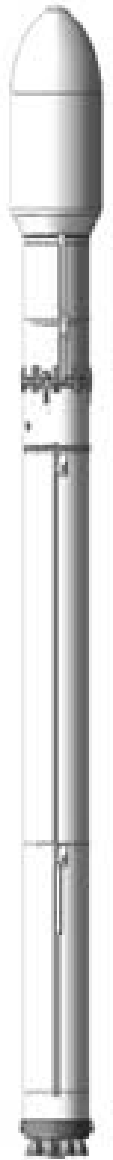


補足B 動向分析の結果

(5) 競合ロケット分析(1/5)



Falcon9
Ver.1.1



① Falcon9 Ver.1.1

- 米国は、自律性を確保するためEELVを政府負担で維持しつつ、政府支出を低減するオプションとして民間企業によるFalcon9開発等をNASAが支援
- 機体コンフィギュレーション
 - Falcon1、Falcon9を通じて発展させてきたケロシン/LOXを用いた2段式形態
 - エンジン(Merlin 1D)を1/2段で共通化し1段はエンジン9個をクラスタ化して配置
 - 超大型のFalcon Heavyとの間に中間的な能力の形態はない
- 戦略上の特徴
 - 豊富な経験を持つNASAや関連企業の経験者の雇用、実績のある技術(枯れた技術)の採用、シンプルな機体構成により信頼性の高さをアピール
 - 最低限のサービスを基本価格(\$54M)として提示し低価格をアピール
その他のサービスはオプション(USAF契約でオプション含め\$97Mとの報道)
 - アビオニクス等への民生技術の適用や、材料のまとめ発注により低コスト化
 - 積極的な販売網展開と低価格化によりフライト前から多数の契約を獲得

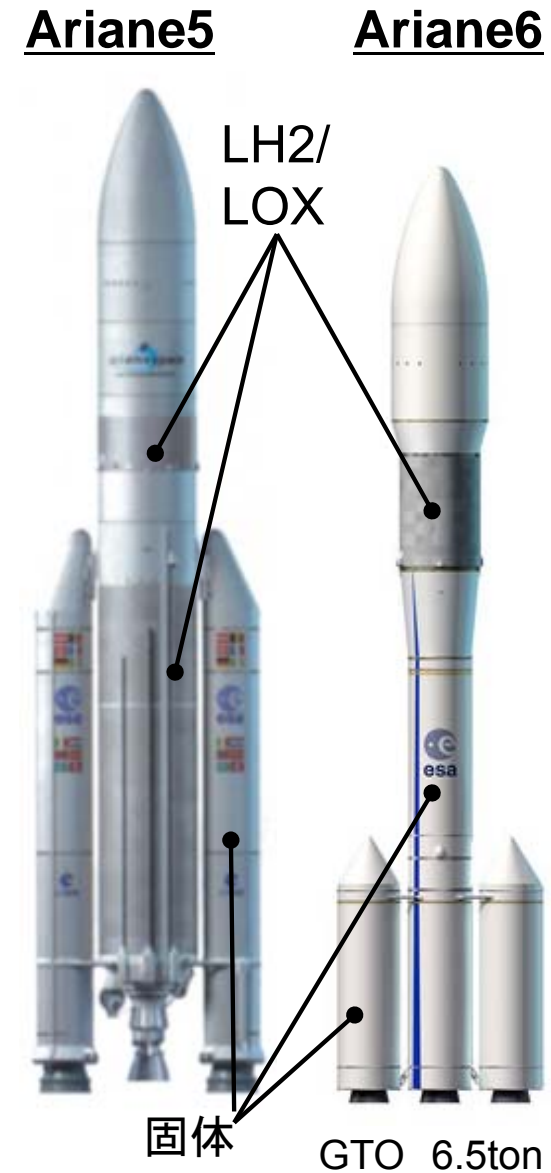
補足B 動向分析の結果

(5) 競合ロケット分析(2/5)



② Ariane6

- Ariane5は欧州における自律性確保を目的として、ESAが全額出資し、CNESがシステムインテグレータとなって開発してきた。
Ariane6のシステムコンセプトもCNESが主導して検討してきている。
- 機体コンフィギュレーション
 - 1/2段は共通のモジュール化した固体ブースターとし1段は3本を束ねた形態
 - 3段はLH2/LOXのステージとし推進システムはAriane5MEと共通
- 戦略上の特徴
 - 開発コンセプトとしてトリプルセブン(GTO:7ton、価格:€70M、開発期間:7年)を発表
 - Ariane5はデュアルロンチを基本としていたが、Ariane6はシングルロンチを基本とする。
 - Ariane4から続く高信頼性ときめ細かいサービスで顧客を囲い込み



補足B 動向分析の結果



(5) 競合ロケット分析(3/5)

