method of Wilke (1950)

$$\mu_m = \sum_{i=1}^N \frac{\mu_i}{\sum_{j \neq i}^N \frac{X_j}{X_i} \phi_{ij}}$$

• An empirical approximation (~10% error)

$$\mu_m = \frac{1}{2} \left[\sum_i^N X_i \mu_i + \left(\sum_i^N \frac{X_i}{\mu_i} \right)^{-1} \right]$$



Comparison between costs of Wilke model and an empirical approximation

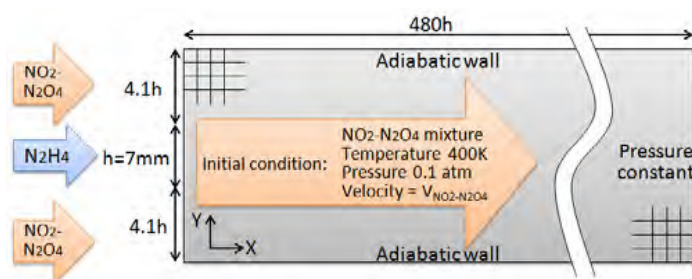
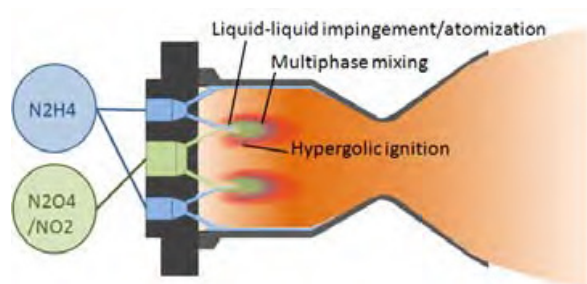
Ongoing work on diffusion coefficients

- Care for diffusion coefficients computations still remains; species bundling ?
- Correspondingly, the number of species-mass equations could be reduced in CFD ?

For corporation of large detailed chemistry into CFD, care must be taken of calculation parts which require computational time of N^2

Hydrazine combustion simulations in 2-D

- Application of our reactive flow simulation code with detailed chemistry to space propulsion
- Ongoing work



Numerical methods

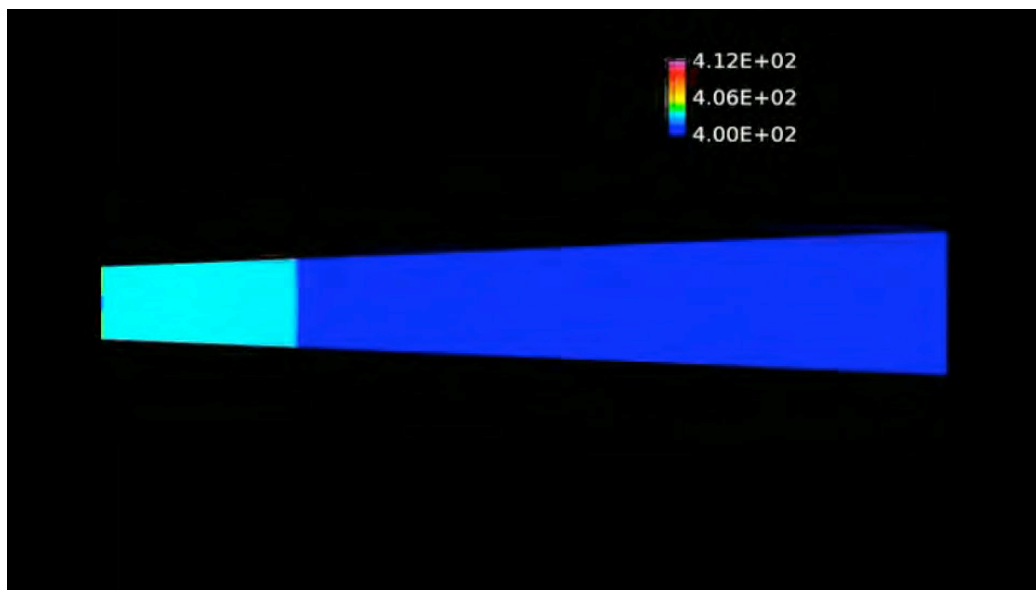
▶ Fluid (a compressible N-S equations)

