



資料12-3

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第12回)H25.9.4

新型基幹ロケットに関する検討状況について

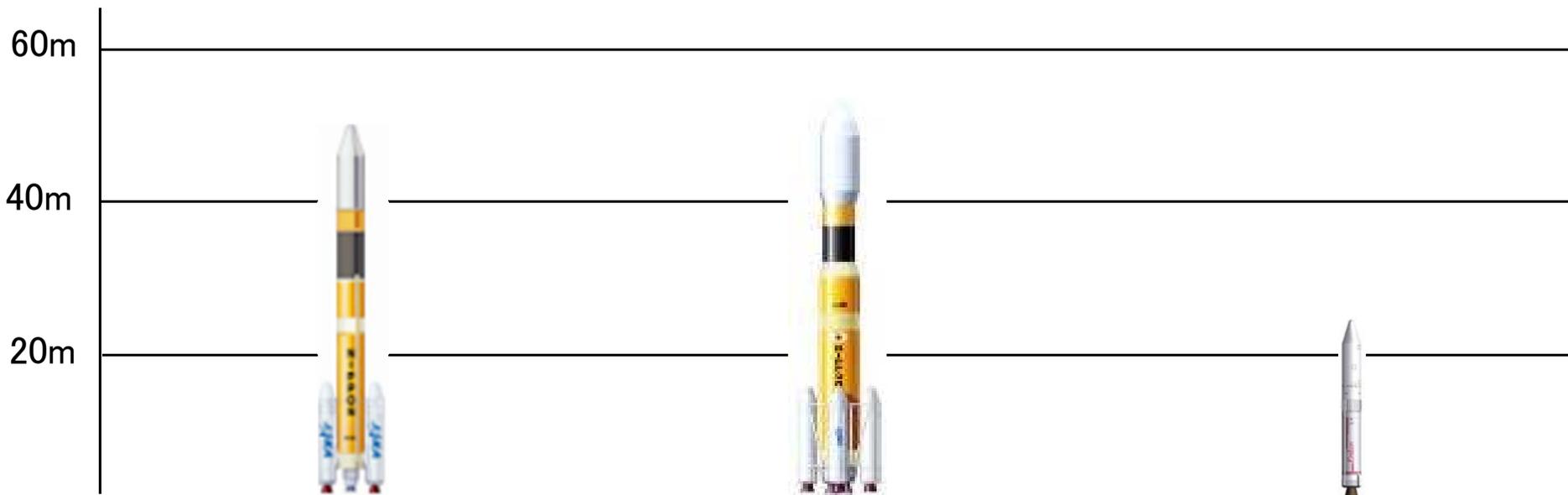
平成25(2013)年9月4日

宇宙航空研究開発機構
理事 遠藤 守

1. 我が国の宇宙輸送システムの概要
 2. 新型基幹ロケットについて
 - (1) 我が国の宇宙輸送事業の目指す姿
 - (2) 新型基幹ロケット検討フロー
 - (3) 要求分析
 - (4) 要求事項(ミッション要求、運用要求、安全要求)
 - (5) 総合システムのコンセプト
 - (6) 開発計画
-
- 補足A 液体ロケット開発経緯
 - 補足B 動向分析の結果
 - 補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス
 - 補足D 大型ロケットの世界動向

1. 我が国の宇宙輸送システムの概要

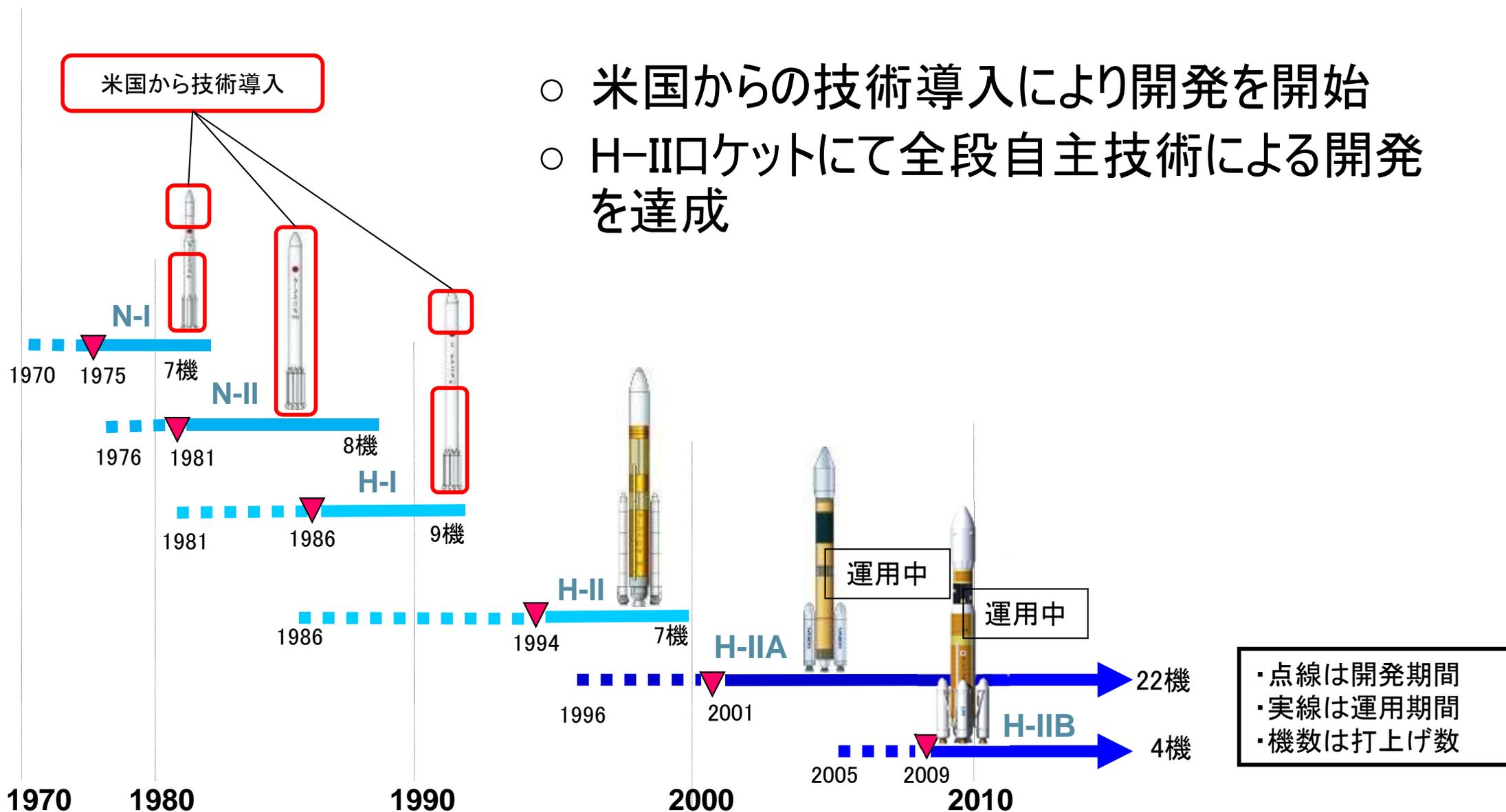
我が国の宇宙輸送システム



ロケット名	H-IIAロケット	H-IIBロケット	イプシロンロケット
全長	約53m	約57m	約24m
推進薬	液体(液体酸素/液体水素)	液体(液体酸素/液体水素)	固体
成功/打上	21/22	4/4	平成25年度9月 打上予定
打上成功率	95.4%	100%	—
打上能力	GTO(*): 4.0ton(202形態) 5.8ton(204形態) SSO(*): 3.9ton(202形態)	GTO(*): 8トン HTV軌道: 16.5トン	LEO: 1,200kg SSO: 450kg(高度500km)

(*) GTO打上げ能力は静止化増速量: 1,800m/sの場合、SSO打上能力は高度800kmの場合。

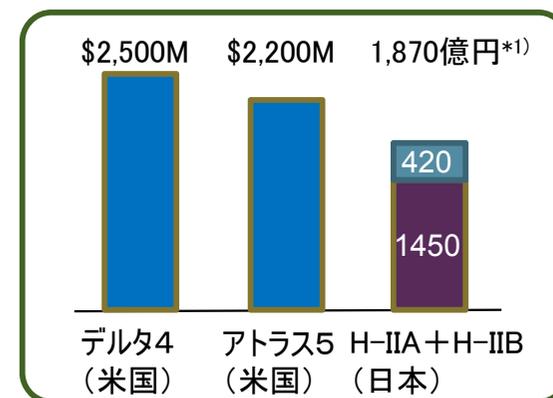
液体燃料ロケットの経緯



H-IIAロケット

- 自律的な宇宙開発利用活動の展開を可能とする**我が国の基幹ロケット**。
- 欧米に比べて**格段に少ない費用**で、世界に比肩する**ロケットを開発**
- **連続16機の打上げに成功**（成功率：**95.4%**。主要ロケットの初期成功率で世界最高水準）。
- 2006年度には民間移管完了。**三菱重工業(MHI)**による**打上げサービス**により、13号機から10機の打上げに成功。
- 21号機で**初の商業打上げ(韓国衛星)**を実施し、成功。
- JAXAでは、H-IIA/H-IIBの**信頼性向上**の取り組みに注力。

同規模のロケット開発費の比較



*1) 試験機・地上設備費用含む。信頼性向上含まず

主要ロケット開発初期20機打上げ成功率

ロケット	初期の成功数	成功率(%)
アトラスV	19/20	95%
デルタ4	19/20	95%
アリアン5	19/20	95%
ソユーズU	19/20	95%
プロトンM	18/20	90%
長征3	16/20	80%
平均		91.66%
H-IIA	19/20	95%

【参考】民間移管後の打上げ実施体制

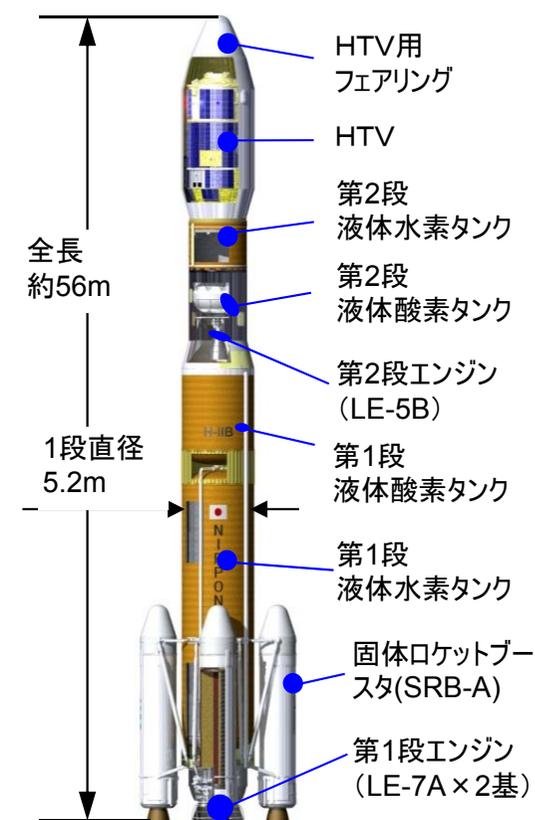
- JAXA衛星の打上げについても、商業衛星と同様にMHIより打上げサービスを購入。
- 打上げサービスでは、**MHI**は、打上げ事業者として**衛星軌道投入までの業務**等(ロケット製造、衛星インタフェース作業、射場整備作業及び打上げ等)を実施。
- **JAXA**は地上、海上およびロケット飛行中の安全を確保するための**打上げ安全監理業務**を実施。



型式	H2A202	H2A204
打上げ能力 (GTO換算)	約4.0ton	約5.8ton
($\Delta V=1,800\text{m/s}$)	4Sフェアリング	5Sフェアリング

H-IIBロケット

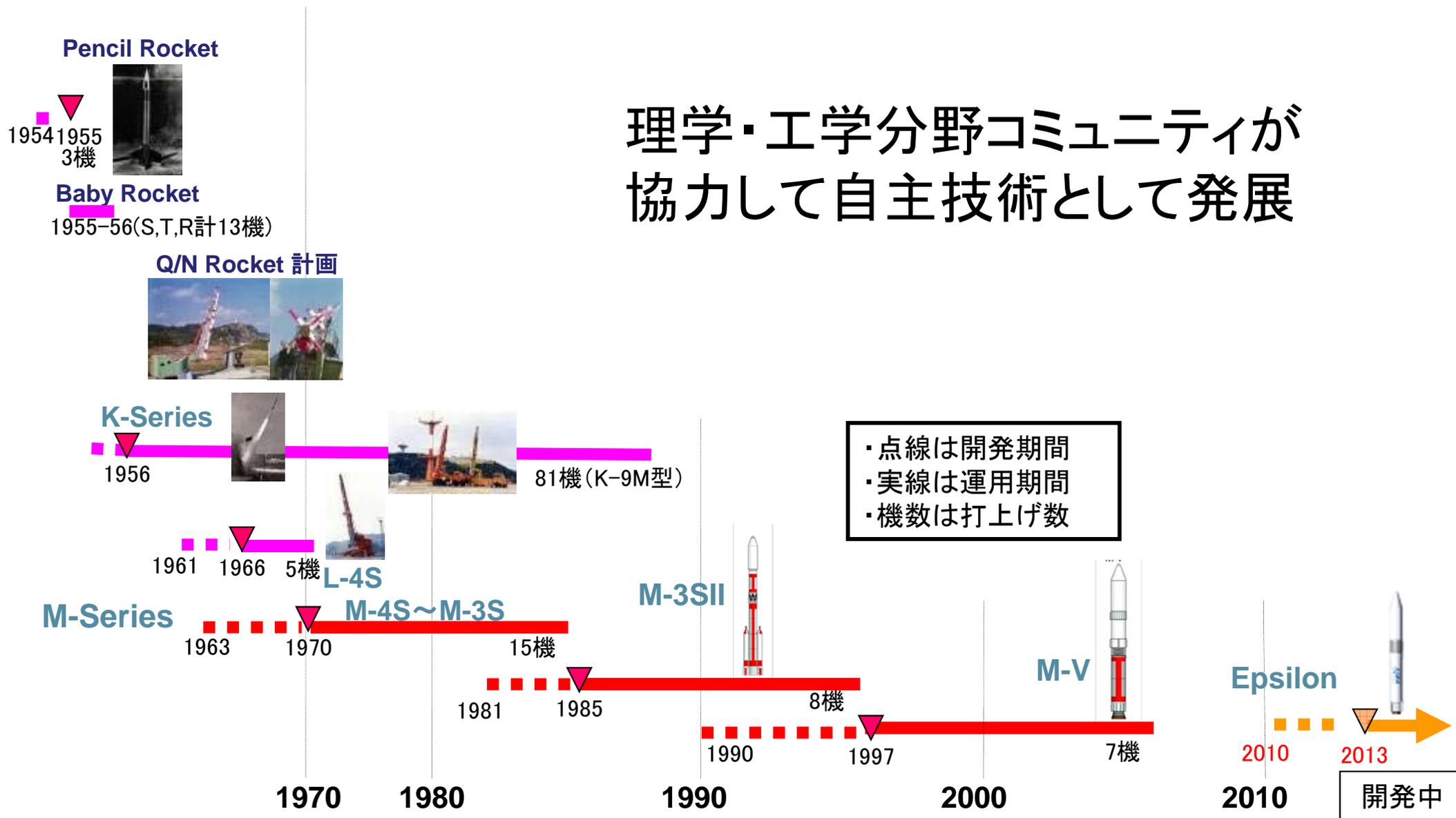
- 宇宙ステーション補給機(このとり)打上げと国際競争力確保を目的として、H-IIAロケットを基本として開発。
- 官民が共同で開発を行なうこととし、民間の主体性・責任を重視した開発プロセスを採用。
- 2009年9月11日の試験機打上げ以来、これまでに**4機連続**で**予定された日・時・秒**に打上げを成功。
- 2013年8月4日に打上げた**4号機**から、H-IIAと同様のMHIによる**打上げサービスを開始**。
- JAXAでは、H-IIA/H-IIBの**信頼性向上**の取り組みに注力。



H-IIB2号機打上げ 2011年1月22日

		H-IIBロケット	H-IIA204型 (参考)
全長 全備質量		約57m 約530 ^ト	約53m 約445 ^ト
1段	タンク直径 推進薬質量 エンジン 推力	5.2m 176 ^ト LE-7A×2基 112 ^ト ×2	4m 100 ^ト LE-7A×1基 112 ^ト
2段	タンク直径 推進薬質量 エンジン 推力	4m 16.7 ^ト LE-5B×1基 14 ^ト	同左
SRB-A	推進薬質量 装着基数	66 ^ト / 本 4本	同左