③ Angara

- ロシア政府はカザフスタン、ウクライナ等への依存から脱却し自律性を確保するため Angaraを開発
- 機体コンフィギュレーション
 - ケロシン/LOX推進系の液体ブースタ組み合わせ形態により、多様な衛星質量に対応可能
- 戦略上の特徴
 - ロシアはProton、Soyuzなど多数のロケットを保有しているが、Angaraでラインナップを刷新し一元化
 - スプートニク以来、宇宙用ロケットエンジンとして成熟させてきたケロシン/LOX系の推進系技術を用い、ミサイル技術に起源をもつProtonの有毒なUDMH（非対称ジメチルヒドラジン）の使用を撤廃する。
（平成25年7月2日のProton打上げ失敗では約600tonの有毒燃料が飛散。その除去には2～3ヵ月必要との報道。）
 - 打上げには現在建設中のボストーチヌイ射場も使用予定



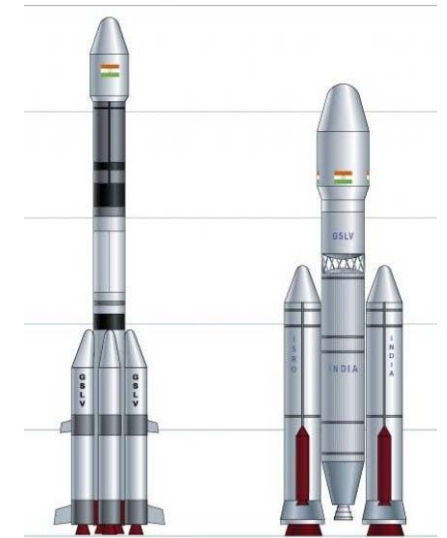
バージョン	1.2	A3	A5	A7
GTO 打上能力	—	3.6	7.5	12.5

補足B 動向分析の結果

(5) 競合ロケット分析(4/5)

④ GSLV

- インドは自律的な宇宙輸送能力を保持すること等を目的として、ISROがGTO4トン級の打上げに対応可能なGSLVMk-IIIを開発中。
- しかしながら、GSLV Mk-IIの飛行試験の失敗等もあり現状開発スケジュールが不透明な状況になっている。