- HLLC/HLL hybrid solver (Kim et al., 2009) for numerical flux
- 3rd-order accuracy (MUSCL) with Minmod limiter
- Central differencing for viscous, heat source, and diffusion terms
- TVD Runge-Kutta method for the time integration (3rd-order accuracy)

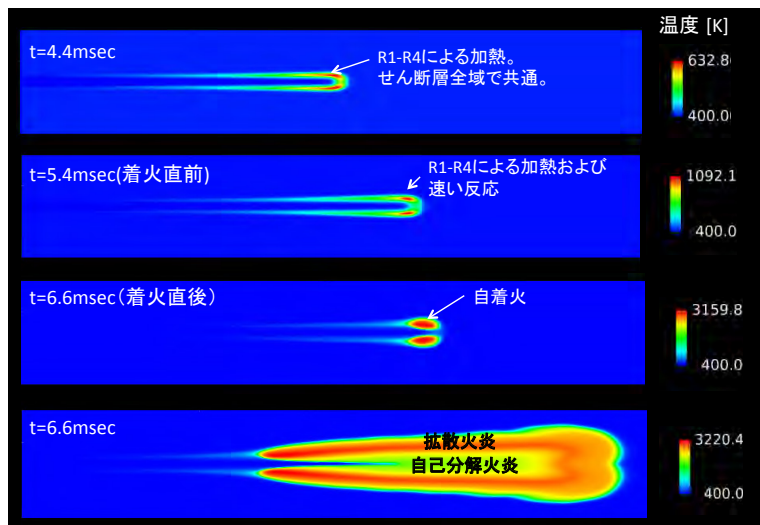
▶ Chemical reaction (internal energy and volume are constant)

- ERENA (Morii et al., 2013) for the time integration
- A detailed mechanism of N_2H_4 (Daimon et al., 2013a, 2013b): 39 species and 261 reactions

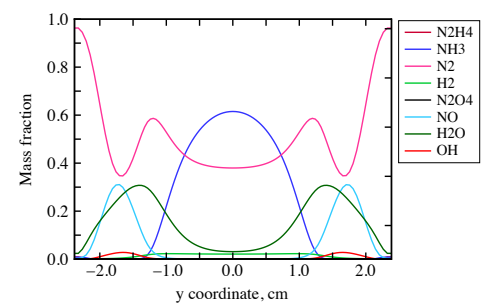
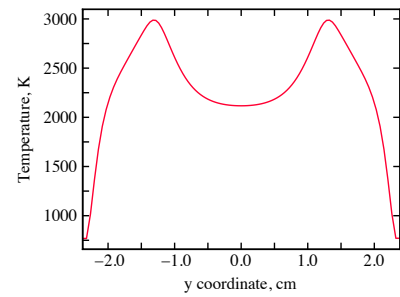
An animation from 2-D simulations



Dynamics and flame structure of hydrazine combustion



Sequence of ignition and flame dynamics



Temperature and mass fractions of several species at a sectional line


▶ 谷, 寺島, 大門, 越, 第51回燃焼シンポジウム, 12月5日 (木)

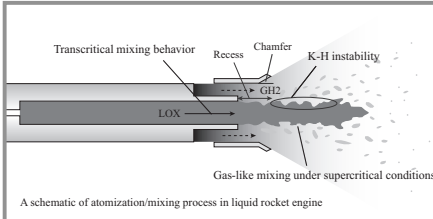
Turbulent combustion modeling for LES

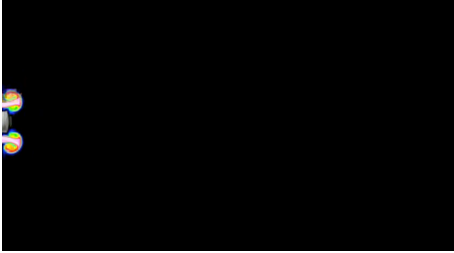
- Need to be addressed in the future
- Developing a model suitable to the fluid/chemistry splitting method

High-pressure and Cryogenic fluid modeling for LRE

▶ 液体ロケットエンジン噴射器・燃烧室の「超臨界圧」「極低温」流体混合 → 燃烧







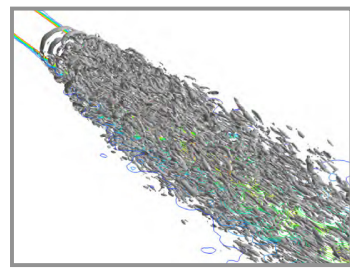
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = \nabla \cdot (\rho \nabla \rho),$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u} + p \delta - \boldsymbol{\tau}) = \nabla \cdot (\rho (\mathbf{u} \otimes \mathbf{g}) \nabla \rho),$$