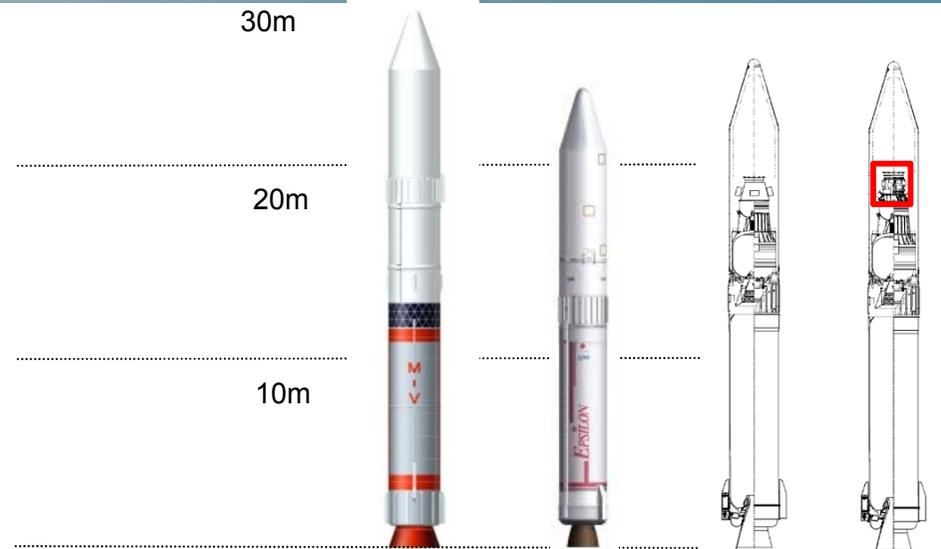
固体燃料ロケットの経緯



理学・工学分野コミュニティが協力して自主技術として発展

イプシロンロケット

- **小型衛星の打上げに我が国として自律的に対応するための、機動性・運用性に優れた固体ロケット**
(日本独自で培った技術、**世界一の運用性**)
- **M-V及びH-IIAで培った技術を最大限に活用したイプシロンロケットを開発**
- 2010年8月の宇宙開発委員会にて、開発移行が承認
- 2011年1月に打上げ射場を内之浦とすることを決定
- 平成25年**9月**に**試験機**により**惑星分光観測衛星 (SPRINT-A)**を打上げ予定
- ロケット・衛星ともに早期に打上げ実績を重ねつつ、**段階的に低コスト化**を目指す



		M-V	イプシロン
全長		30.8 m	24.4 m
直径(代表径)		2.5 m	2.5 m
推進薬	3段部	固体	固体
	2段部	固体	固体
	1段部	固体	固体
軌道投入能力			
・地球周回低軌道		1,800kg	1,200kg
・太陽同期軌道		—	450kg
・軌道投入精度		—	液体ロケット並み
射場作業期間 (1段射座据付けから 打上げ翌日まで)		42日	7日
衛星最終アクセスから 打上げまで		9時間	3時間

左: 基本形態
右: オプション形態 (PBS付き)

(注)液体ロケット並みの軌道投入精度に対応するため小型液体推進系を搭載したオプション形態を有する

PBS: ポスト・ブースト・ステージ



ランチャー旋回試験
(2013年4月内之浦射点にて実施)



衛星フェアリング音響試験
(2013年2月筑波宇宙センターにて実施)



上段サブサイズモータ地上燃焼試験
(2011年9月能代ロケット実験場にて実施)

2. 新型基幹ロケットについて

- (1) 我が国の宇宙輸送事業の目指す姿
- (2) 新型基幹ロケット検討フロー
- (3) 要求分析
- (4) 要求事項(ミッション要求、運用要求、安全要求)
- (5) 総合システムのコンセプト
- (6) 開発計画

(1) 我が国の宇宙輸送事業の目指す姿



我が国における宇宙輸送システムの位置付け

宇宙基本計画(平成25年1月25日 宇宙開発戦略本部決定)

3-1. 宇宙利用拡大と自律性確保を実現する4つの社会インフラ

D. 宇宙輸送システム

宇宙輸送システムは、我が国が必要とする時に、必要な人工衛星等を、独自に宇宙空間に打ち上げるために不可欠な手段であり、その維持は我が国の宇宙活動の自律性確保の観点から重要である。今後とも将来に向けて自律的な宇宙輸送能力を保持していくために、人材や施設を含めた産業基盤の維持、強化、発展が必要である。

平成26年度宇宙開発利用に関する戦略的予算配分方針(経費の見積り方針) (平成25年6月4日 内閣府宇宙戦略室)

1. 平成26年度概算要求に向けた重点化の方針

(2) 自律性確保の視点

宇宙へのアクセスの自在性を確保することは我が国の宇宙政策の大前提である。従って、自前の輸送システムを保持することが必要であり、直ちに必要な措置を講じるべきである。

2. 重点化すべき事業

(4) 新たな基幹ロケット(部分抜粋)

輸送系の全体像を明らかにし、我が国の総合力を結集して、新型基幹ロケットの開発に着手する。

(1) 我が国の宇宙輸送事業の目指す姿



■ 新型基幹ロケットの目的・意義

安全保障を中心とする政府需要等に応える「自律的持続可能な宇宙輸送システム」を構築すること

■ 我が国の宇宙輸送事業の目指す姿

① 自律的な宇宙へのアクセス確保

- ロケット開発・運用能力を国として保持し、かつ、開発運用中の不具合等を解決する技術能力を保持して打上げを安定して継続できる状態

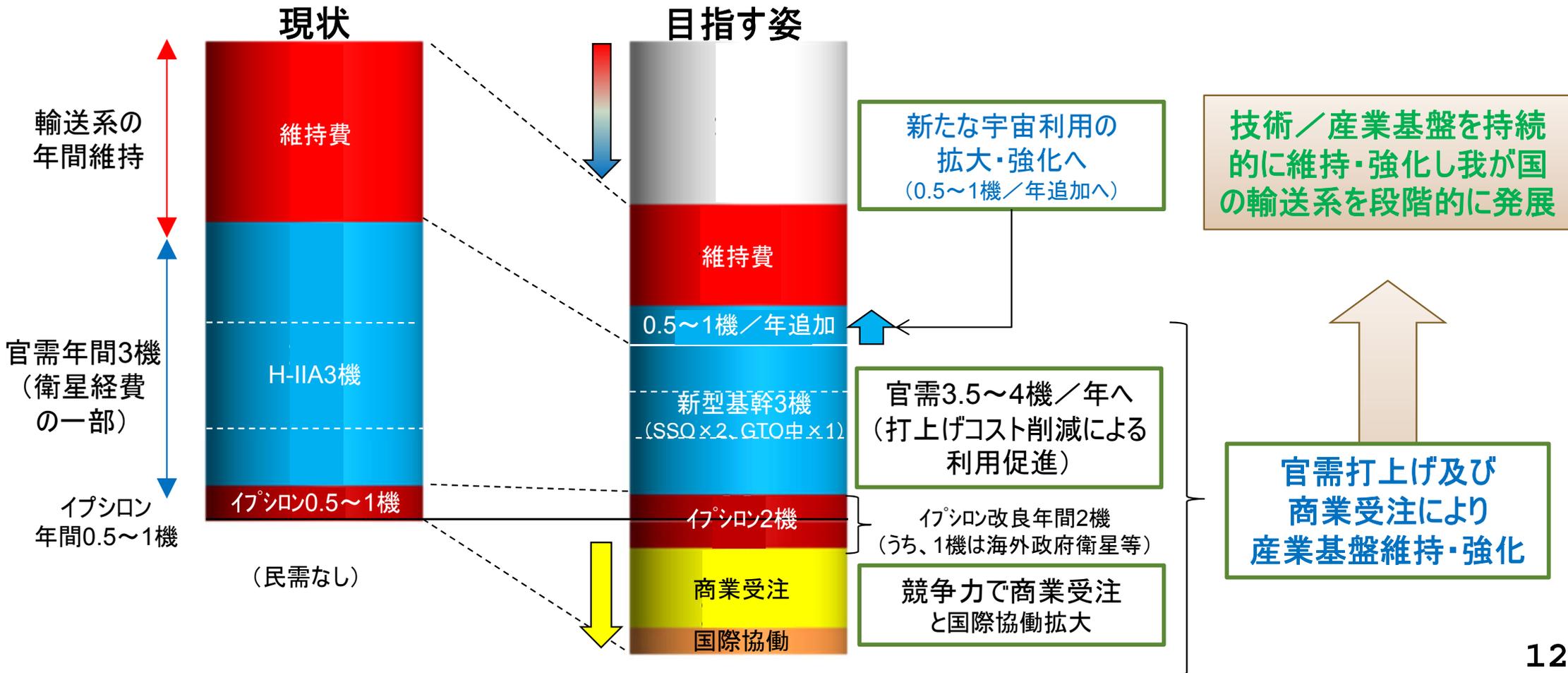
② 持続可能な宇宙輸送システムの実現

- 宇宙輸送コストをライフサイクル全体で低減して効率的に宇宙輸送事業を実施できる状態
- 産業基盤維持のために、国際競争力を有する新型基幹ロケットにより、民間事業者が主体的に打上げサービス事業を展開、拡大していける姿

(1) 我が国の宇宙輸送事業の目指す姿

新型基幹ロケットの開発により、自律的かつ持続可能な事業構造への転換を図る。

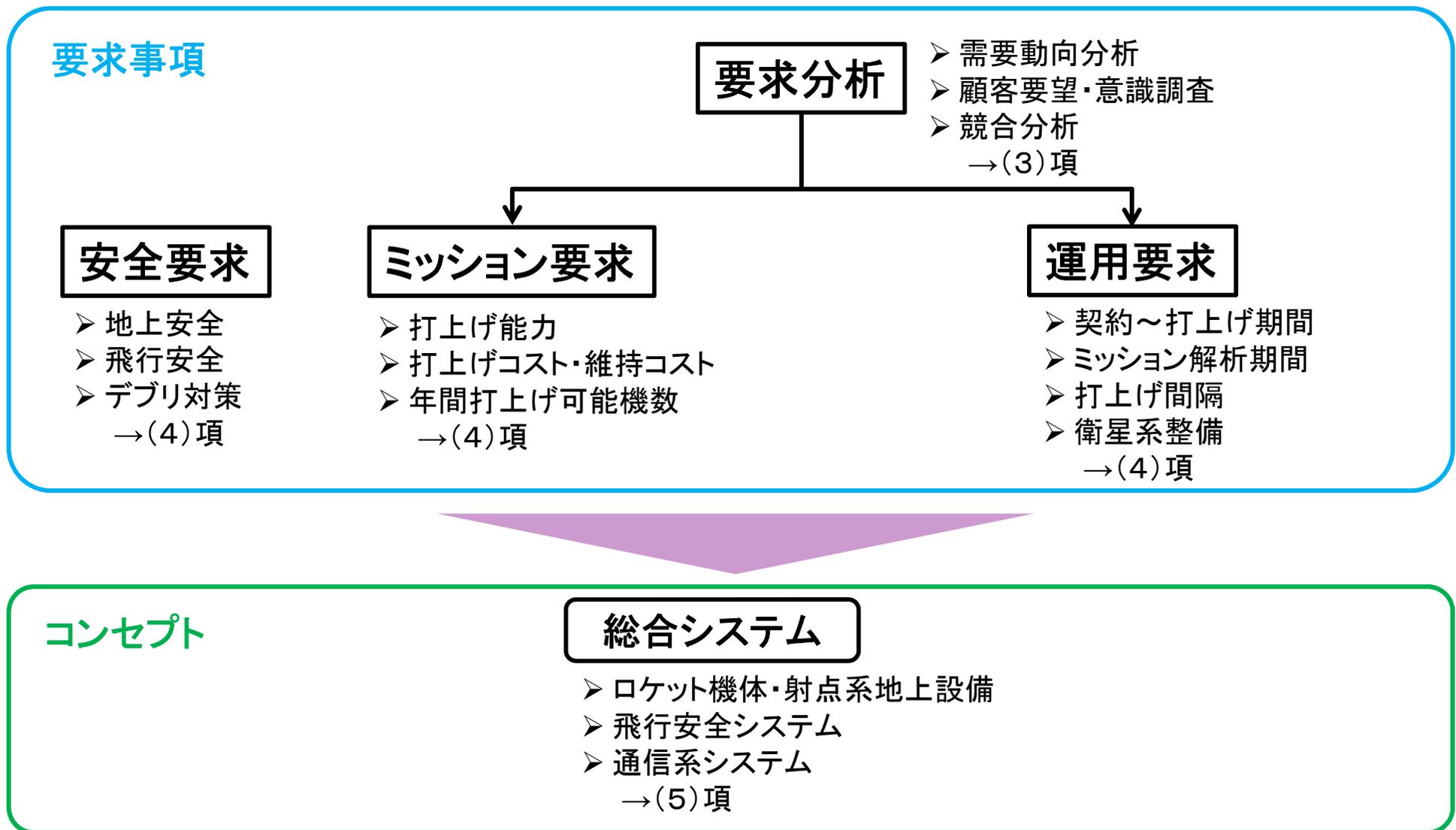
- 打上げコスト低減で宇宙利用を拡大
- 維持費の抜本低減で政府支出を効率化
- 事業規模の低減分を商業受注および輸出拡大で補い、産業基盤を維持・強化
- 技術競争力を強化し、国際協働を促進、システムインテグレーション技術を含め、将来にわたる競争力を継続的に確保



(2) 新型基幹ロケット 検討フロー

■ 以下のフローに基づいて、新型基幹ロケットのコンセプトを検討中。

要求分析に基づきミッション要求と運用要求を設定し、これに国が責任を負う安全要求も加え、要求事項の実現の考え方と共に、ロケットのコンフィギュレーション選定を含む総合システムのコンセプトを検討中。

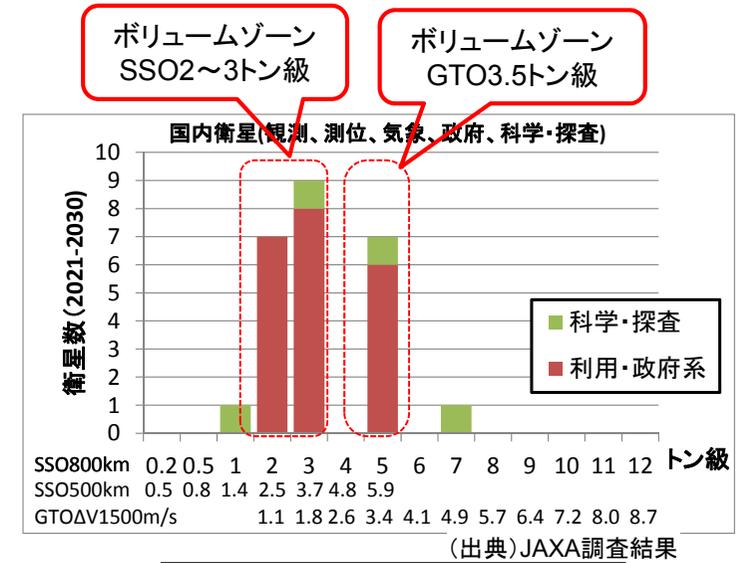


(3) 要求分析 結果概要 (1/2)

■ ミッション要求の検討にあたり、要求分析を実施。結果概要を以下に示す。(詳細は補足B参照)

① 政府衛星需要動向

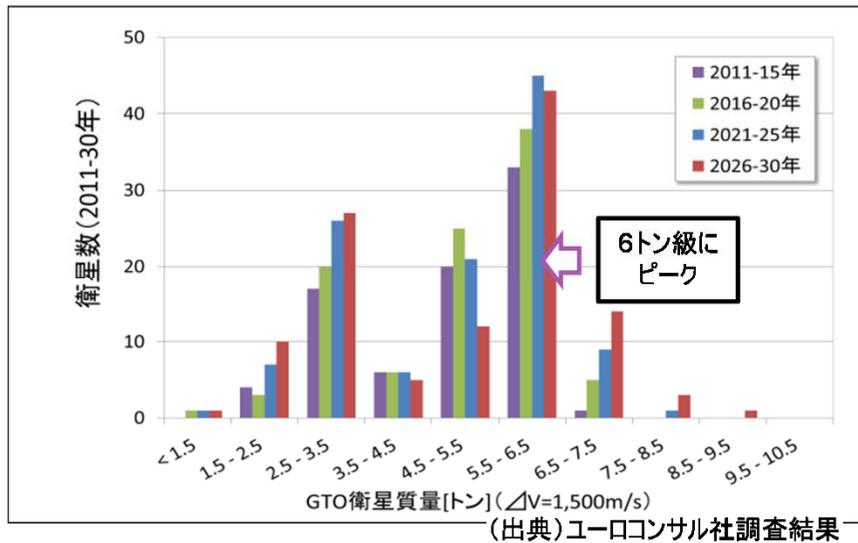
- SSO衛星は、年間1.5機程度で質量のボリュームゾーンは2～3トン級。
- GTO・準天頂衛星は、年間0.5機程度で質量は3.5トン級(～4トン級)