GSLV Mk 1/Mk II GSLV Mk III

⑤ 長征5号

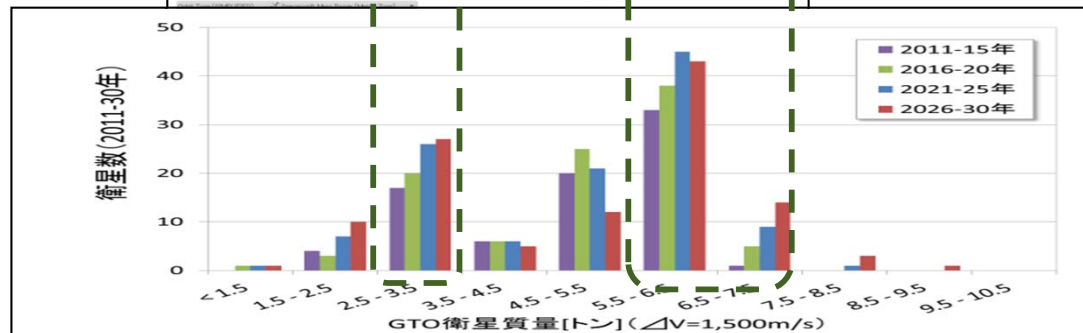
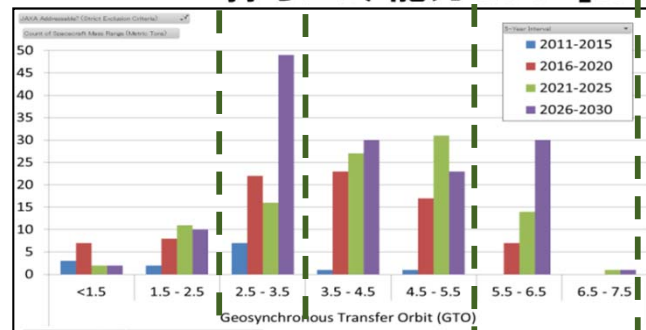
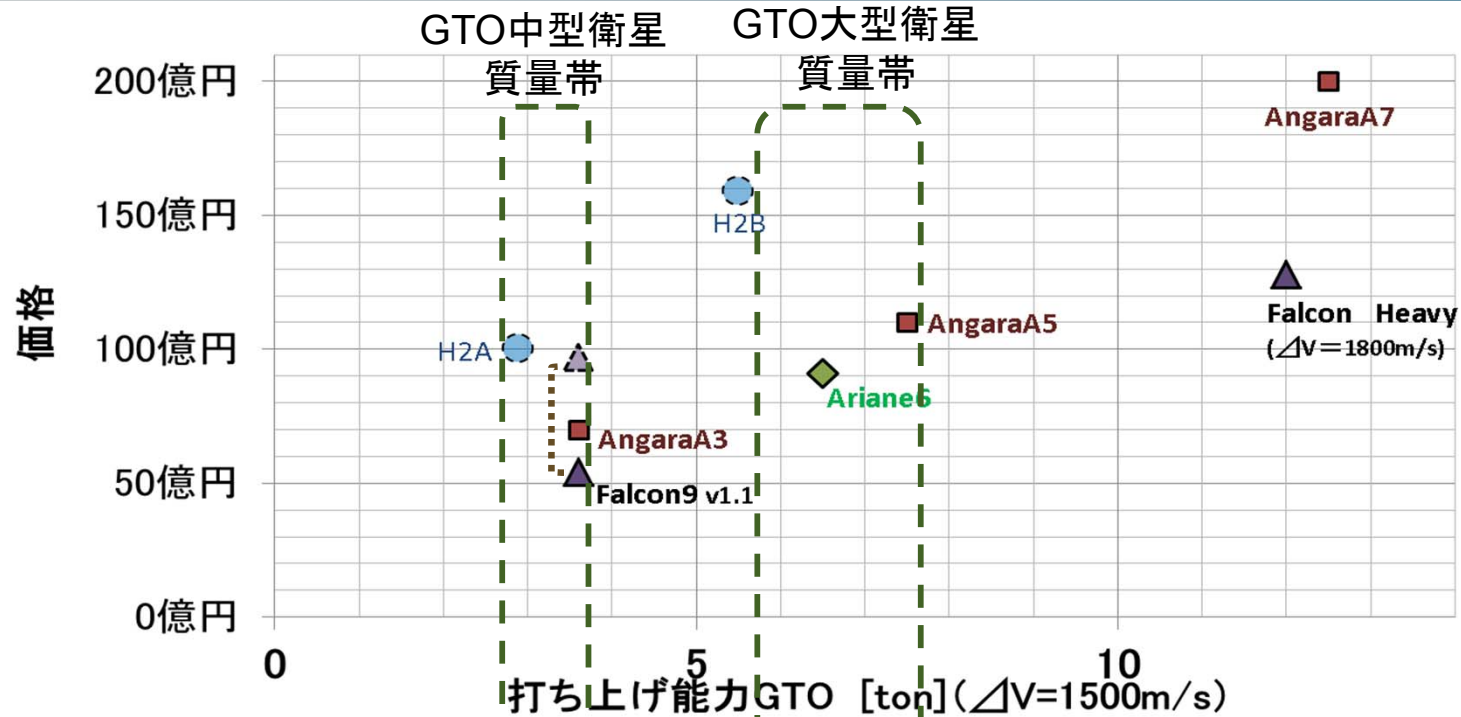
- 中国は次世代ロケットの開発を国の重点的事項と位置付け、技術開発能力向上等を目的としてケロシンと水素系のロケットを組み合わせ、軽量級から重量級まで対応可能な長征5号を開発中。
- なお、ITAR規制(国際武器取引規則)により事実上商業衛星の打ち上げは困難な状況。



長征5号シリーズ

補足B 動向分析の結果

(5) 競合ロケット分析(5/5) ~ 打上げ能力と価格 ~



(JAXA調査結果)

- 出典:
- ・SpaceX社HP
 - ・Astrium EADS社プレスリリース
 - ・ESA取材結果
 - ・IAC-12-D2.4.4(CNES Ariane6計画)
 - ・Futron社成果報告書