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla p = -\rho c^2 \nabla \cdot \mathbf{u} + \frac{\alpha_p}{c_v \beta_T} \left(\frac{1}{\rho} \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u} - \mathbf{q}) \right),$$

$$p = \frac{RT}{V - b_{srk}} - \frac{a_{srk} \alpha(T)}{V^2 + b_{srk} V}$$

- AIAA J. (2012), J. Computational Physics (2012), Computers & Fluids (2013), J. Propulsion & Power (2013)
- AIAA Paper 2011-3955 (2011), 2013-712 (2013), EUCASS (2013)



Directions

I. 大規模詳細反応機構を組み込むことが可能な反応性流体解析のフレームワークの提案

- 効率的かつ堅牢な時間積分法
- 輸送係数の効率的な取扱い (拡散係数)
- 化学種移流拡散方程式の縮退

I. 乱流燃烧モデル (on LES)

- 分離解法に適したモデル

I. 反応性流体解析と超臨界圧解析技術との融合

- 高圧 (極低温噴射) 燃烧

I. 燃烧不安定性の解析技術構築

- 大規模解析からの縮退モデルの可能性

I. 反応を含む熱境界層の解析



2013年9月20日(金)
第1回シンポジウム@武田先端知ビル

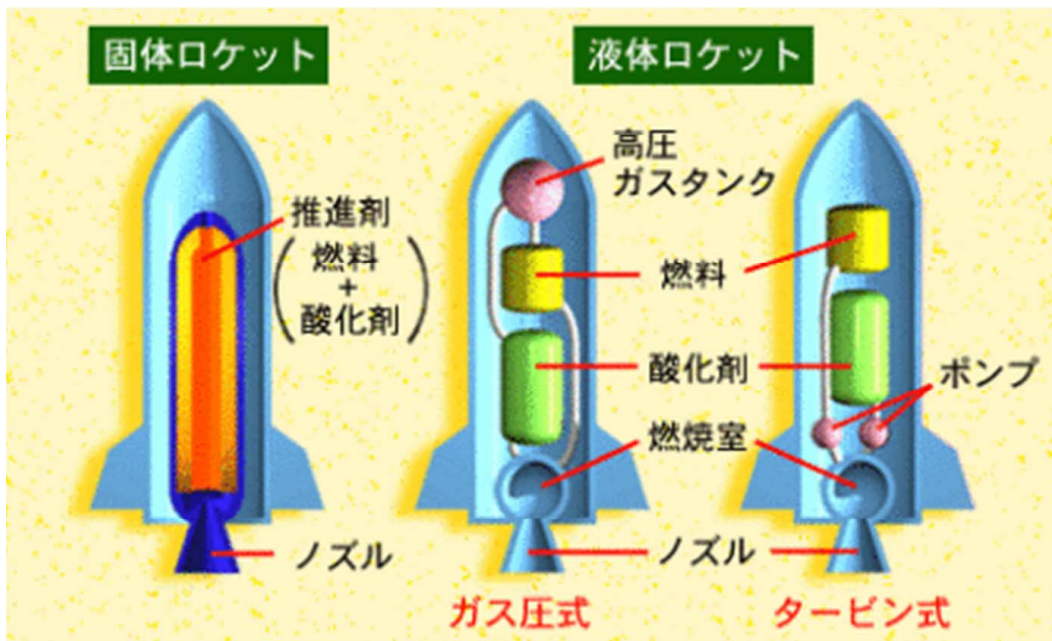
推進薬熱流動モデリングの研究

社会連携講座 特任准教授 井上 智博

東大 姫野 武洋

JAXA/JEDI 谷 直樹・梅村 悠

ロケットの種類



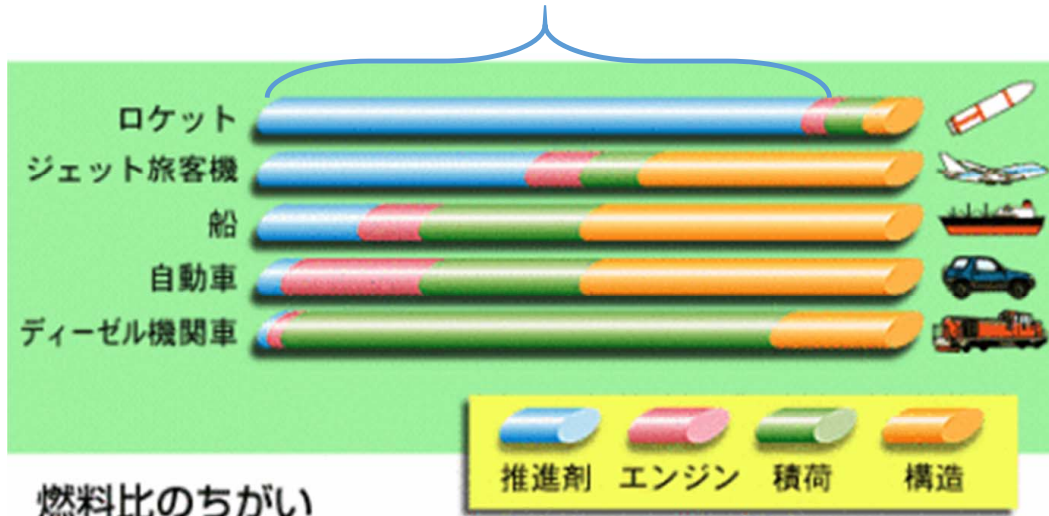
http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/solid_liquid_rockets.html