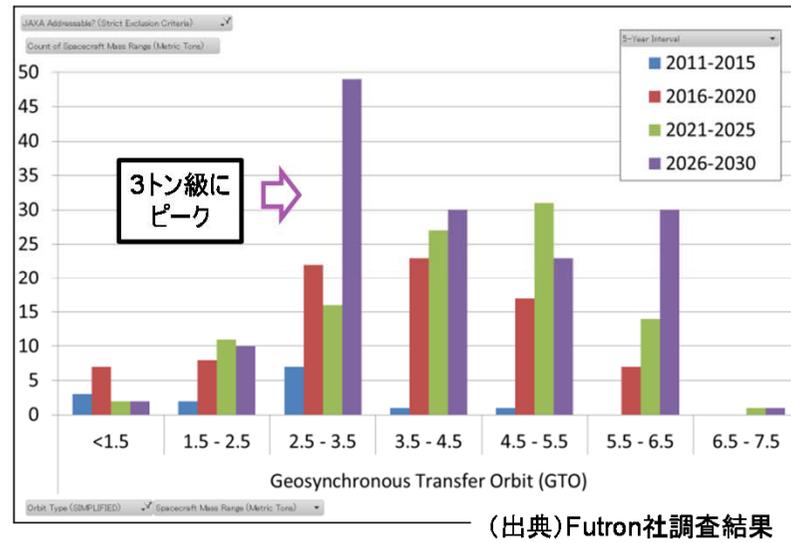
① 政府衛星需要動向

② 商業衛星需要動向

- 年間機数は20～25機/年(2020～2030年)となり、微増傾向。
- 質量は3～6トン級まで幅広いレンジでばらつく。



② 商業衛星需要動向



(3) 要求分析 結果概要 (2/2)

③ 顧客要望・意識調査

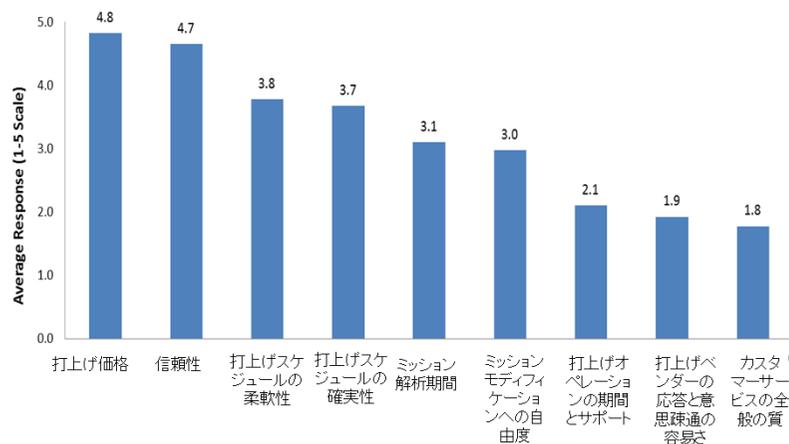
- ロケットを選定する上では、「打上げ価格」と「信頼性」が最も重要。
- 打上げスケジュールの柔軟性／確実性も重要な要素。

④ 衛星の技術動向

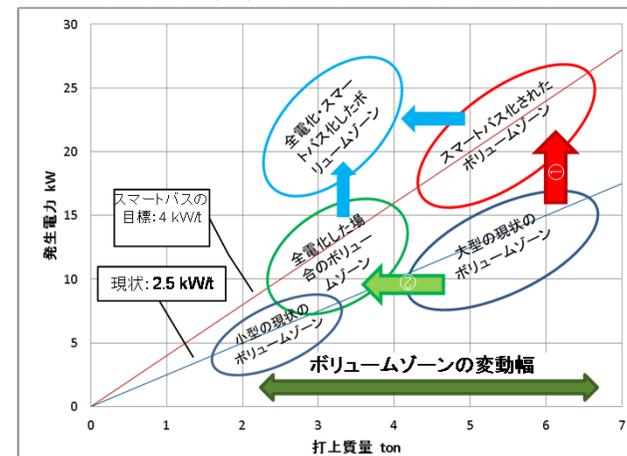
- 大電力化とスマートバス化→静止通信衛星のハイパワー化
- 全電化衛星(高比推力の電気推進)→衛星質量の大幅軽減

⑤ 競合ロケット分析

- FALCON 9 Ver1.1(米) : シンプルな機体構成による信頼性の高さと低価格をアピール
- Ariane6(欧) : トリプルセブン(GTO:7ton、価格:€70M、開発期間:7年)を発表、シングルロンチを基本(Ariane5はデュアルロンチが基本)
- Angara(露) : Proton/Soyuzに代わり、Angaraでラインナップを刷新し一元化
- GSLV(印) : GTO4トン級のGSLV Mk-IIIを開発中(スケジュールは不透明)
- 長征5号(中) : 軽量級から重量級まで対応可能な長征5号シリーズを開発中、ITAR規制(国際武器取引規制)により、事実上商業衛星打上げは困難



③ 顧客要望・意識調査



④ 衛星の技術動向

(4) 要求事項 ～ミッション要求・運用要求(案)～



主なミッション要求(案)、運用要求(案)を以下に記す。

	項目		要求事項
	大分類	中分類	
ミ ッ シ ヨ ン 要 求	打上げ能力 軌道投入精度	打上げ能力 SSO軌道	3ton／高度800km
		打上げ能力 GTO軌道	2ton～6.5ton ^(※) (衛星静止化増速量 ΔV 1500m/s)
		軌道投入精度	H2Aと同等
	打上げ価格 設備維持コスト	打上げ価格	現行基幹ロケットの半額程度を目標とする。
		設備維持コスト	現行基幹ロケットの設備維持コストの半額程度を目標とする。
年間打上げ可能機数		6機対応可能なこと。	

	項目	要求事項
運 用 要 求	契約～打上げ	<ul style="list-style-type: none"> ミッションモディフィケーション(個々の衛星の要求に適合させるために必要な作業)が不要な標準インタフェース衛星に対して競合ロケットより短期間で打上げ可能とする。
	ミッション解析	<ul style="list-style-type: none"> ミッション解析期間を競合ロケットと同等以下に短縮する。
	打上げ間隔	<ul style="list-style-type: none"> 打上げスケジュールの柔軟性を実現する為に打上げ間隔を1ヶ月以下(TBD)とする。 任意の1ヶ月(TBD)を打上げスロットとして設定可能とする。
	衛星系整備	<ul style="list-style-type: none"> ロケットとの結合作業期間を短縮する。 同一建屋での衛星点検/PAF結合/推進薬充填を可能とすること ロケットとの作業干渉を発生させないこと 打上げ時人員残留可能な建屋を確保すること

(4) 要求事項 ～安全要求(案)～



国が責任を負うべき主な安全要求(案)を以下に記す。

地上安全と飛行安全の要求は従来のもものと基本的に同じだが、デブリ対策については、新型基幹ロケットの運用開始時には世界的なトレンドとなっていることが想定されることから、新たに設定する。

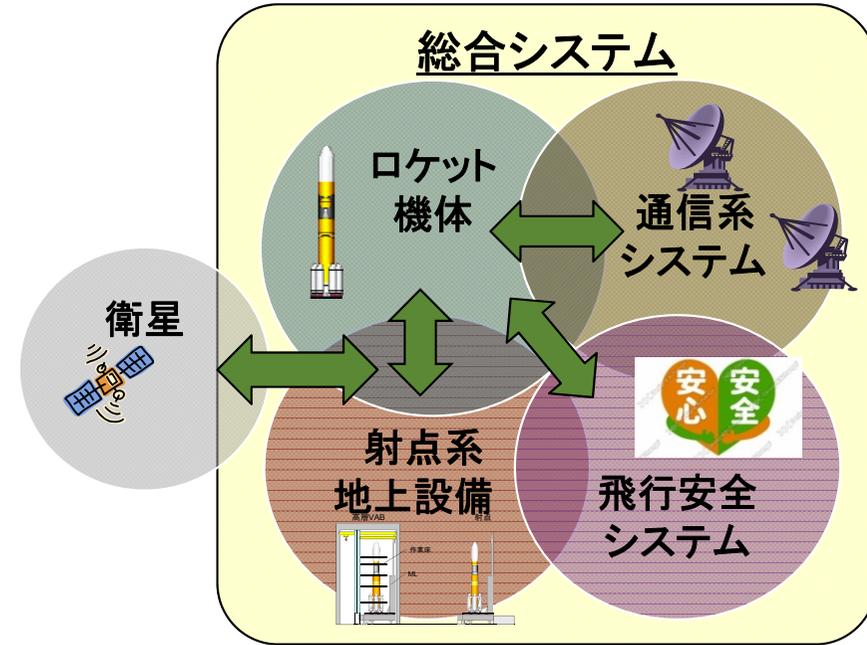
項目		要求事項
地上安全		ロケットの推進薬量に応じて設定する保安距離から警戒区域を設定し、人員の立ち入りを制限すること
飛行安全	打上げ時の落下物	飛行中に投棄する1段機体等が陸域に落下しないこと
	異常飛行時の被害防止	機体に異常が発生した場合には、飛行中断システムにより、意図しない地域への落下を防止すること
	航空機および船舶	飛行経路を航路から極力離し、事前に飛行経路を通報すること
デブリ対策		ミッション終了後のロケット上段機体を有効な軌道上から退避させること ✓ LEO保護領域(高度 $\leq 2,000$ km)から25年以内に退避 ✓ GEO保護領域(GEO ± 200 km、緯度 ± 15 度)からの退避

(5) 総合システムのコンセプト

新型基幹ロケット開発における対応方針(1/2)

要求事項を実現するために必要な、ロケット打上げシステム全体(以降、「総合システム」という)のコンセプトを検討するにあたっては、総合システムを構成するロケット機体、射点系地上設備、飛行安全、通信系システムへの要求をバランスよく行うことが重要である。

総合システムの概念図を右に示す。



さらに、総合システムのコンセプト検討においては、(宇宙政策委員会)宇宙輸送システム部会
の中間とりまとめ(平成25年5月30日)で示された以下を考慮した。

- 実用システムとしての位置付け: 利用ニーズを踏まえた高い信頼性、低価格、柔軟な顧客対応等を可能とするサービス提供として位置づける。
- 固体燃料ロケットの産業基盤の維持は、固体推進薬を液体燃料ロケットの補助ブースタとして用いること等により行うこととする。また、輸送システムの要素技術の開発実証に当たっては、固体燃料ロケットと液体燃料ロケットの開発を連携させることで、効率的に実施する。

次頁に総合システムのコンセプト検討における対応方針を示す。

(5) 総合システムのコンセプト

新型基幹ロケット開発における対応方針(2/2)



■ ロケット機体

- ✓ 打上げ能力、打上げ価格、設備維持コストなどのミッション要求を満足するロケット機体形態の選定を行う。
- ✓ また、分離方式の変更による環境条件の緩和、世界標準のフェアリングサイズなど、世界標準以上のユーザインターフェースにより柔軟な顧客対応を目指す。
- ✓ 解析技術を活用した高い設計信頼度と、試験機の打上げ機会を活用した商業衛星打ち上げ実績を積むことなどにより、市場での高い信頼性を獲得する。

■ ロケット機体／射点系地上設備

- ✓ ロケットと射点系地上設備間の機能配分を見直す等により、簡素な設備構成としてライフサイクル全体で効率的な維持を可能とする。
- ✓ ロケットと地上設備の運用性を向上させて打上げ間隔を短縮し、顧客の打上げ希望時期に柔軟に対応するとともに、産業基盤維持に必要な年間打上げ機数に対応可能とする。

■ ロケット機体／飛行安全システム

- ✓ ロケットと飛行安全システムの機能配分を見直す等により、安全性を確保しつつ簡素な地上設備構成としてライフサイクル全体で効率的な維持を可能とする。

■ ロケット機体／通信系システム

- ✓ ロケットと通信系システム間の性能配分を見直す等により、簡素な設備構成としてライフサイクル全体で効率的な維持を可能とする。

(5) 総合システムのコンセプト

ロケット機体／射点系地上設備(1／6)



打上げ価格、開発費、開発課題(リスク)、イプシロンとの共通化の可能性などを評価基準として、下記のように推進薬の種類選定、機体サイジング及びトレードオフを実施した。

1. 推進薬(燃料)は実用的なものを候補とする。
 - 液体水素(LH2)、ケロシン、メタン、固体
他国の主要ロケットに用いられている推進薬、または我が国において開発経験のある推進薬を候補とする。
環境への負担軽減のため、毒性のある推進薬は除外。
2. コスト・信頼性の観点からロケットの段数は最小限*1とし、打上げ能力などミッション要求・安全要求を満足する機体構成とする。
また、地上設備・共通インフラを効率的に活用する観点から、種子島からの打上げを前提とする。

*1) 実用ロケットは2段～4段式が一般的。段数を多くするほど、ロケットは小型化が可能であるが、システムは複雑化・コスト高となる

上記の結果、これまでの技術を最大限に活用でき、エンジン開発におけるリスクとコストを抑制することが可能なことから、コアロケットにLH2/LOXの液体推進系を採用し、これに固体ブースタを組み合わせることで幅広い衛星質量に効率的に対応できる形態を選定した。

トレードオフの代表例を次ページに示す。

ロケット機体形態のトレードオフ検討の代表例

推進薬	H-IIA/B*1	コアLOX/LH2+固体	コアLOX/メタン+固体	コアLOX/ケロシン+固体	コア固体+上段LOX/LH2
打上げ価格	SSO: 1.0 GTO中型: 1.2 GTO大型: NA	SSO : 0.5 GTO中型 : 0.6 GTO大型 : 0.8	SSO : 0.5 GTO中型 : 0.6 GTO大型 : 0.85	SSO : 0.6 GTO中型 : 0.7 GTO大型 : 1.0	SSO : 0.5 GTO中型 : 0.7 GTO大型 : 1.1
開発費	-	1.0	1.2以上	1.2以上	1.2以上
設備維持コスト	1	約0.5	約0.6	約0.6	約0.6
主な開発課題(期間)	-	・1段エンジン開発(6年) ・2段エンジン開発(6年)	・1段エンジン開発(10年以上) ・2段エンジン開発(6年)	・1段エンジン開発(10年以上) ・2段エンジン開発(6年)	・大型固体モータにおける燃焼振動・推薬充填等の成立性への課題あり。 ・現有の生産設備の大幅な増強が必要
イプシロンとの共通化可能性	-	固体ブースタをイプシロンの2段と共用	同左	同左	固体(2段)をイプシロン1の段と共用
参考	-		1段にメタンを利用(2段はLOX/LH2)したケース	1段にケロシンを利用(2段はLOX/LH2)したケース	

- メタンやケロシンは大型エンジンの開発に不確定要素が多く、液体水素より開発コスト・期間が増大する。
- 1,2段に固体ロケットを採用した場合、経験のない大型モータで成立性に課題。現有の生産設備の大幅な増強が必要
- コアに液体水素以外を使用する場合はGTO価格が割高(全備質量が重くなりブースターが増大するため)
- 液体水素は既存技術・インフラが最大限活用できる点で有利。固体を組み合わせることで、多様な市場ニーズに対応可能。イプシロンロケットとの共用も可能