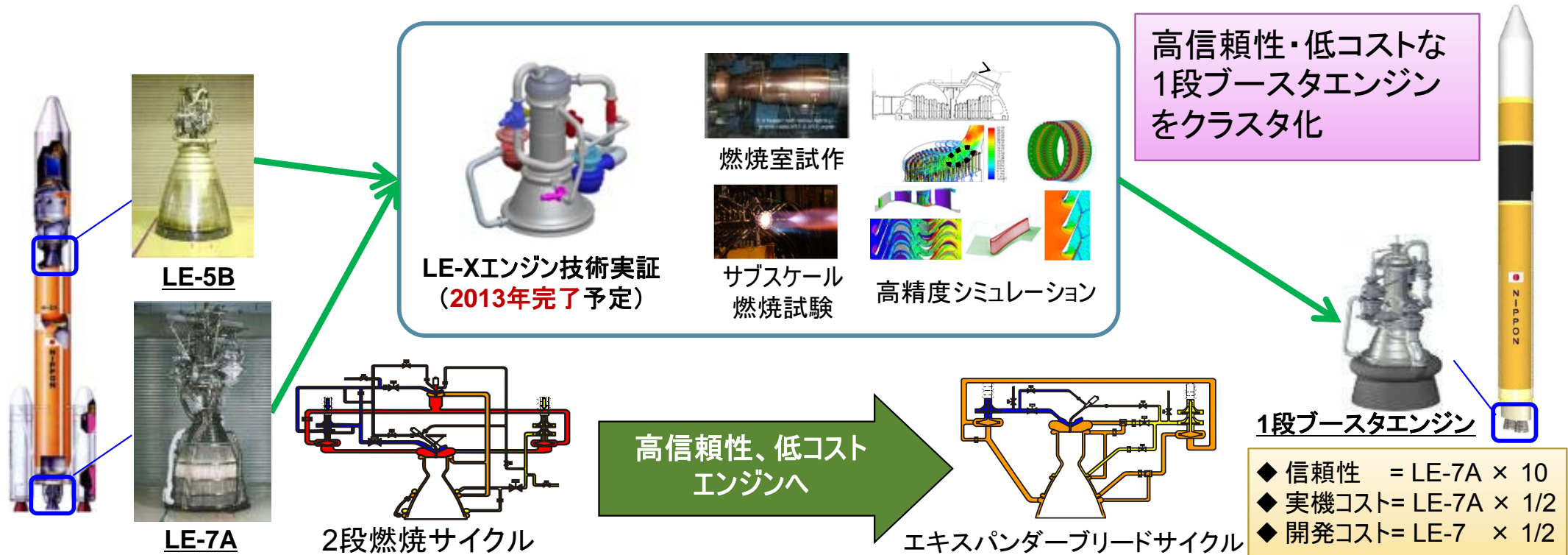
1\$ = 100円

1€ = 130円 で換算

補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス



- 本質的な安全性とロバスト性を有する高信頼性・低コストなエンジンを開発。
 - ✓ 本質的な安全性・ロバスト性を有するエキスパンダーブリードサイクル(補足E参照)を採用。
 - ✓ 信頼性とリスクを定量的に評価する高信頼性開発プロセスの適用により、高信頼性エンジンを開発するとともに、開発コスト・製品コストの低減を目指す。
 - ✓ LE-Xエンジン技術実証にて、大推力エキスパンダーブリードサイクルエンジンの技術的成立性確認、及び高信頼性開発プロセスの確立に向けた取り組みを実施中。



補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス

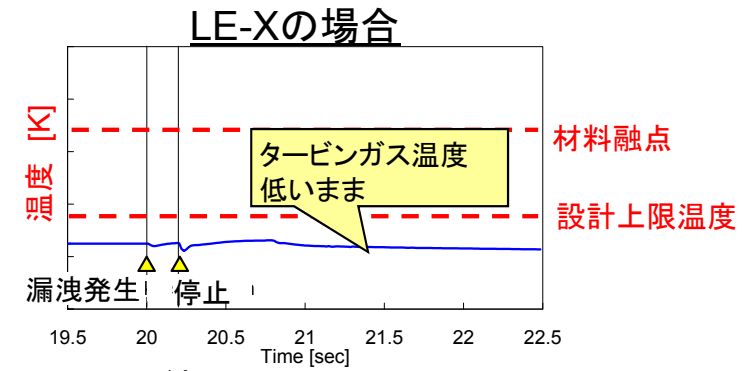
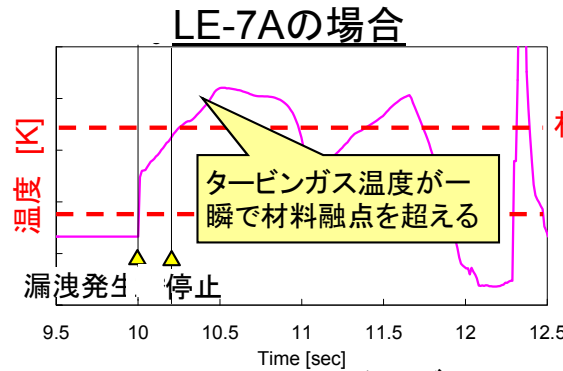
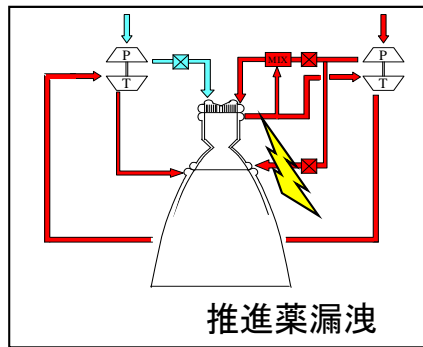


エキスパンダーブリードサイクル(1/2)

- エクスパンダーブリードサイクルは、H-II～H-IIAの上段エンジンとして開発してきた日本独自のエンジン技術
- 本質的な安全性・ロバスト性と簡素な構成から、衛星打上げロケットに求められる信頼性・低コストにおいて世界に類のない特長と優位性。