※大型ロケットはタービン式を採用



液体ロケットの構成

液体ロケット全体の重量の大部分を推進剤が占める



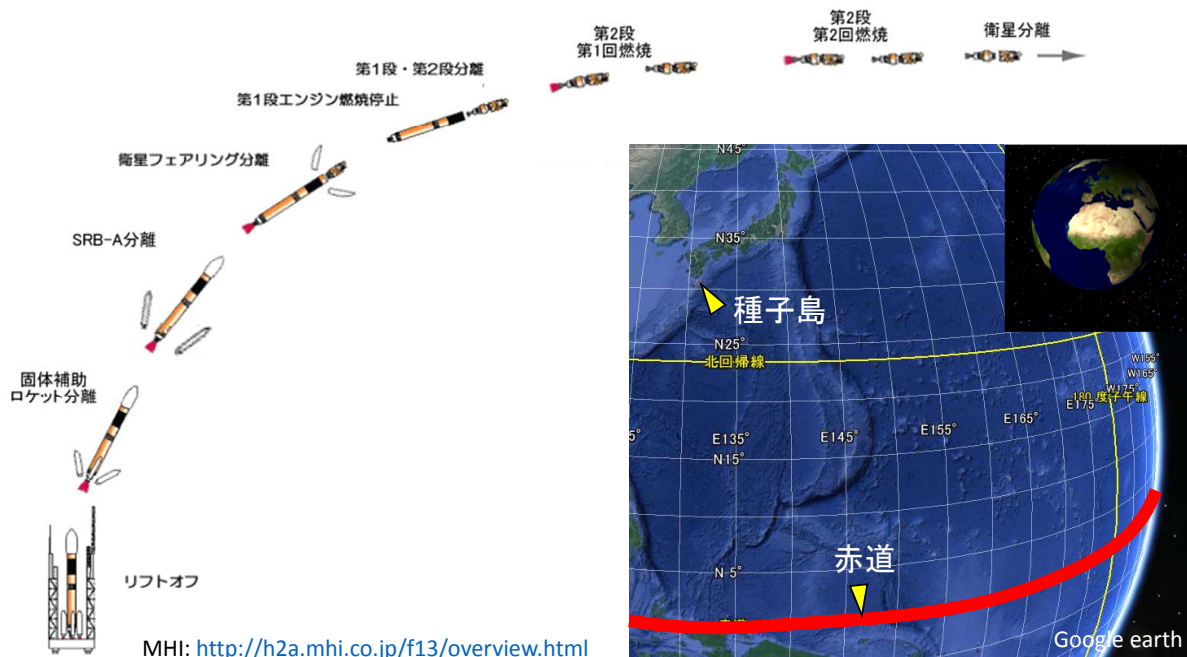
燃料比のちがい

http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/need_speed.html

※ロケット推進剤（推進薬）＝ 燃料＋酸化剤

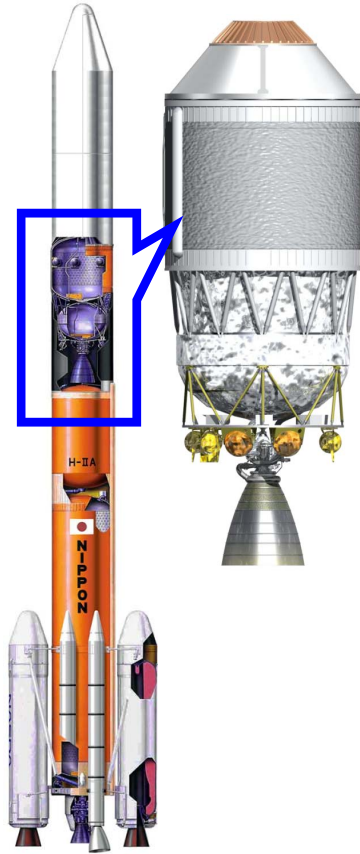


H-IIAの打ち上げと飛行シーケンス



- 地球の自転速度が最も速い赤道付近から打ち上げるロケットと比べて、種子島（北緯約30度）から打ち上げるH-IIAロケットは、静止軌道投入に要する増速量が約300m/s大きいため、静止衛星が軌道に投入されるまでの間に、より多くの推進薬を消費してしまう。
- 衛星寿命や打ち上げ能力の面で不利（地の不利）