(5) 総合システムのコンセプト

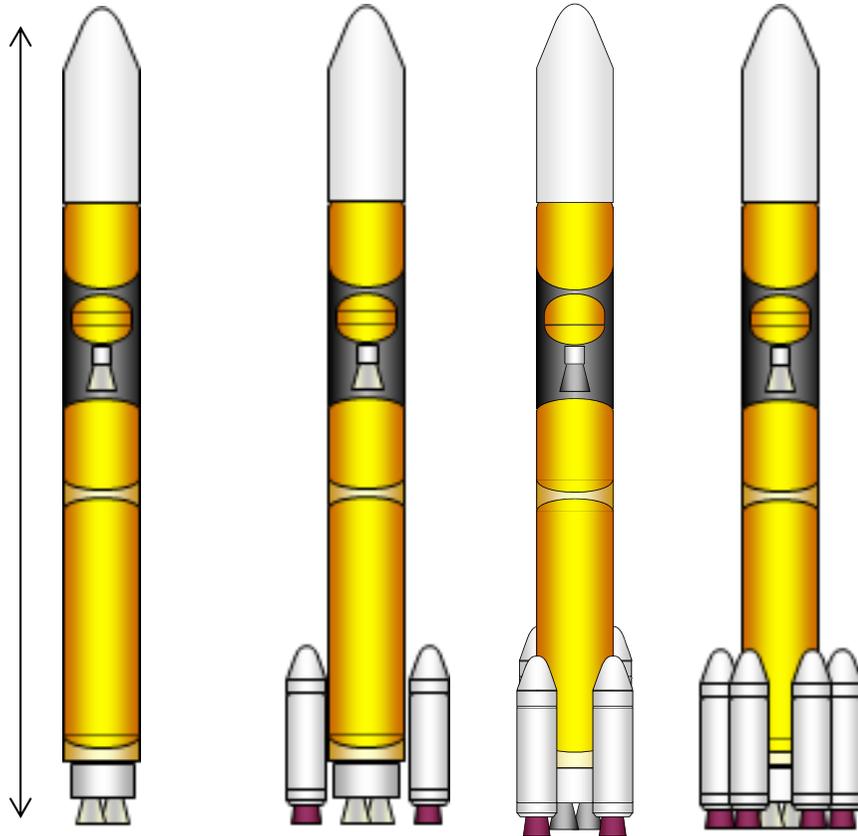
ロケット機体／射点系地上設備(2/6)



ロケット機体形態(検討例)

・機体全長
約60m

・機体直径
4.5~5m



- 全シリーズに亘って液体ブースタは共通仕様とし、製造/運用面での効率化を図る。
- GTOミッションに対しては、固体ブースタを装着(装着本数を6本までの間で調整)することで、多様なニーズに柔軟に対応する。

【参考】H2A: 機体直径4m, 全長53m, 固体ブースタ本数2本or4本
H2B: 機体直径1段5.2m, 2段4m, 全長56m, 固体ブースタ本数4本

◆ 開発内容・打上げコストの目標

・開発内容

- 機体開発(構造、電気、推進系、衛星フェアリング)
- エンジン開発(1段エンジン、2段エンジン)
- 固体ブースタ開発
- 射点/射場設備開発

・打上げコスト : H2A/Bの約半分

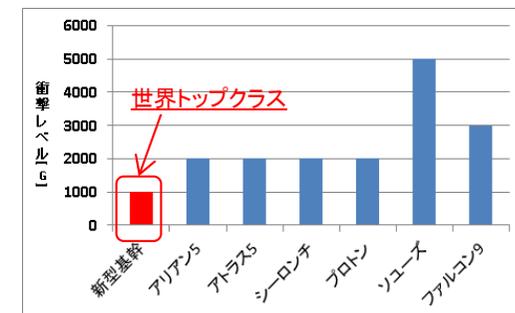
・世界標準以上のユーザインタフェース

SSOミッション
3トン(高度800km)

GTOミッション 2~6.5トン



固体ブースタを装着することで
GTOミッションに柔軟に対応



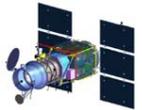
衛星分離時衝撃環境の例

(5) 総合システムのコンセプト

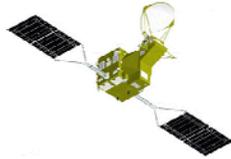
ロケット機体／射点系地上設備(3/6)



基幹ロケット ラインナップ



科学衛星・
小型観測衛星



観測衛星・政府衛星

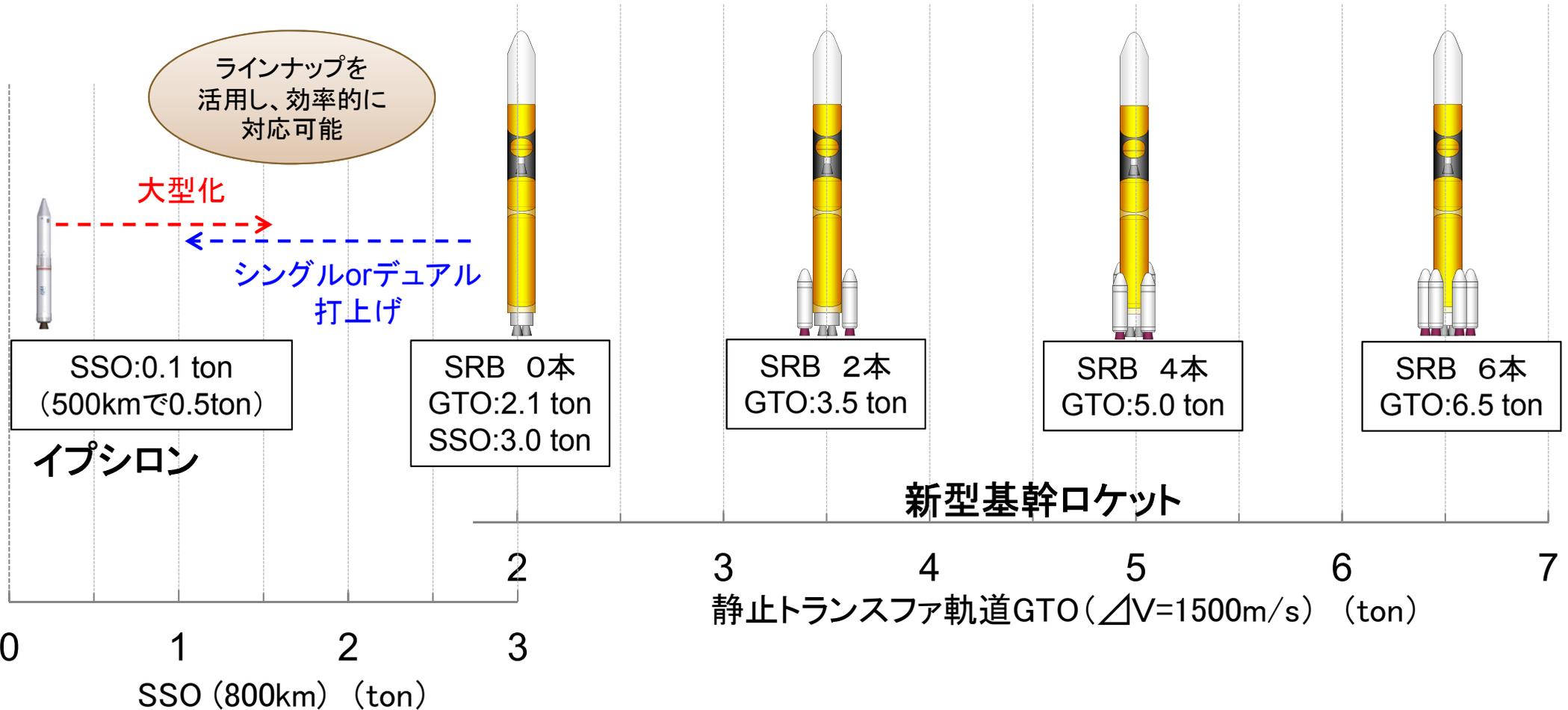


気象衛星・準天頂衛星・
商業衛星



©Thaicom

商業衛星



(5) 総合システムのコンセプト

ロケット機体／射点系地上設備(4/6)



開発シナリオ: 固体と液体のシナジー効果

現行イプシロン

イプシロン高度化(検討例)

小型



継続的な低コスト化・
能力向上開発



技術を発展させ活用
機動性の高い運用
システム(点検の自
動化等)

技術実証結果を相互に活用

固体ロケット
モータの共用



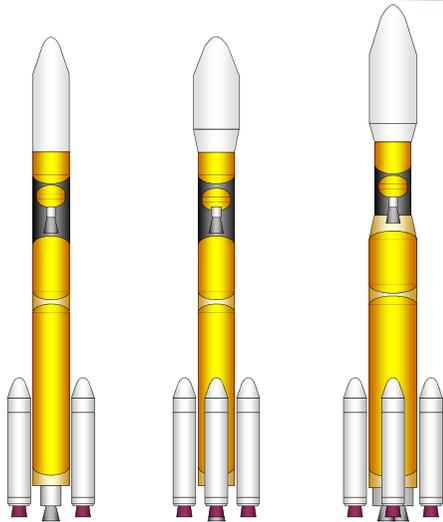
アビオニクスシステム
の効率的連携



構造設計
技術の共用



中大型

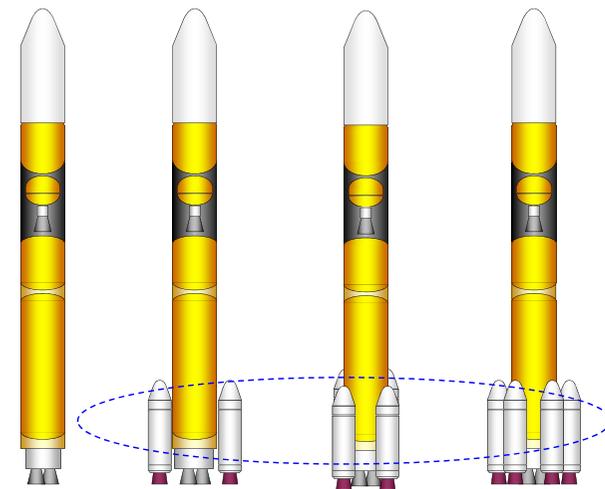


H-IIA/B

・低コスト製造技術、高信頼性開
発手法などによりコア機体(構造、
電気、推進系、衛星フェアリング)及
びエンジンを刷新



・固体ブースタ低コスト化／小型化



新型基幹ロケット(液体)

(5) 総合システムのコンセプト

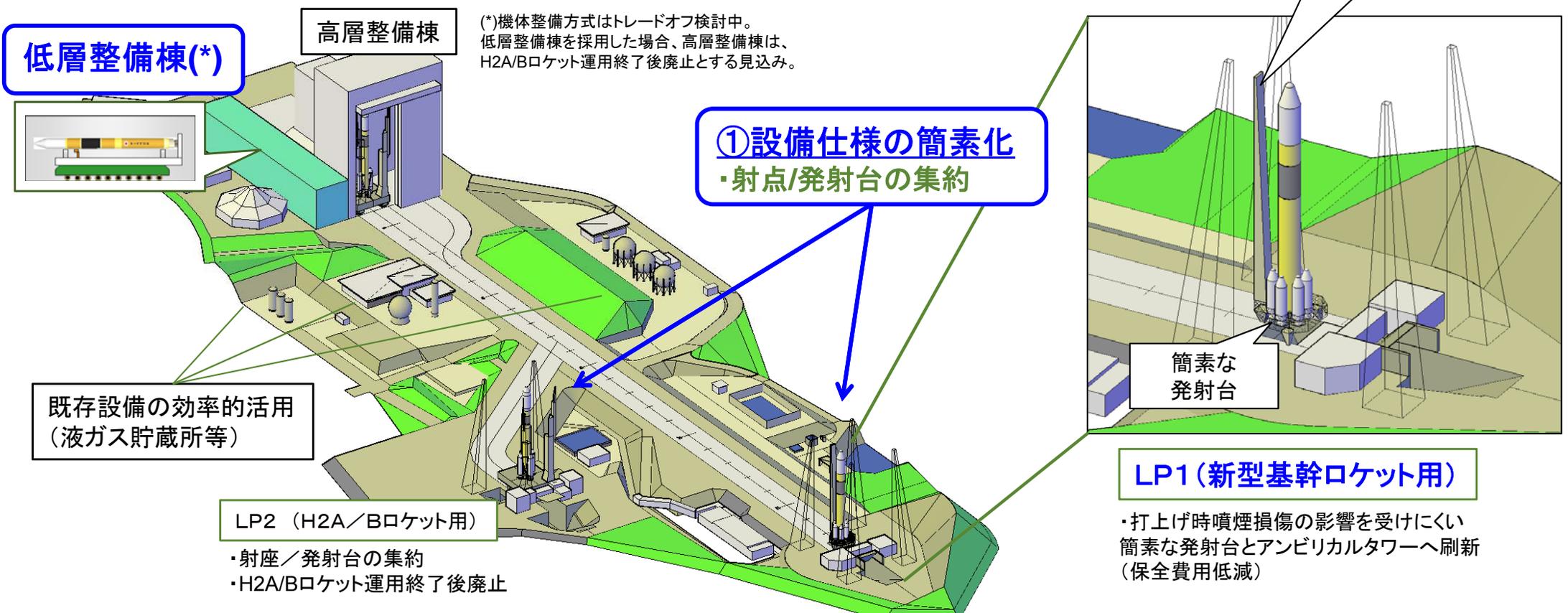
ロケット機体／射点系地上設備(5/6)

機体・設備の機能配分の見直しにより、運用性に優れた簡素な設備を実現し、運用コスト・維持コストを低減。H-IIA/Bの打上げを継続しながら、開発および初期の並行運用を進めることを条件としたうえで、既存設備の効率的な活用も考慮する。

①設備仕様の簡素化

- ・射点／移動発射台の集約
- ・運用効率化を狙った簡素な水平整備棟(機体形態検討と並行して、整備方式トレードオフを検討中)

②機体自動点検により、設備点検装置を簡素化



吉信射点(*)を想定した射点系・地上設備全体構想(案)

(*)その他のエリア(大崎射点(H-Iロケット打上げにて使用)等)を活用する案についてもトレードオフ検討中。液ガス関連の既存設備の有効活用の観点から吉信射点を改修する案が有力。

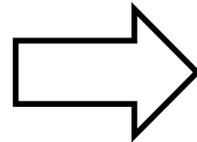
(5) 総合システムのコンセプト

ロケット機体／射点系地上設備(6／6)

②機体自動点検により、設備点検装置を削除(設備維持コストを削減)

(従来)H-IIA/B

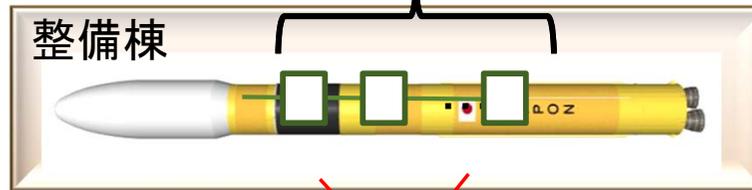
地上から人手を介して行う点検



新型基幹ロケット

機体(ロケット)側で自動点検

自動点検機能付き搭載機器



準備0分
作動3分



地上点検装置を削減

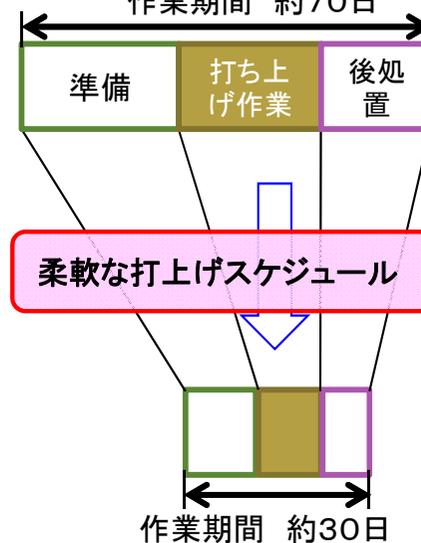
高層整備棟

搭載機器

準備600分
作動3分

(例)バルブ作動点検の例

射場整備作業の短縮
作業期間 約70日



柔軟な打上げスケジュール

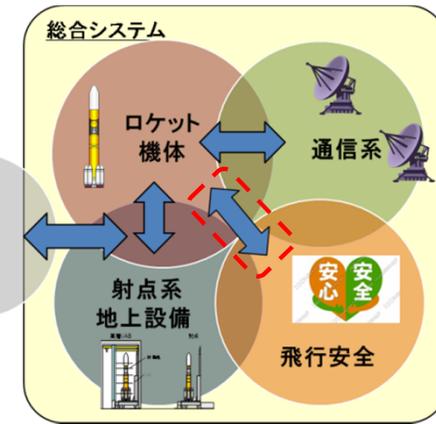
作業期間 約30日

- 点検機能を機体(ロケット)側に配分(搭載機器の高性能化や高集積部品の適用等により製品コストは低減)
- 設備の点検装置を削減し、点検コストと設備維持コストを低減
- 上記により射場整備作業期間を短縮(約70日→約30日)