【本質的安全性】 異常発生時には安全・緩やかにパワーダウン

燃料ポンプの下流配管から燃料が漏洩した場合を仮定し、ポンプを回すタービンに入るガス温度の変化を解析
 →LE-Xでは異常発生時にタービンガス温度が低いまま安全・緩やかに停止

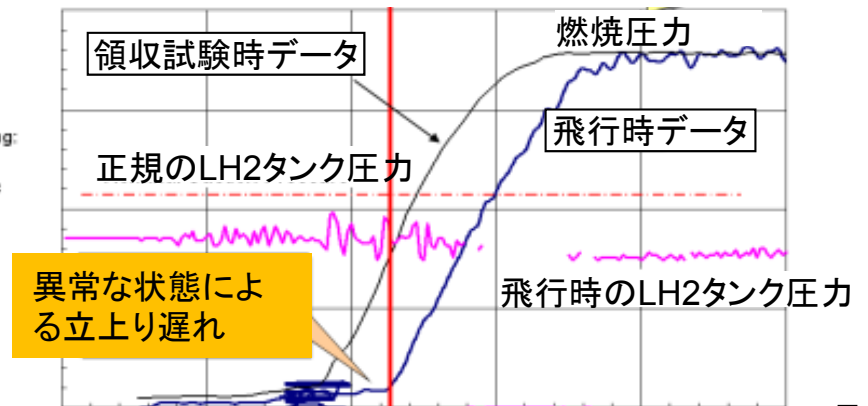
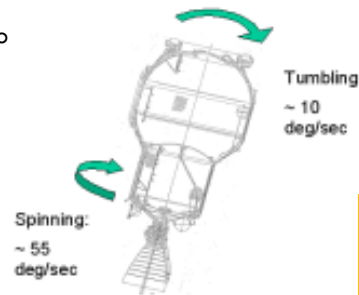


タービン入口温度履歴シミュレーション結果

【本質的ロバスト性】 実フライトで極めて不安定な状態からエンジン立上り、本質的なロバスト能力を実証

H-II 8号機, H-IIA 6号機の2度にわたり、以下の極めて不安定な状態からエンジン着火し、正規の燃焼圧力まで立上った。

- ・予冷不足
- ・低い水素タンク圧力
- ・機体のタンブリング



補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス



エキスパンダーブリードサイクル(2/2)

【簡素な構成】

- 次期1段エンジン技術実証エンジン(LE-X)はH-IIA/B上段エンジンLE-5Bと同じエキスパンダーブリードサイクルを採用。副燃焼器がなく系統が簡素(下図①②)。
- 現行基幹ロケット1段エンジンLE-7Aと比べて信頼性およびコスト面が抜本的に向上する。
- 一方で一部の燃料(全推進薬量の2%以下)は効率的に推力の発生に寄与せず、全体性能について燃費性能※は劣る。

(例) 2段式液体ロケットによるSSO打上げ能力

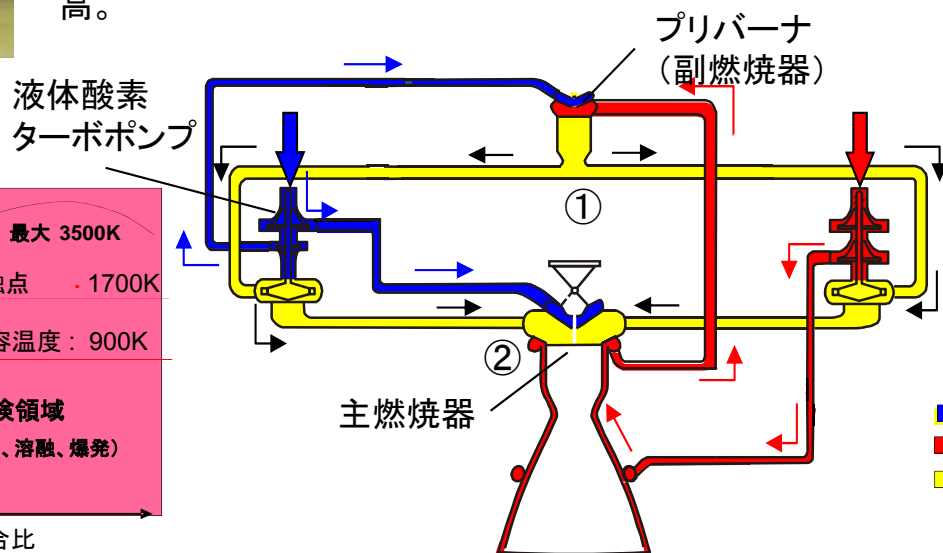
LE-7Aの燃費性能(440s)の場合: 3.5ton ⇔ LE-Xの燃費性能(430s)の場合: 3.3ton