打ち上げ性能の向上：H-IIA高度化



【H-IIA高度化】

H-IIAロケットの第2段機体を中心とした改良開発。

1. 長秒時慣性航行機能の獲得

- 極低温推進系技術等の開発により、第2段機体の宇宙空間の慣性航行能力を、**現状の約1時間から約5時間に長秒時化**。これにより、ロケットが衛星をより静止軌道に近い軌道へと投入することが可能となり、衛星が静止軌道到達に必要な増速量の低減、衛星の長寿命化に貢献。将来的には、本機能を活用して、惑星探査など特殊なミッションの打上げ可能期間の拡大を狙う。

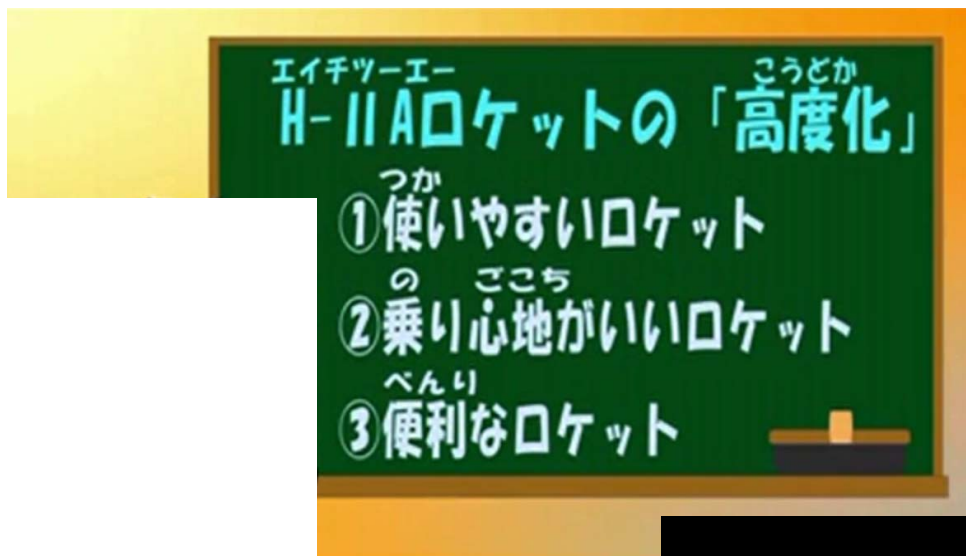
2. ペイロード搭載環境の向上

- ペイロード分離時の衝撃環境を、現状の約4,100Gから世界最高水準の1,000G以下に低減し、衛星の負担を大幅に低減。これにより、衛星の設計自由度を格段に向上させる。