地上点検装置

- 地上設備には点検装置等が多数存在し、維持コスト増大
- 点検のためのケーブル接続等の準備作業に時間、人手を要す。

(5) 総合システムのコンセプト 飛行安全システム

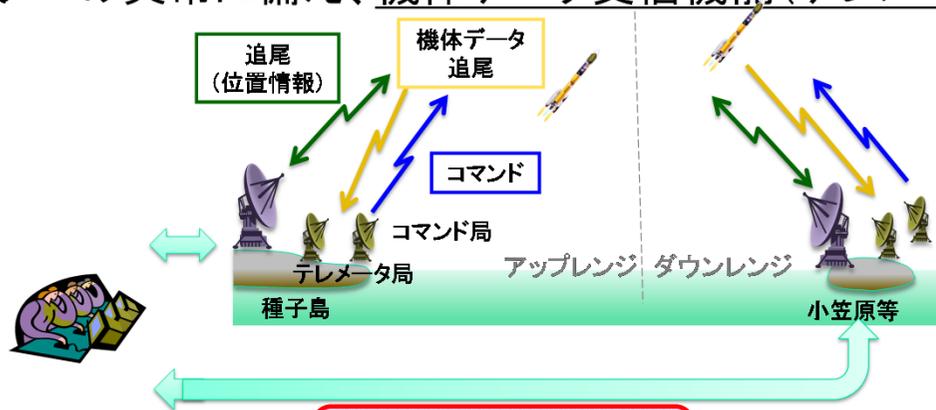


【飛行安全システム構想】

機体と地上設備の機能配分を見直すことにより、安全性や自在性を確保しつつコスト低減を達成する

- ① 追尾機能をオンボード化し、地上レーダシステムを廃局する。
- ② 飛行中断の判断機能をオンボード化し、地上運用設備をなくす。
- ③ 飛行中断機能をオンボード化し、地上コマンド局を廃局する。
- ④ ただし、万が一の異常に備え、機体データ受信機能(テレメータ局)は一部地上に残す。

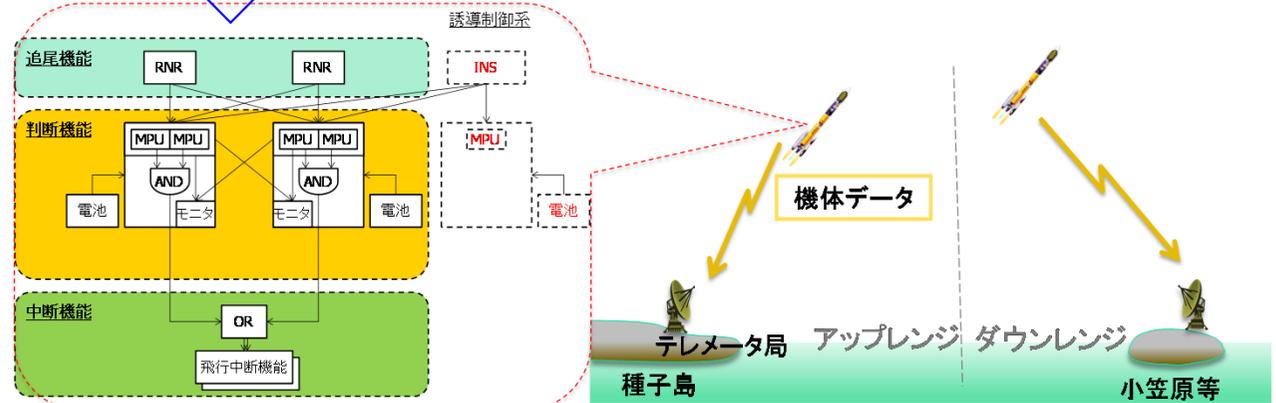
(現行システム)



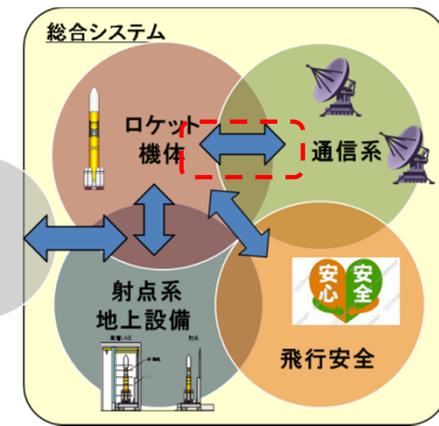
- ① 追尾機能のオンボード化
- ② 判断機能のオンボード化
- ③ 中断機能のオンボード化

④ テレメ機能は一部残す

(新型基幹)



(5) 総合システムのコンセプト 通信系システム

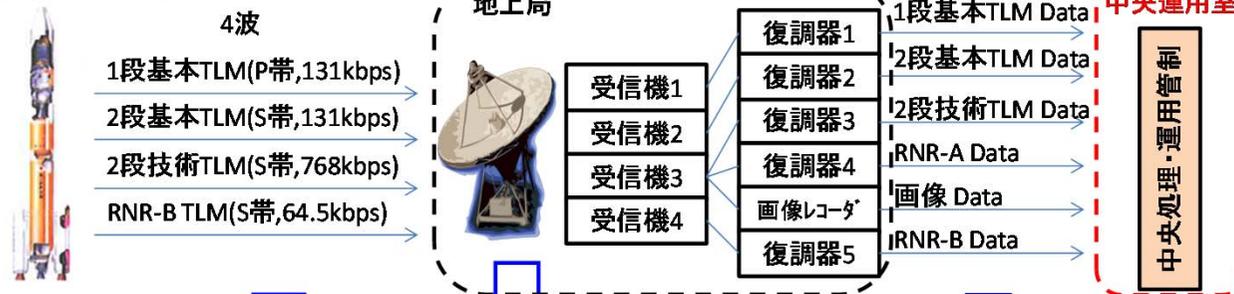


【通信系システム構想】

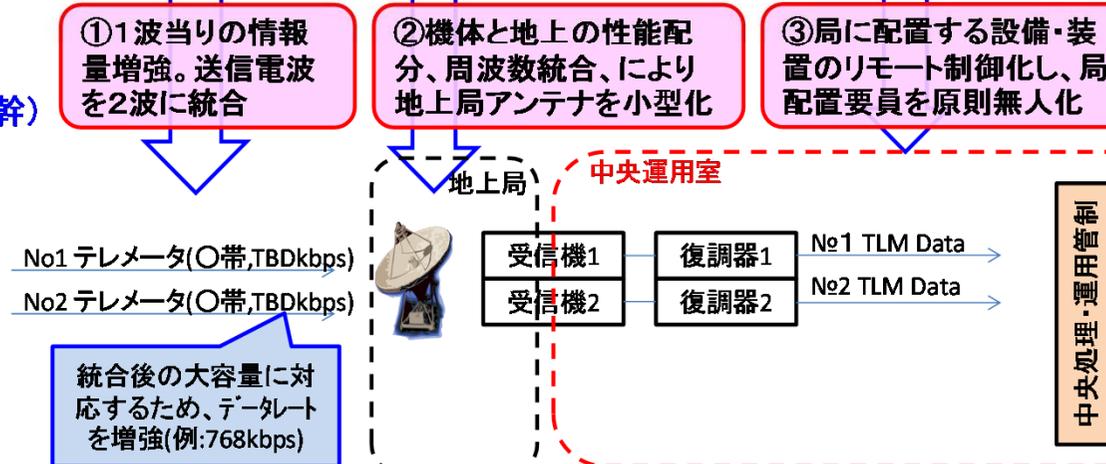
機体と地上設備間の性能バランスの見直しと、機能の統廃合により
打上げコスト・維持更新コストを抜本的に低減する

- ①データ・電波の統廃合(4波6種を2波に)し、地上装置及び搭載コンポーネントを削減
- ②周波数帯の統合に加え搭載と地上のバランスを見直すことで、地上局アンテナを小型化し、地上設備をスリム化
- ③複数追跡局のリモート制御、統合運用を採用し、運用人員・運用コストを削減

(現行システム)



(次期基幹)



(参考) 基幹ロケットの打上げ能力比較(現状と今後)



新型基幹ロケット



大型化

シングルorデュアル
打上げ

ラインナップを
活用し、効率的に
対応可能



SRB 0本
GTO:2.1 ton
SSO:3.0 ton



SRB 2本
GTO:3.5 ton



SRB 4本
GTO:5.0 ton

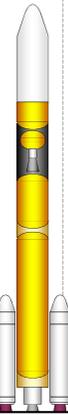


SRB 6本
GTO:6.5 ton

イプシロン、H-IIA、H-IIB



SSO:0.1 ton
(500kmで0.5ton)



H2A202
GTO:2.9 ton
SSO:3.9 ton



H2A204
GTO:4.6 ton



H-IIB
GTO:5.5 ton



(6) 開発計画

新型基幹ロケット開発においてキーとなる要素技術

総合システム(ロケット/地上設備一体)で刷新し、我が国の宇宙輸送コスト(打上げコスト、インフラ維持コスト)をライフサイクル全体で効率化。

エンジン・推進

- シンプルで本質安全なエンジン (エキスパンダブリードエンジン) 部品点数減でコスト削減

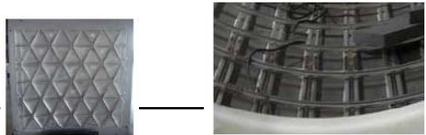


- 機体電動化による駆動源集約 (バルブ/アクチュエータの電動化) IF削除/点検作業の容易化

- 固体ロケットへ低コスト材適用 固体推進薬の高度化

構造系

- 低コストタンク製造技術 廃棄素材の低減/部品点数の低減



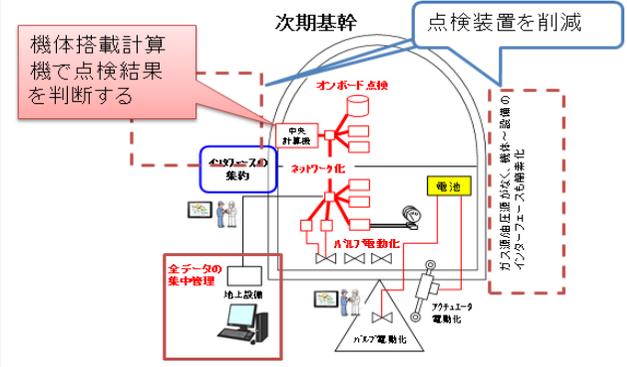
- 低コスト複合材製造技術 一体成型/ 低コスト素材を実現



民間技術の活用・機能配分見直し

- ネットワーク技術
- 搭載電子機器小型化
- 自律点検機能

機体に点検機能を移し、設備を簡素化



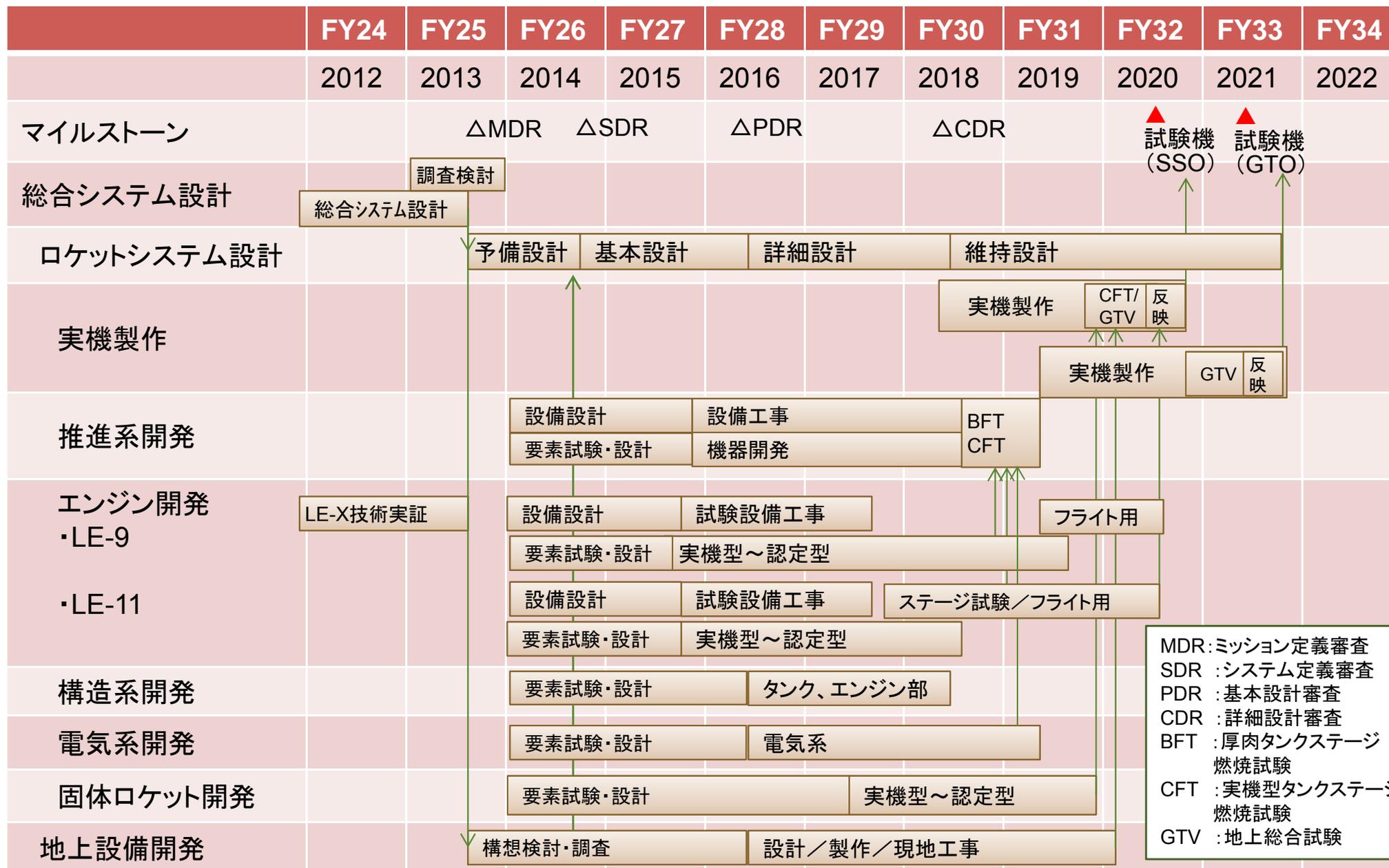
アビオニクス

設備仕様の簡素化

- 点検装置類削減
- 射場系システムの簡素化 自律点検機能により地上設備削減
- 低層建屋 横置き整備でアクセス性向上、機体整備期間短縮、設備規模も低減
- 耐腐食材料の適用
- アンビリアル損傷防止 再整備を低減、打上げ間隔短縮

地上設備

(6) 開発計画 開発スケジュール



(6) 開発計画

平成26年度 実施内容

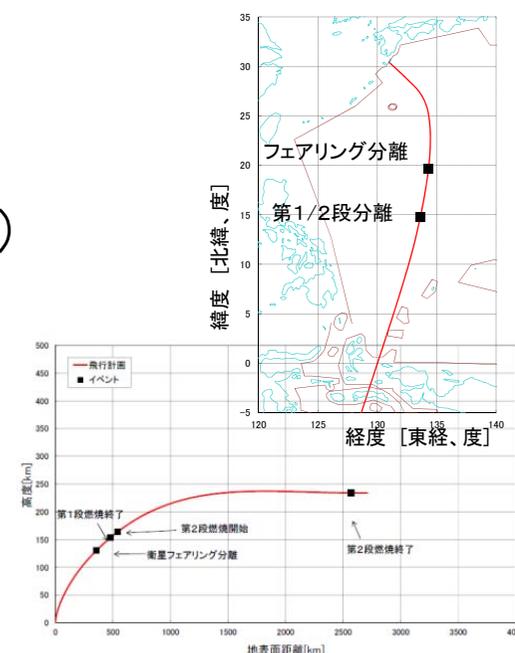
- 新型基幹ロケットは平成32年(2020年)に試験機1号機を打ち上げる計画。
- 平成26年度は、予備設計を行い、新型基幹ロケットのシステム仕様の設定(ミッション要求を踏まえてどのようなロケット/設備とするか)を行う。また、これを受けて、基本設計に着手する。具体的には以下の作業を実施する。

① システム設計

- システム仕様設定のための解析作業
(飛行経路、制御系、構造系、推進系、環境条件等に関する解析)
- サブシステム(推進系、構造系、電気系、等)に関する設計作業
- 全体システム: 風洞試験、アンテナパターン試験、音響基礎試験等

② 要素試験・試作試験

- エンジン: エlement単体要素試験、ターボポンプ軸受試験、等
- 推進系: 模型タンク排液試験、推進薬マネージメント基礎試験、等
- 電気系: 新規技術(自律点検、非接触アンビリアル)要素試験、等
- 構造系: タンクドーム成型加工試作、複合材成型確認試験、等