※ ロケットエンジンの燃費性能(Isp) = 1kg/sの推進薬で発生可能な推力の大きさ。単位は秒。打上げ能力にはIspに加え推力も大きく影響する。

主要な1段エンジンの燃費性能: SSME(シャトル) = 453s LE-7A = 440s Vulcan(アリアン5) = 431s RS68(デルタ4) = 420s

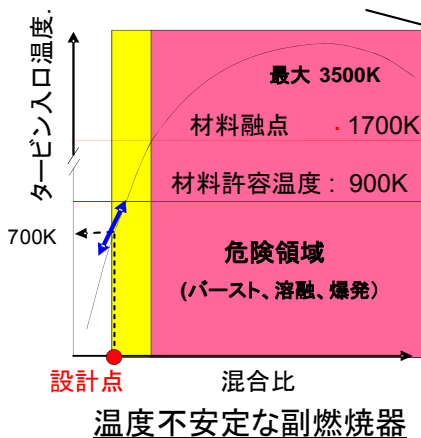
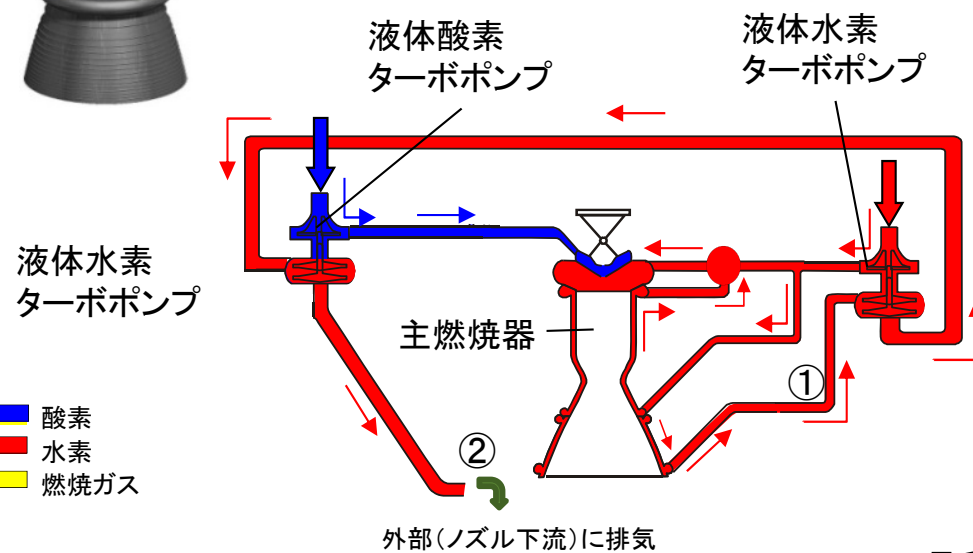
2段燃焼サイクル(LE-7A)

- ①タービンを副燃焼器の燃焼ガスで駆動。異常時にも副燃焼器から燃焼ガスが供給され続けるため、爆発に至りやすい。エンジン内部に発生する水分を燃焼試験後に排出要。
- ②タービン駆動後のガスを燃焼室に戻して燃焼。ポンプ昇圧値高。



エキスパンダーブリードサイクル(LE-X)

- ①タービンを燃焼室再生冷却で加熱された燃料で駆動
- ②タービン駆動後のガスは外部(ノズル下流)に排出。ポンプ昇圧値低(1/2)。



補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス



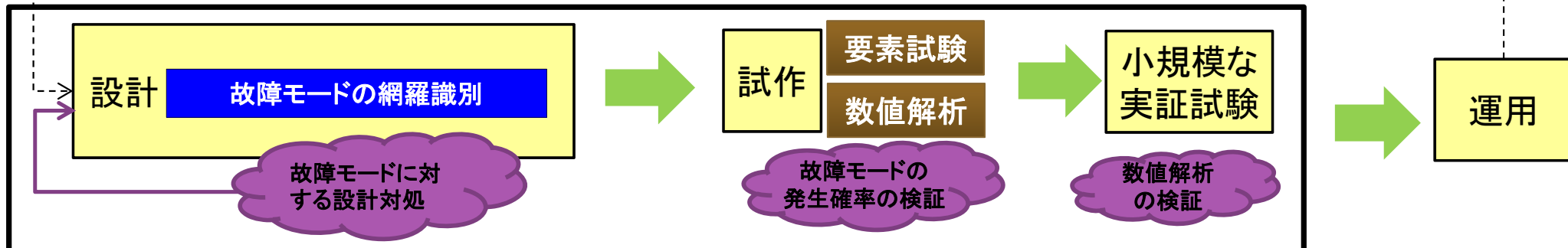
高信頼性開発プロセス(1/3)

高信頼性開発プロセスのコンセプトと効果

- 設計段階から故障モードを抜けなく抽出し、事前に設計で対処することで、不具合発生を防止
- 信頼性の検証は「試験」による実証から、現象・メカニズムに基づいた「数値解析」を中心とする開発プロセスへ
- その結果、高価な部品や冗長系の適用および多数の試験/検査によらず高い信頼性を実現