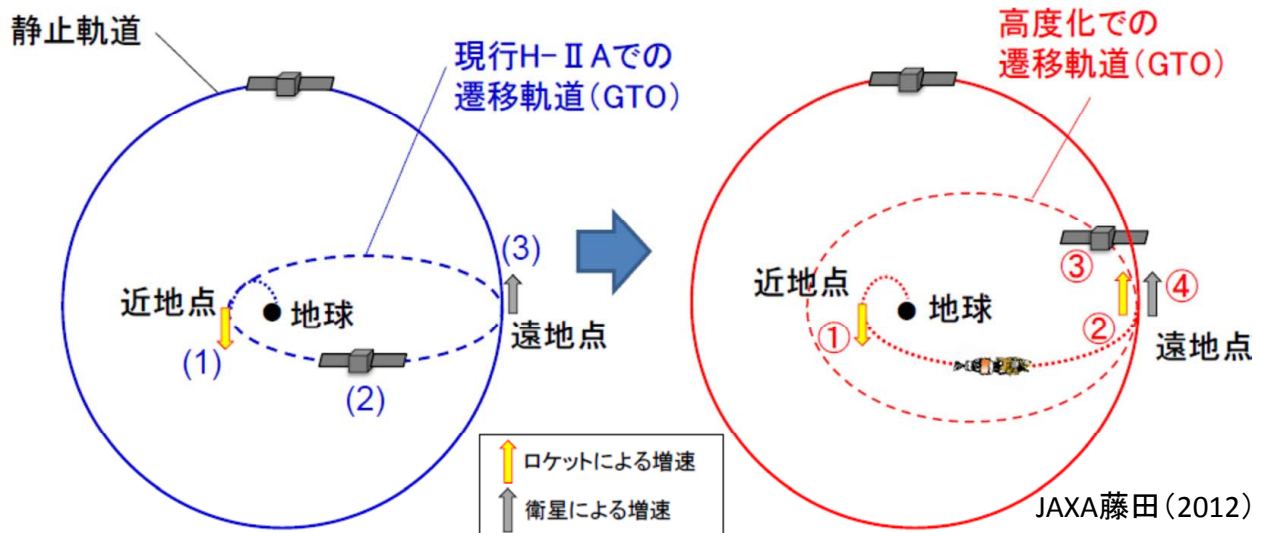
3. 飛行安全システム追尾系の高度化

- 地上レーダ局に頼らず、ロケットに搭載した航法センサにより飛行安全管制に必要な位置情報を取得。打上げインフラ設備の最小化を図る。

H-IIA高度化



H-IIA高度化：二段ロケットの長秒時航行

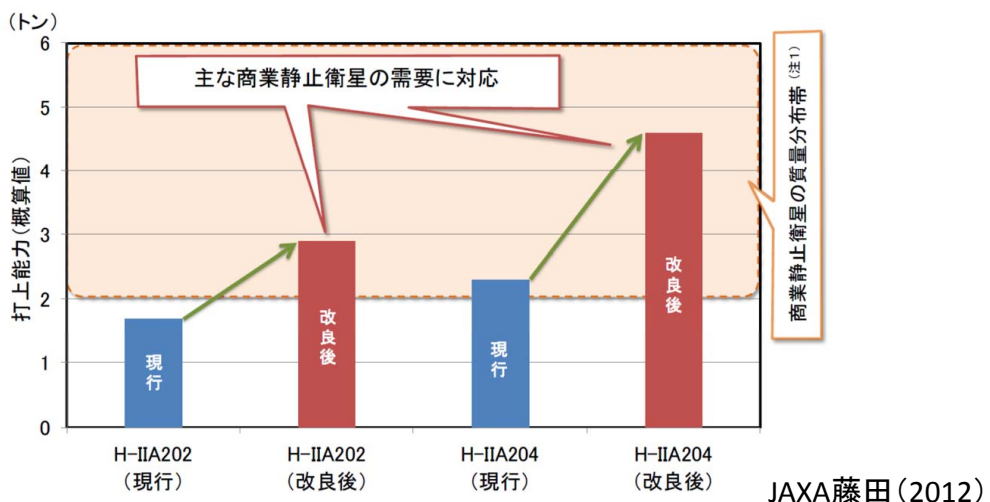


- (1) 近地点で2段エンジン再着火
- (2) 衛星を分離して遷移軌道に投入
- (3) 遠地点で衛星が増速して静置軌道に投入

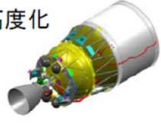

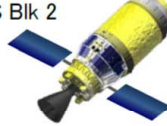
- ① 近地点で2段エンジン再着火
- ② 長秒時航行後、遠地点で2段エンジンを再々着火
- ③ 衛星を分離して“より静置軌道に近い”遷移軌道に投入
- ④ 遠地点で衛星が増速して静置軌道に投入