飛行経路解析

- なお、平成26年度の予算要求額は70億円。



風洞試験



複合材成型確認試験

補足資料

- 補足A 液体ロケット開発経緯
- 補足B 動向分析の結果
- 補足C エンジン開発・高信頼性開発プロセス
- 補足D 大型ロケットの世界動向

【N-I～N-II】米国からの技術導入

- 1968年宇宙開発委員会発足。1969年日米政府間の交換公文を締結
1970年技術導入によるN-Iロケットの開発を決定
- 実用衛星の大型化に伴い、引き続き米国からの技術導入によりN-IIロケットを開発

【H-I】自主技術の蓄積

- ロケットの重要基幹技術を自主技術として蓄積することを目的として、H-Iロケット(静止軌道500kg級(GTO1トン級))は2段液体水素／酸素エンジンや慣性誘導装置等を国内技術で開発

【H-II】全段自主技術による自律性の確保

- 1984年2月宇宙開発政策大綱改訂にて、H-IIロケット開発の方針として「全段国産技術での開発」、電電公社(現NTT)等の「実利用の需要に応える静止衛星2トン級(GTO4トン級)」を検討
- 1986年 全段自主技術によるH-IIロケットの開発に着手
- 1994年初号期の打上げに成功し、世界の大型ロケットと性能面で肩を並べた。
- 3号機以降(株)ロケットシステム(RSC)がH-IIロケットの打上げサービス事業及び製造とりまとめを実施
- 1996年、RSCが米国ヒューズ社、スペースシステムズ／ロラール社から計30機の商業打上げを受注
- 5号機、8号機の2回の打上げ失敗によりヒューズ社との契約が解除。2003年にはロラール社倒産により全契約が解除

【H-IIA】宇宙輸送コストの低減と信頼性向上

- 1996年、大幅なコスト低減と信頼性の向上、将来の能力増強に対応可能な発展性を目標としてH-IIAロケットの開発に着手。2001年初号機打上げに成功
- 2002年総合科学技術会議においてH-IIAロケットの民間移管等が決定
- 2003年、6号機の打上げ失敗をきっかけに、製造品質の強化を図り、JAXAは研究開発に注力し、より一層の信頼性向上を図る体制とした。
- 2007年の13号機より、三菱重工業による打上げ輸送サービスを実施しているところ。

【H-IIB】官民共同によるロケット開発

- 2005年、官民双方のニーズに基づく大型ロケットの実現を目指してH-IIBロケットの開発に着手し、2009年試験機の打上げに成功。
- 2013年の4号機より、三菱重工業による打上げ輸送サービスを実施しているところ。

【基幹ロケット高度化】基幹ロケットの継続的な改良の取り組み

- 基幹ロケットの継続的な改良の取り組みとして、2段ステージの推進系、構造系、アビオニクス系の高機能化を実施しているところ、

補足A 液体ロケット開発経緯(3/3)



～基幹ロケット高度化(プロジェクト実施中)～

- 基幹ロケットの継続的な改良の取り組みとして、2段ステージの推進系、構造系、アビオニクス系の高機能化を実施中。

1. 静止衛星打上げ能力の向上

- 推進薬蒸発量の低減技術の開発
- 低出力スロットリング機能の獲得
- 搭載機器の長秒時作動技術の獲得

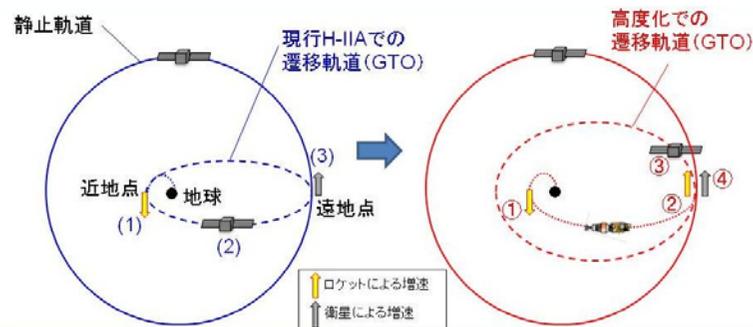
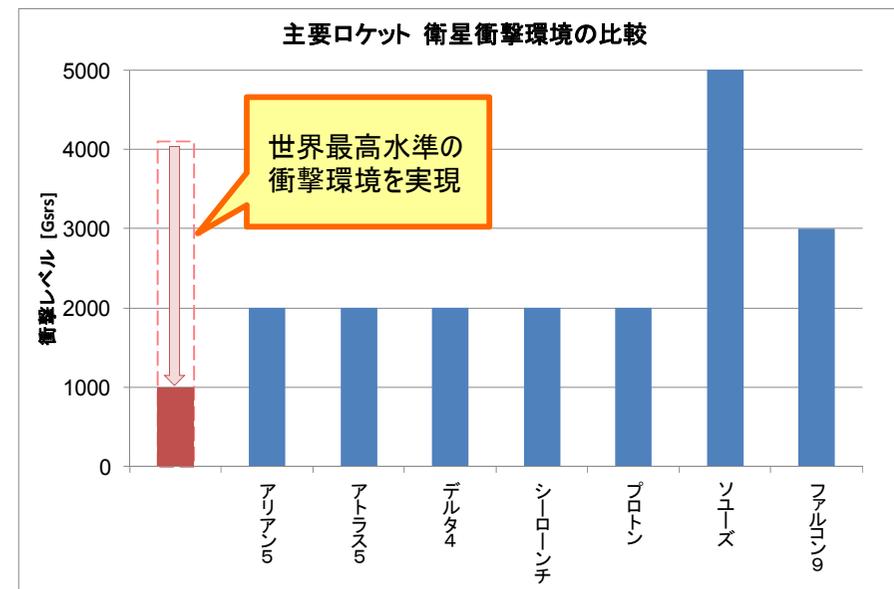
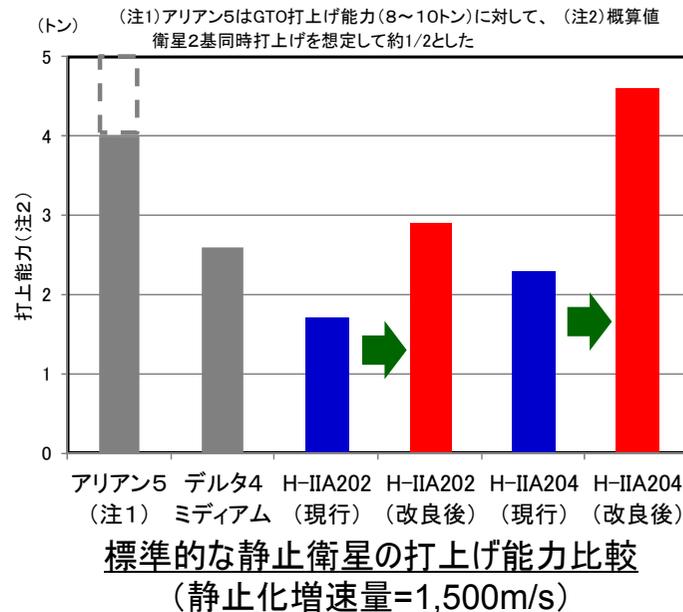
⇒ 能力向上により、H2A202形態で20%程度、H2A204形態で50%程度の商業ミッションに対応可能となる。

2. 衛星衝撃環境の抜本的緩和

- 火工品によらないメカニズムによる低衝撃衛星分離機構の開発

3. 飛行安全システム追尾系の高度化

- 機体搭載型航行安全用航法システム(レーダ代替)の開発



<現行H-IIA>
 (1)近地点で2段エンジンを再着火して増速
 (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

<効率的な増速方法(オプション)>
 ①近地点で2段エンジンを再着火して増速
 ②ロングコースト後、遠地点で再々着火(低推力)して効率的に増速※1
 ③衛星を分離して遷移軌道に投入
 ④遠地点で衛星が増速して静置軌道に投入

※1) 近地点よりも遠地点の方が速度が低く、遠地点の方が効率的に静止化増速量ΔVを低減可能

GTOミッション対応能力の向上

主要ロケットの衛星衝撃環境の比較

我が国の液体ロケット開発経緯



		N-I ロケット	N-II ロケット	H-I ロケット	H-II ロケット	H-II Aロケット	H-II Bロケット	
ロケットの概要		米国の「ソー・デルタ」ロケットを基本とし、2段の推進系のみ自主開発。	1段はライセンス生産。その他は米国から購入。(主要自主開発アイテムはなし)	1段はライセンス生産。慣性誘導装置(部品は一部海外調達)、2段/3段推進系を自主開発。	全段自主技術開発 純国産ロケット	全段自主技術開発 部品等を一部輸入	全段自主技術開発 部品等を一部輸入	
主要開発項目	2段	・LE-3エンジン (ヒドラジン系)	技術導入	・慣性誘導装置 ・LE-5エンジン (我が国初の液水/液酸エンジン)	・慣性誘導装置 (高性能化) ・LE-5Aエンジン (エンジンサイクル変更)	・慣性誘導装置 (小型化・低コスト化) ・LE-5Bエンジン (簡素化・信頼性向上)	—	
	1段	技術導入		技術導入	・LE-7エンジン (我が国初の高圧・大推力液水/液酸エンジン)	・LE-7Aエンジン (簡素化・信頼性向上)	・LE-7Aエンジン (簡素化・信頼性向上)	・1段大型(4m→5.2m) (摩擦攪拌溶接) ・1段エンジンクラスタ
	固体ブースタ				・SRB	・SRB-A (簡素化・信頼性向上)	—	
	構造その他				・フェアリング	—	・フェアリング(大型化)	
打上げ能力(GSO)	130kg	350kg	550kg		2ton	2ton~3ton	4ton	
開発費	約940億円 (全号機の機体製作費含む)	約1300億円 (全号機の機体製作費含む)	約1600億円 (試験機1-3号機製作費含む)	約2700億円 (試験機1、2号機分を含む)	約1532億円 (ロケット信頼性向上含む)	271億円 (内、民間76億円)		
運用期間	1975~1982	1981~1987	1986~1992	1994~1999	2001~	2009~		
打上げ実績(失敗数)	6/7	8/8	9/9	5/7	21/22	4/4		

補足B 動向分析の結果



(1) 政府衛星需要動向(2020年代)

分析手法

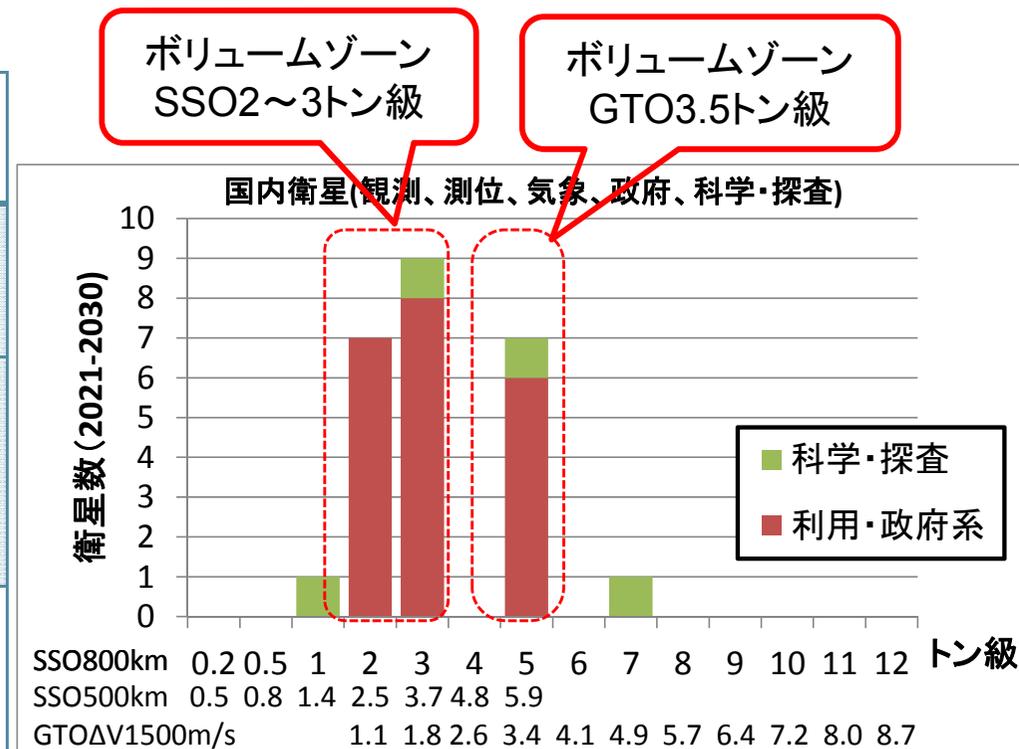
- 年間機数は過去実績等などから推定した寿命によりリプレース時期を想定して試算
 - ✓ 情報収集:4機で寿命5年 / 地球観測衛星:3~4機で寿命5年
 - ✓ ひまわり:2機で寿命8年 / 準天頂:7機で寿命15年 / 防衛用通信:2機で寿命15年(2030年以降と想定)
- 軌道・質量は過去実績やヒアリングより推定
- ただし、科学衛星(小型は除く)は今後約10年間において打上げ予定のプロジェクトやその準備段階の4機*1より

結果

- SSO衛星は、年間1.5機程度で質量のボリュームゾーンは2~3トン級
- GTO・準天頂衛星は、年間0.5機程度で質量は3.5トン級(~4トン級)
- 科学衛星は、年間0.5機程度で質量や軌道はさまざま

*1) ASTRO-H、はやぶさ2、SPICA、SELENE2

投入軌道	衛星	年間数量	質量
SSO	情報収集	1.4 ~1.6機	2~3トン級
	地球観測衛星		
GTO 準天頂 軌道	ひまわり	0.6機	3.5トン級(~4トン級)
	準天頂		
	(防衛用通信)		
低軌道 ~地球 脱出	天文・太陽観測・ 探査機	0.4機	0.5~4トン級



補足B 動向分析の結果



(2) 商業衛星需要動向(1/2)

分析手法

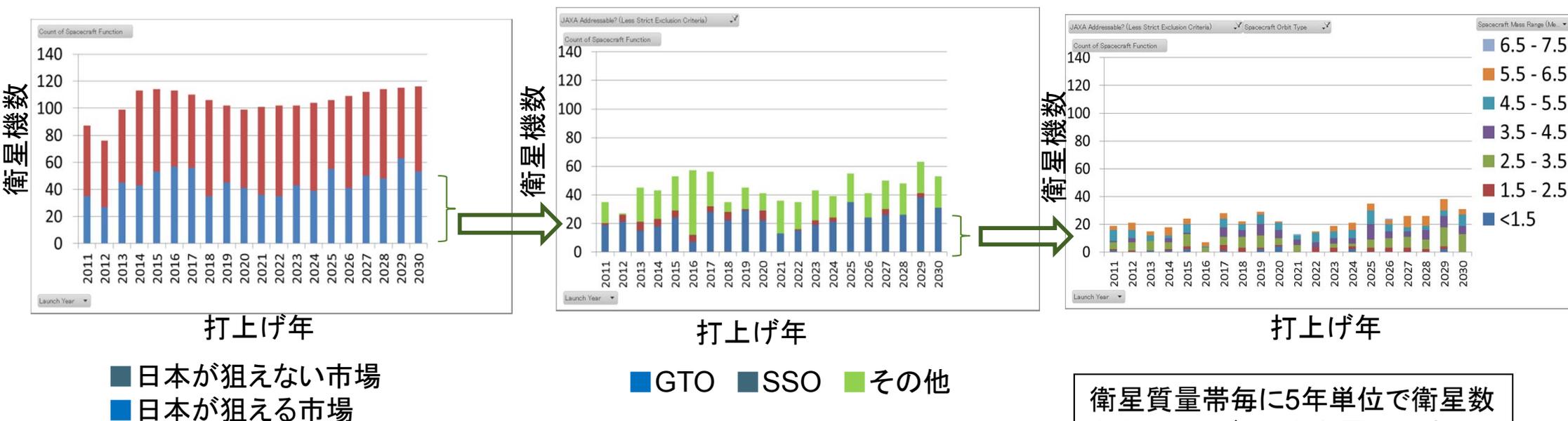
2020年代の需要予測は、技術動向や統計だけではなく経済状況や衛星の事業戦略など幅広い情報と分析が必要。そこで、それらの知見をもつ海外のコンサルティング会社(ユーロコンサル社、Futron社)と連携して以下の分析を行った。