(開発プロセス)

事前に運用を想定し 設計へ反映



(コンセプト)

I. 故障モードの網羅的な識別と対処

- ✓ これまでの開発知見を集約し活用
- II. 設計信頼度の定量評価
- ✓ 故障モード毎の発生確率を定量評価

III. 数値解析・要素試験中心の検証

- ✓ これまでの要素試験に基づく精緻な物理モデルを構築し、複雑な現象を高精度で予測・評価
- ✓ 解析ソフト/スーパーコンピュータの性能向上を活用

(効果)

信頼度の確保

- 抽出した故障モードに対して設計上対応することで、**不具合発生を予防可能**
- 信頼度を定量評価することで、重要故障モードを識別し、**全体システムの目標信頼度(0.999)実現の為の道筋(設計対策)を明確化**

開発コスト低減

- 数値解析や要素試験を充実化することにより、大規模な試験や不具合による手戻りを減らし、**信頼性を確保しつつ開発費を低減**

製品コスト低減

- 安全率や冗長設計等のルールベースの信頼性確保ではなく、物理現象に基づいた定量的信頼度評価により、各故障モードに対して**重要設計パラメータを識別**
- これを製造、検査工程にフィードバックし、無駄な検査工程を省く等により**効率的に高い品質保証を実現**

補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス

高信頼性開発プロセス(2/3)