H-IIA高度化による打ち上げ能力の向上

- 極低温推進系技術等の開発により、第2段機体の宇宙空間の慣性航行能力を現状の約1時間から約5時間に強化。(ロケットを宇宙空間で長く飛ばす)
- これにより、静置衛星打ち上げにおいて、衛星をより静置軌道に近い遷移軌道に投入することが可能となり、衛星が静置軌道到達に必要な増速量を低減する。
- 静置軌道周回時に衛星が使用可能な推進薬を従来よりも多く確保できる結果、衛星の長寿命化に貢献。
- 同時に、静置衛星の打ち上げ能力も向上。



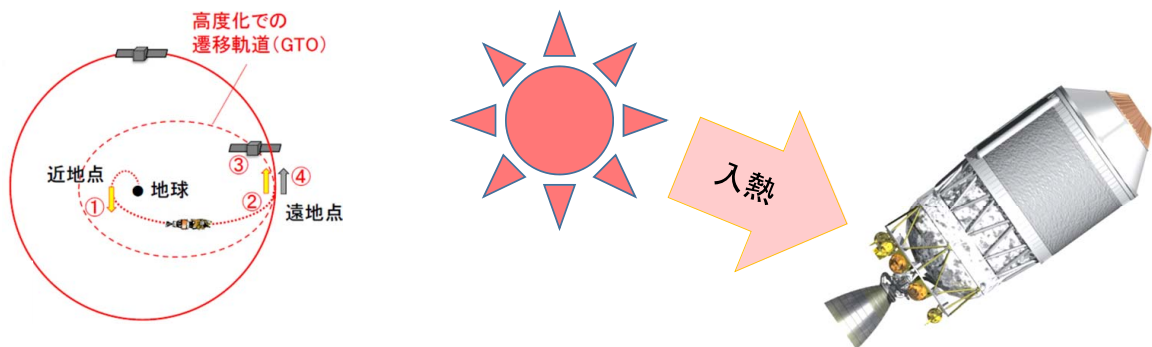
H-IIA高度化の先は？

宇宙輸送ミッション マイルストーン	H-IIA高度化 	次期基幹ロケット(H-X) CPS Blk 1 	CPS Blk 2 
目的地	静止軌道	静止軌道・月周辺	小惑星・火星
ミッション時間	~5時間	~1週間	~1年
蒸発量抑制	白色断熱塗装 タンク熱流体解析(簡易モデル)	MLI断熱(展開機構等開発) タンク熱流体解析(詳細モデル) 軌道上入熱解析	極低温冷凍機 ベントガスシールド
微小G下での 液体推進剤制御	ベントリテンション ブルーム希薄流解析 スロッシング解析	PMD(ペーン/メッシュ) 表面張力支配流解析	推進剤コンディショニング
エンジン予冷	トリクル予冷 アイドル予冷 予冷解析(簡易モデル)	ブリード予冷効率化 予冷解析(詳細モデル)	リサーキュレーション
タンク与圧 エンジン高機能化	極低温He与圧 エンジンスロットリング	高Ispアイドル燃焼	タップオフ与圧 アイドル/スロットル立上げ

JAXA 杵淵(2012宇科連)

上段ロケットの長秒時航行技術がますます重要になる。

長秒時航行の難しさと課題



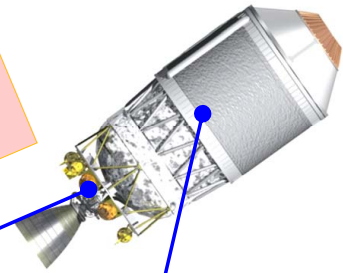
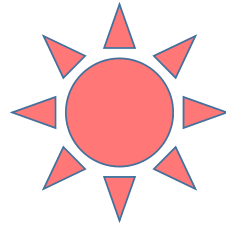
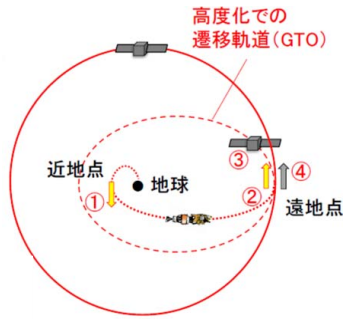
極低温の液体推進剤(液体水素と液体酸素)を搭載したロケットが、無重力空間中を太陽からの光にあぶられながら長い時間飛行する。