- ① アナウンスされている公開情報、運用中の衛星寿命のリプレースの予測、各社独自情報などを基に推定できる衛星需要のベースラインを予測し、日本が狙える市場を識別
- ② 日本の狙える市場に対して、衛星軌道による区分を作成
- ③ 商業市場で中心となるGTOミッションに対して、衛星質量帯を区分し中長期的な変遷を分析

①ベースライン予測から狙える市場を識別

②衛星軌道による区分

③GTOミッションについて衛星質量帯毎に分類



衛星質量帯毎に5年単位で衛星数をまとめたグラフを次頁に示す。

補足B 動向分析の結果



(2) 商業衛星需要動向(2/2)

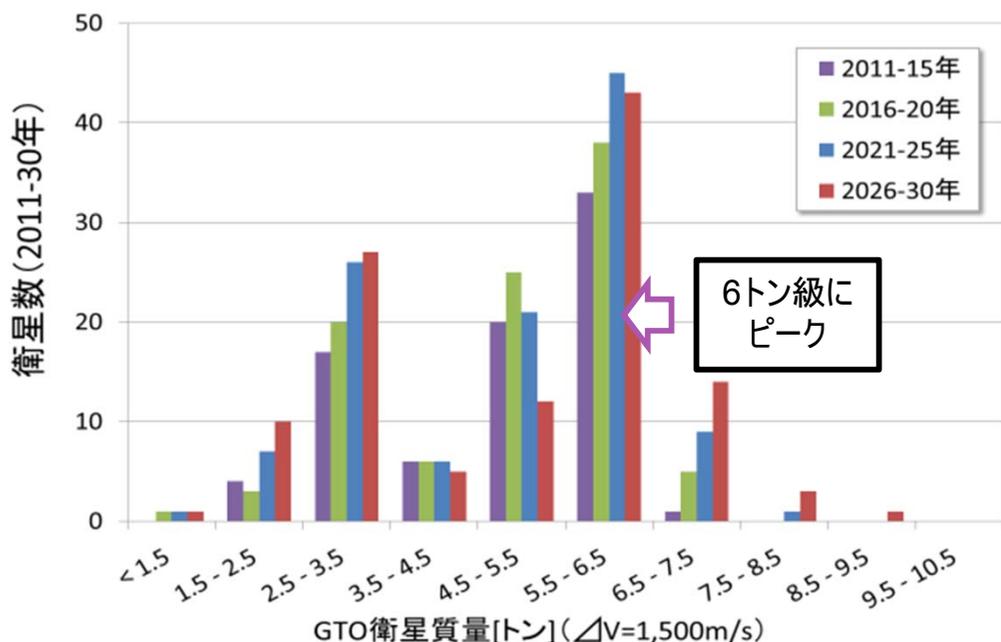
結果

- 年間機数は20~25機/年(2020-2030年)となり、微増傾向
- 質量は、仮定した技術革新や世界経済状況により3~6トン級まで幅広いレンジにばらつく

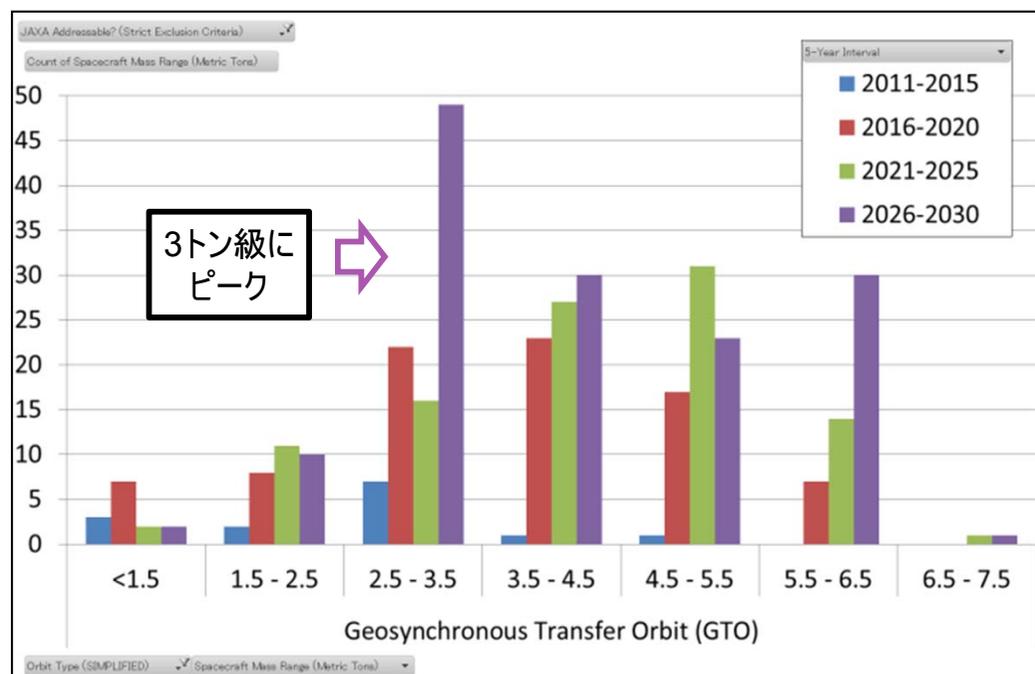
[変動要因の例]

- 電気推進の台頭により、衛星質量を下げ設計寿命が増加する可能性
- ビジネスモデル拡大・縮小により、トラポンの数が増減し、衛星質量が増減する可能性
- 経済情勢や事業戦略により、衛星数が増減する可能性

商業衛星需要 (2011-30)



(出典)ユーロコンサル社調査結果



(出典) Futron社調査結果

補足B 動向分析の結果



(3)顧客要望・意識調査(1/2)

分析手法

1. ロケットの選定基準について統計をとった(衛星オペレータや製造者を中心としたユーザ約40機関より)。
2. 次にH-IIA/Bに対するユーザからの声を、選定基準の上位を中心に分析した。
3. それらを総括して、新型基幹ロケットへの反映事項を整理した。

➤ 結果

ロケット選定基準

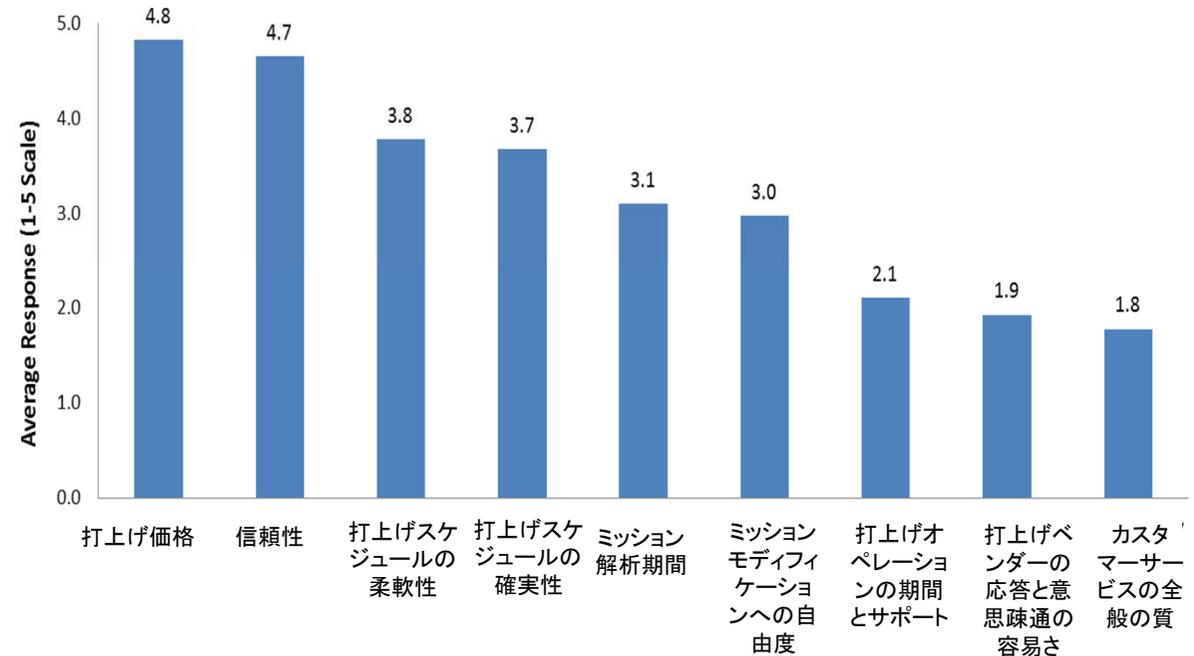
右図の項目について5段階評価を実施

1位: 打上げ価格

2位: 信頼性

3位: 打上げスケジュールの柔軟性

4位: 打上げスケジュールの確実性



補足B 動向分析の結果

(3)顧客要望・意識調査(2/2)



➤ 総括

- ✓ ロケットを選定する上では「打上げ価格」と「信頼性」が最も重要である。
- ✓ 市場で一定のシェアを獲得しているロケットには下記の特徴がある。
 - Ariane5は価格は高いが、高い信頼性(*)とスケジュールの柔軟性／確実性で顧客を獲得
 - Proton／Falconは安い価格とスケジュールの柔軟性により顧客を獲得
- *)顧客に評価される信頼性とは打上げ成功率や設計上の信頼度だけではなく商業実績、信用関係、打上げ頻度を踏まえて評価される。
- ✓ H-IIA/Bロケットは信頼性でプロトンを上回るが、価格、スケジュールの点で競争力がない。



➤ 新型基幹ロケットへの反映事項

- ✓ ロケット選定基準において価値の最上位である「信頼性」を重点的に向上させつつ、打上げ価格を低減することで官需には使いやすく商業市場で売れるロケットを開発する。
- ✓ また、スケジュール柔軟性／確実性向上に取り組み、価値を高める。

補足B 動向分析の結果



(4) 衛星の技術動向

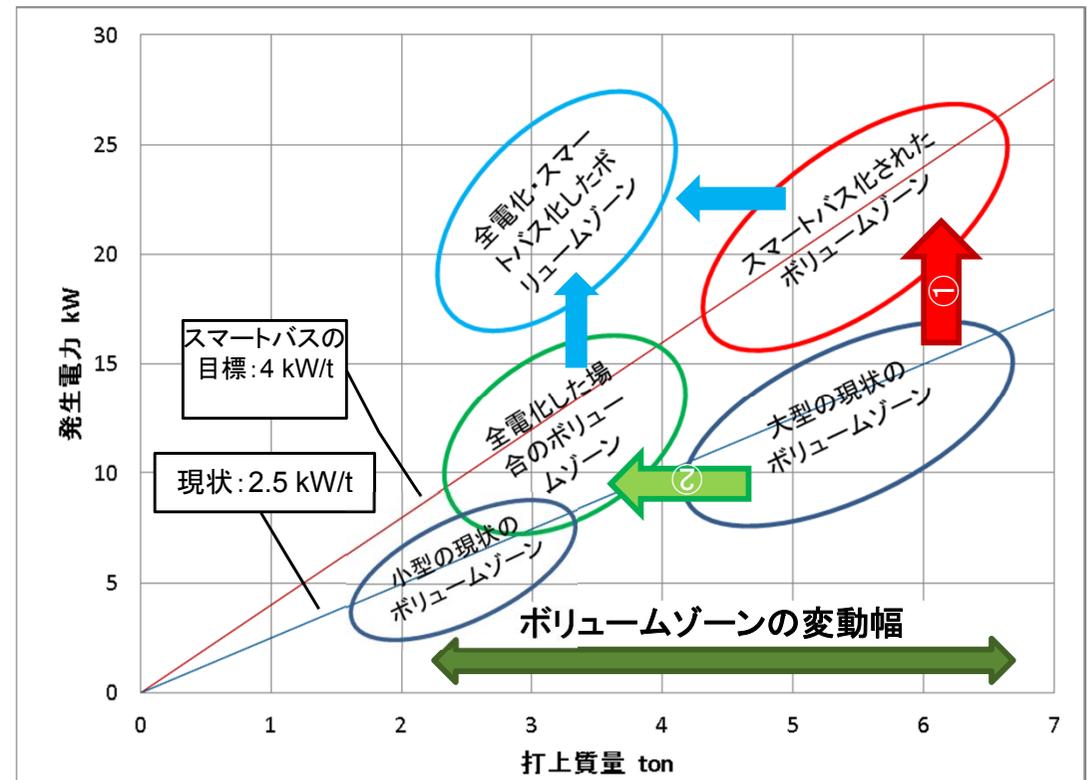
2020年代の衛星打上げサービスにおいては、下記に示す衛星側の今後の技術動向によって、打上げ質量が大きく変わるため、これに対して柔軟な対応ができることが重要

①大電力化とスマートバス化

- ✓ 衛星オペレータは営業収益増加、衛星製造業者は国際競争力強化のため、静止通信衛星のハイパワー化は必須の要求。25kW級の大電力衛星バスが世界的に開発される方向
- ✓ 大電力化だけでは重量増に繋がるが、機器を小型・軽量化した「スマートバス化」により、衛星質量は維持しながら、大電力化の実現が目指されている(図中赤①の矢印)。

②全電化衛星による衛星質量の大幅な軽減

- ✓ 高比推力の電気推進の台頭により、静止衛星バスBoeing 702SP(全電化バス:推進系として電気推進のみを搭載、2014年打上げ予定)では搭載する推進剤が劇的に低減し、打上げ時質量が従来の約6割(図中緑②の矢印)。世界の衛星オペレータが702SPの成否に注目
- ✓ 702SPではGTO-GEO遷移に半年程度かかるが、将来的なスマートバス化(バスの大電力化・軽量化)により、遷移期間は3~4ヶ月程度まで短縮されると予測され、全電化が一層加速する可能性もある(図中水色の矢印)。