➤ 高信頼性開発プロセスを支える技術を以下に示す。

【方策】

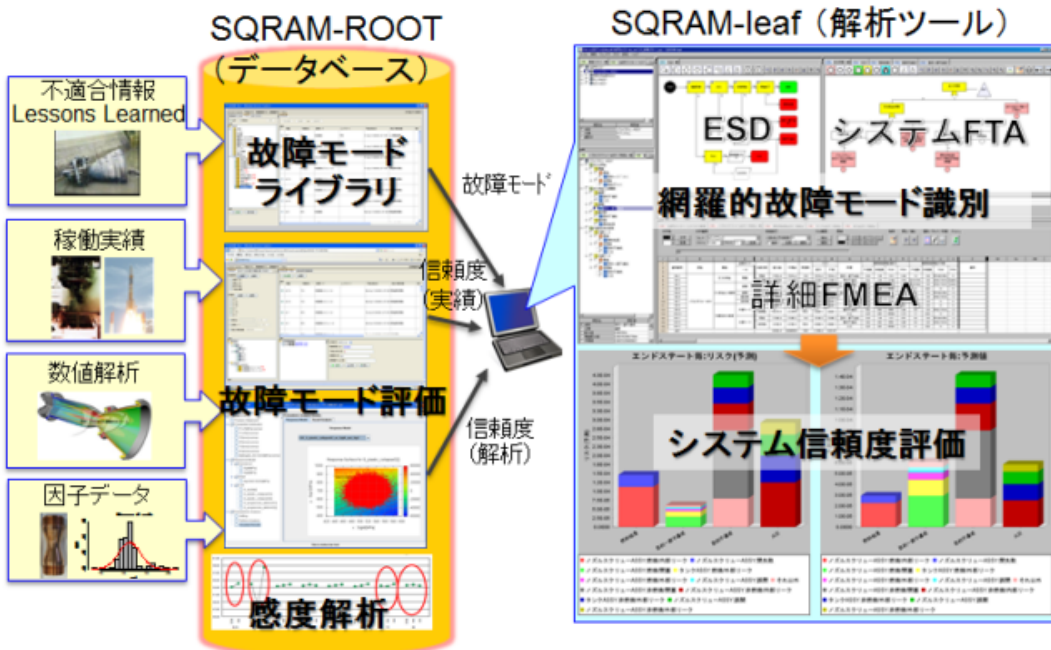
- I. 故障モードを設計段階で網羅的に識別
- II. 設計信頼度の定量評価

III. 数値解析・要素試験中心の設計検証

【高信頼性プロセスを支える技術】

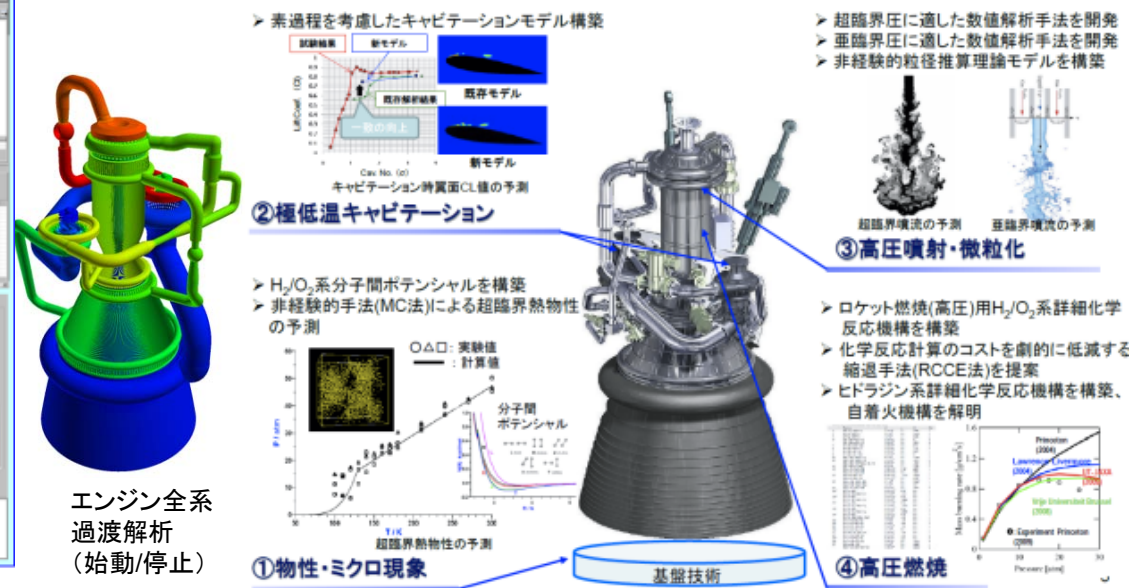
(a)故障モード識別の支援ツール

国内外、他産業の不具合事例等データベースと
独自ツールにより、故障モード識別を効率的に実施



(b)物理モデルベースでの検証技術

実証試験では非常に高コストとなる
検証を高精度数値解析で迅速に評価



補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス



高信頼性開発プロセス(3/3)

数値シミュレーション等を活用したロケットエンジン設計

噴射器



燃料が流入する部分の流れを正確にシミュレーションすることにより、形状をできるだけ簡素化して低コスト化



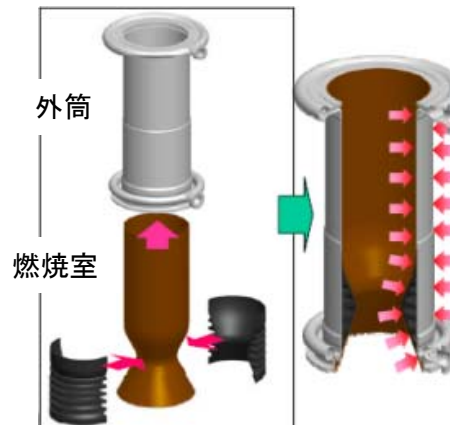
要素試験による検証

ノズルスカート



スピンフォーム成形により材料費、加工工数を低減

燃焼室



燃焼室の冷却流路の形成と外筒の接合をHIP工法により統合。3か月の作業が1日に

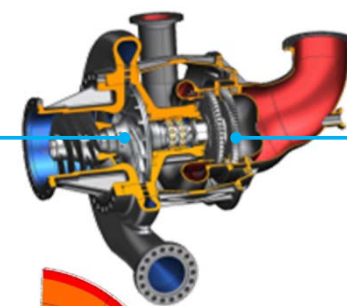


銅合金製の燃焼室を切削加工から絞り加工に変更して材料費、加工工数を削減

液水ターボポンプ

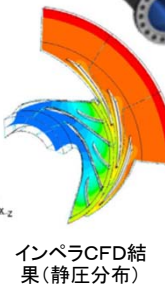


オープンインペラ

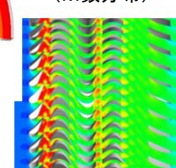


超音速タービン

放電加工による閉じた流路形成に時間がかかっていたが、切削加工ができるように形状を変更。高度な流体設計で、効率を落とすことなく可能に



タービンCFD結果 (M数分布)



インペラCFD結果 (静圧分布)

少量の駆動ガスから大きなパワーを取り出すため音速を超える状態で作動 (JAXAの高度な流体解析技術により可能に)

(参考)水素系エンジン開発の歴史と現状



1. 国産化を目指したH-Iロケットの開発以来、ロケットの心臓部として、35年にわたって空白期間を設けことなく開発を継続し、米国・欧州と同等以上の技術水準に到達。
2. 最新の設計・製造技術を取り入れ信頼性を高めつつコストダウン実現。LE-7A、LE-5Bは2001年の初飛行以来、ミッションに影響する不適合を生じていない。
3. 高い信頼性、コスト効率、性能は世界で認められ、欧米と共同研究、米国へキー・コンポーネント輸出
4. 次期エンジンは1/2段エンジン技術を共通化しリソース集中。最新の製造技術と高信頼性開発手法を適用し、我が国が培った高い付加価値を持つエンジンをさらに発展させる。