- ⇒エンジン始動前に必要な、エンジンの冷却に要する推進剤量が増加
- ⇒タンク内の推進剤が蒸発
- ⇒無重力中では、推進剤を所定の位置に保持することが困難

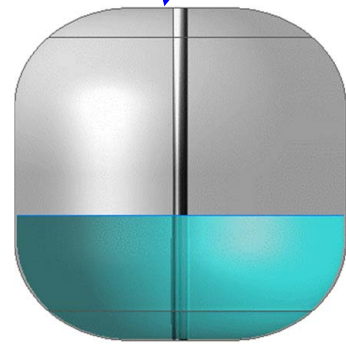
【上段ロケット高度化の課題】

- 有効な推進剤量を確保(入熱量低減、予冷方法の改良、推進剤保持技術向上)
- 予測技術向上(入熱量予測、蒸発量予測、推進剤挙動予測技術)

関連する現象の例



予冷: 管路・エンジン要素内の蒸発
(東大 梅村(現JAXA)・姫野2012)

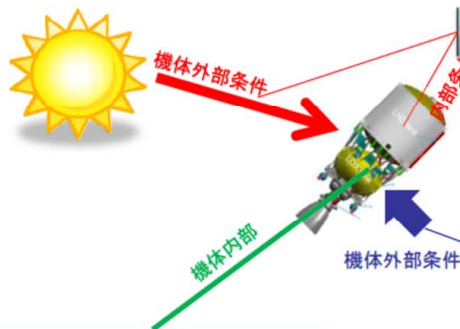


スロッシング: タンク内の液面
揺動・蒸発(東大 姫野)

タンク・配管内の気液二相流れの実現象を把握し、現象を適切にモデル化することで、上段ロケット高度化に資する予測技術を開発する。

今後の活動

タンク・配管内流れに加えて、ロケットへの入熱量の予測など、シミュレーション技術の向上が期待されている。他大学・JAXAと協力しながら、テーマを絞り込む。



熱環境条件明確化

入熱状況明確化

→ 打ち手: 軌道上機体入熱解析

- 太陽入熱、アルベド、背景輻射評価
- 機体内部の熱Passage明確化・定量化
- 断熱材性能明確化

外乱条件明確化

加速度状況明確化

→ 打ち手: 機体外部流解析

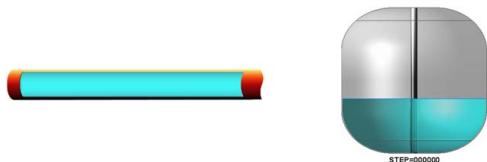
- 機体に印加される外力評価 (ベントガス、太陽風影響 etc.)
- 機体排出ガスの影響範囲

内部熱流動条件明確化

入熱後の推進系状況明確化

→ 打ち手: タンク内熱流動解析、予冷解析

- 微小重力、熱流入時のタンク蒸発量評価
- 予冷時の熱流動評価



JAXA谷(2013)

まとめ

(1)上段ロケットの高度化による、衛星の打ち上げ能力向上やミッション多様化への期待が大きい。

(2)こうした宇宙開発利用の進展に伴い、宇宙輸送システムの推進機関や軌道上構造物の熱管理機器など、**地上とは異なる加速度環境(低重力環境など)**で極低温推進薬をはじめとする液体を利用する機会が増えつつある。これらの流体機器を構成するタンクや配管に存在する流れは、太陽からの入熱等による液体の相変化とも相まって気液両相の共存系となる。

(3)今後、軌道上で運用される流体機器の信頼性を向上させ、同時に開発コストと運用リスクを低減するためには、その設計・計画段階から作動流体の挙動を適切に予測するシミュレーション技術が求められる。特に、**伝熱や相変化までも考慮し、共存する気体との熱交換に起因する熱流動特性を把握することが重要である。**

(4)本研究グループでは、タンク・配管内の気液二相流れの実現象を把握しながら、現象を適切にモデル化することで、上段ロケット高度化に資する予測技術を開発する予定である。

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA-SP-13-017

発行 平成 26年 3月 31日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 弘久社

© 2014 宇宙航空研究開発機構

※ 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。