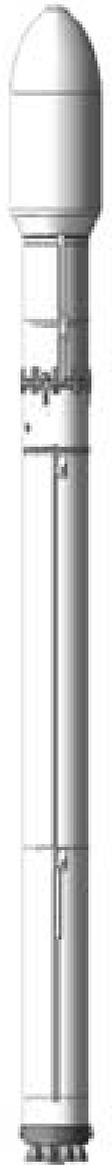


補足B 動向分析の結果

(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

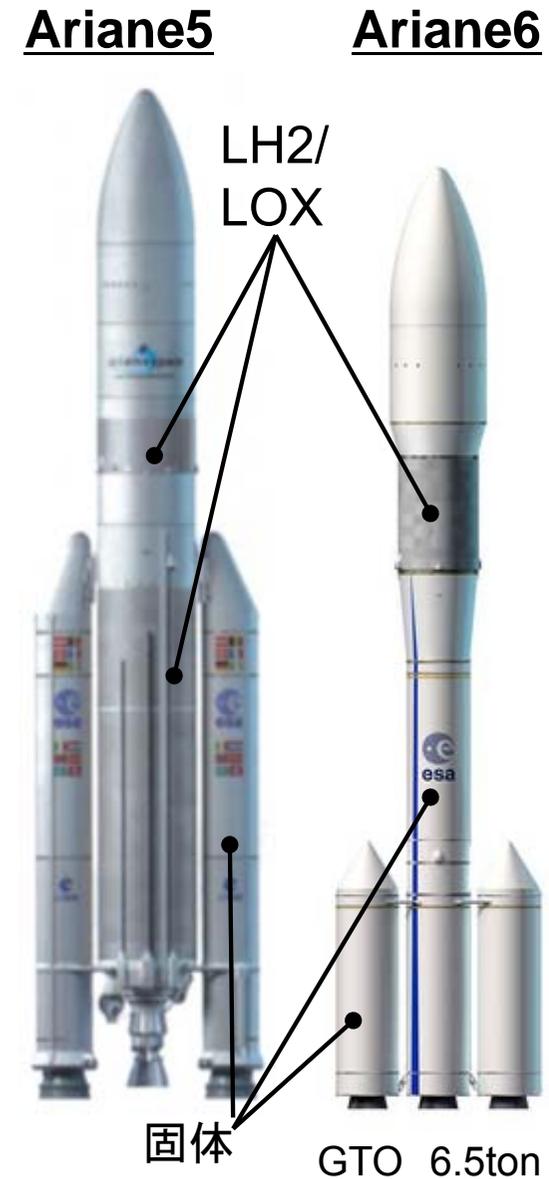
補足B 動向分析の結果



(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

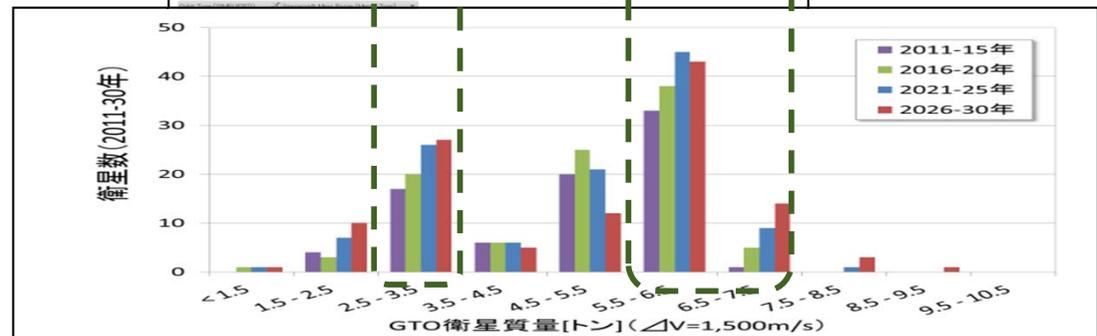
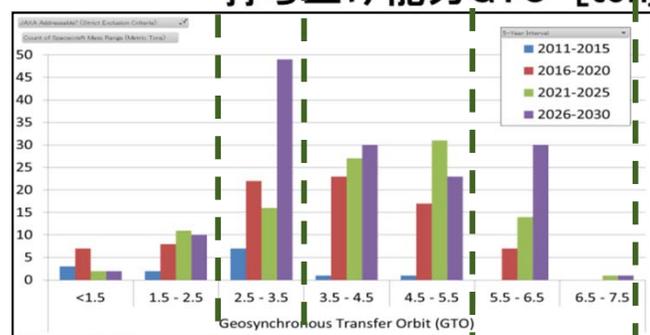
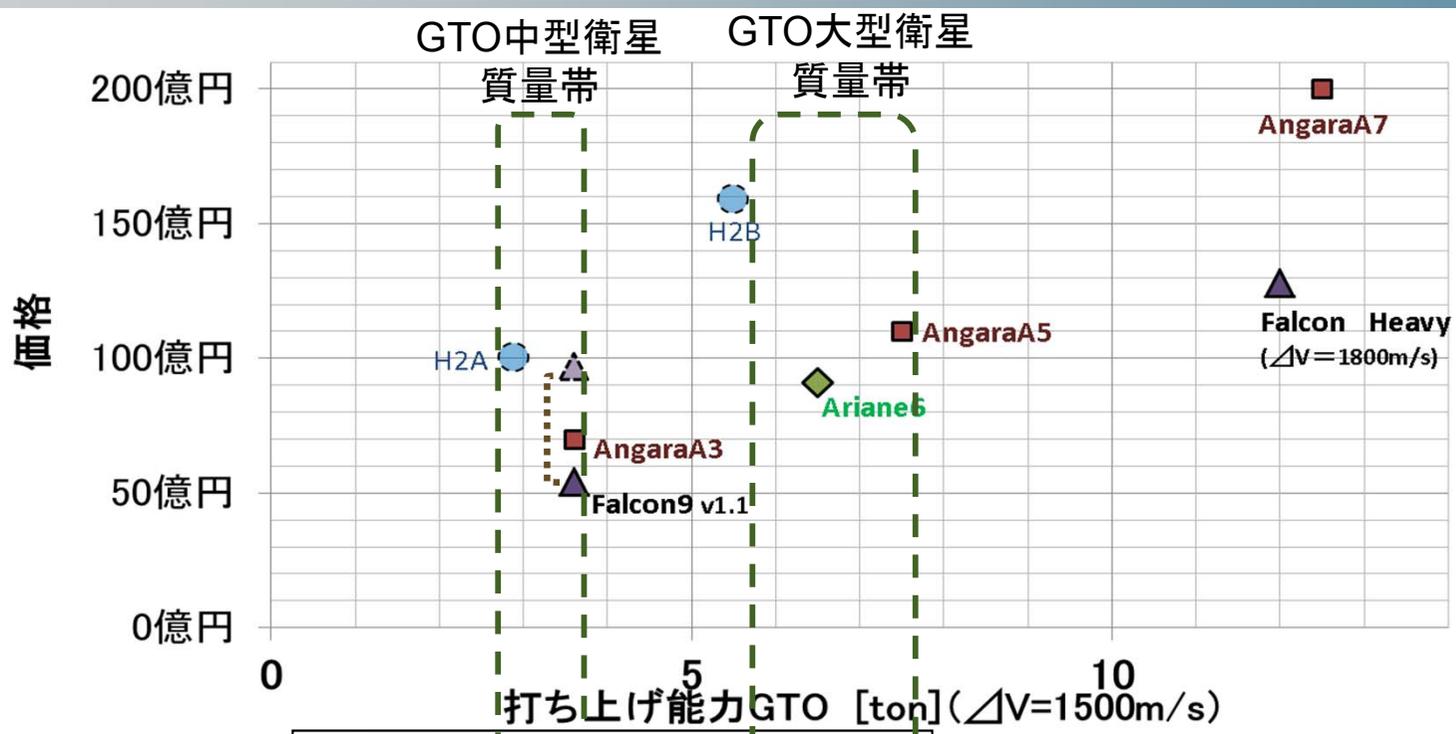
- 中国は次世代ロケットの開発を国の重点的事項と位置付け、技術開発能力向上等を目的としてケロシンと水素系のロケットを組み合わせ、軽量級から重量級まで対応可能な長征5号を開発中。
- なお、ITAR規制(国際武器取引規則)により事実上商業衛星の打ち上げは困難な状況。



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 ~

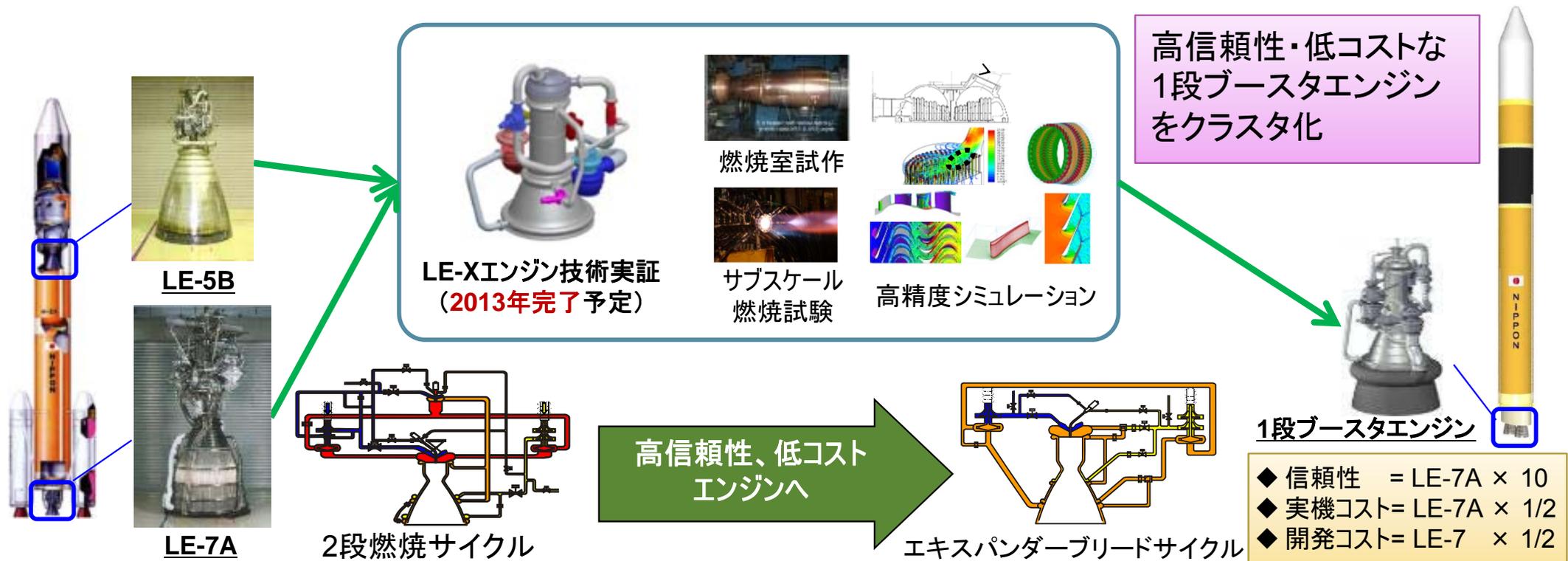


(JAXA調査結果)
 出典:
 ・SpaceX社HP
 ・Astrium EADS社プレスリリース
 ・ESA取材結果
 ・IAC-12-D2.4.4(CNES Ariane6計画)
 ・Futron社成果報告書
 1\$ = 100円
 1€ = 130円 で換算

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

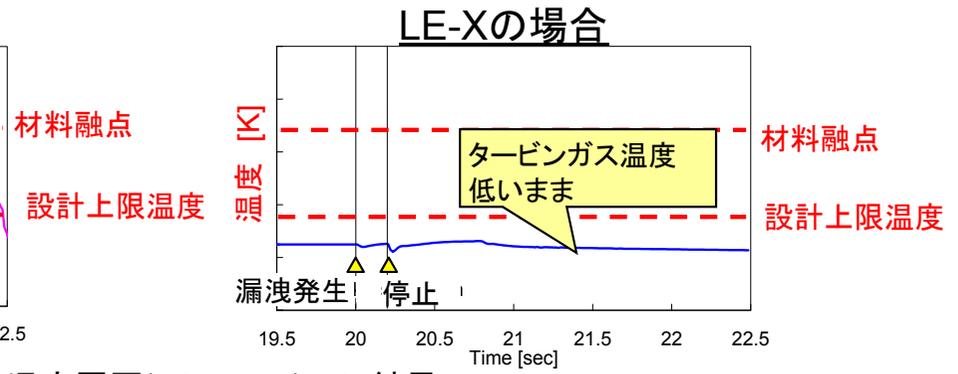
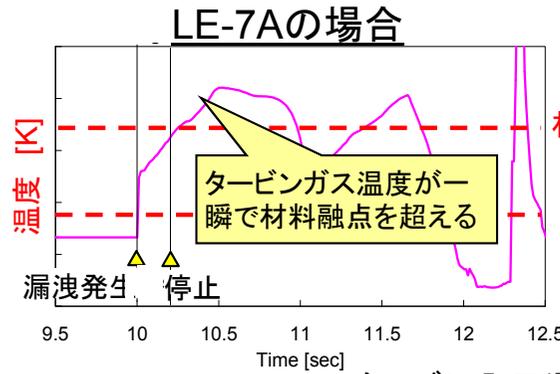
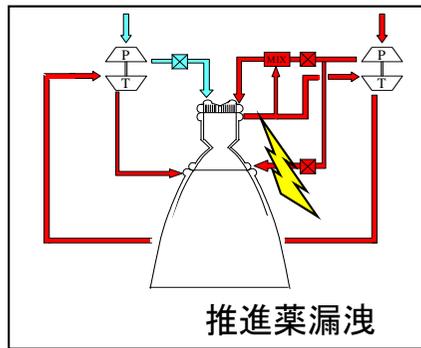


エキスパンダーブリードサイクル(1/2)

- 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

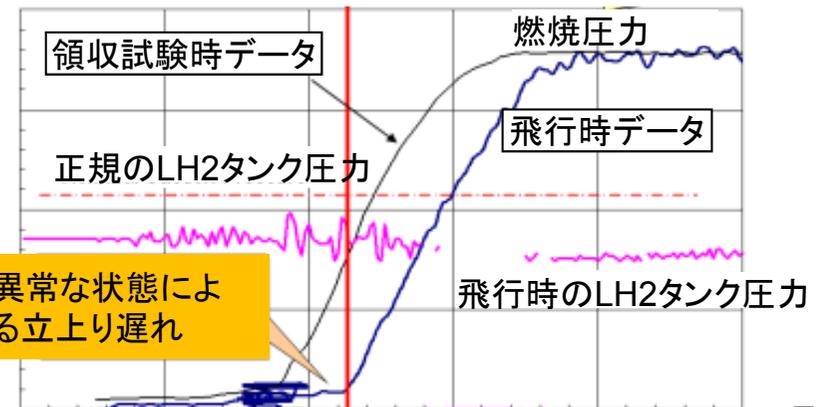
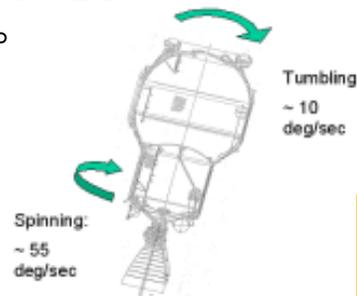


タービン入口温度履歴シミュレーション結果

【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

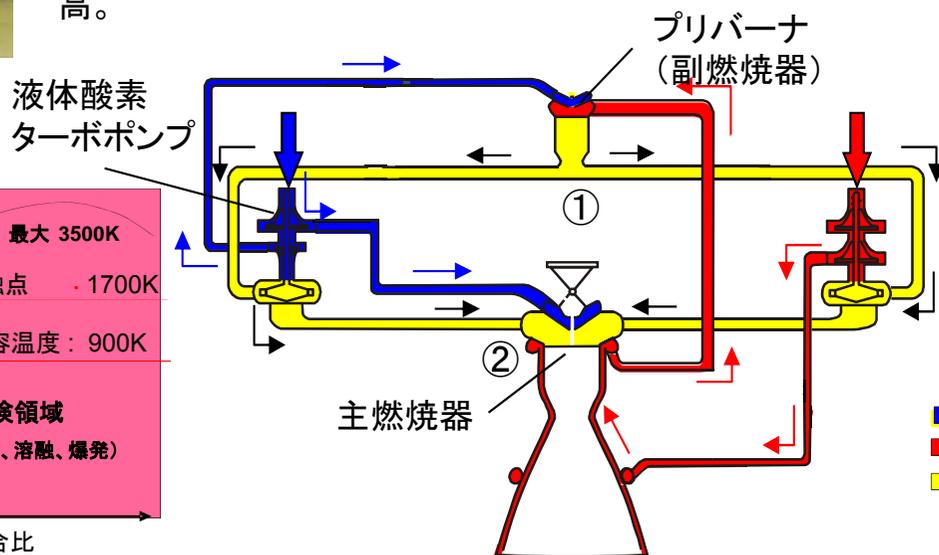
LE-7Aの燃費性能(440s)の場合: 3.5ton ⇔ LE-Xの燃費性能(430s)の場合: 3.3ton

※ 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

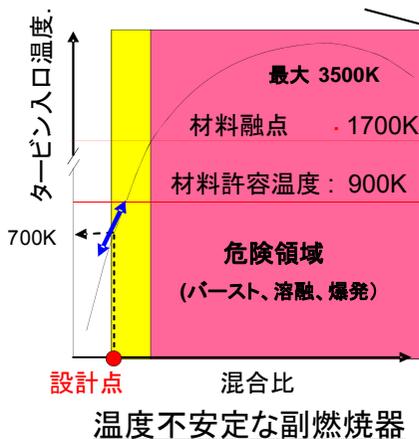
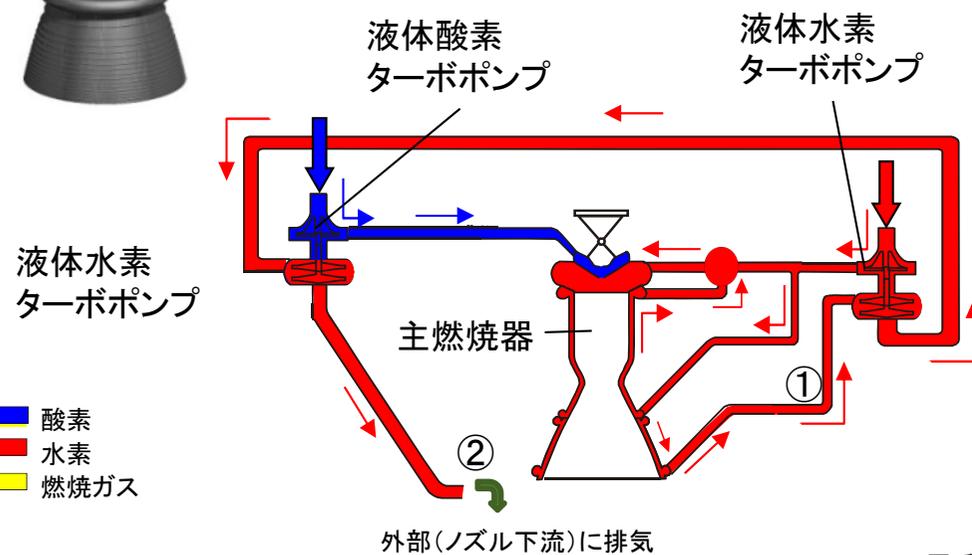
2段燃焼サイクル(LE-7A)

- 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



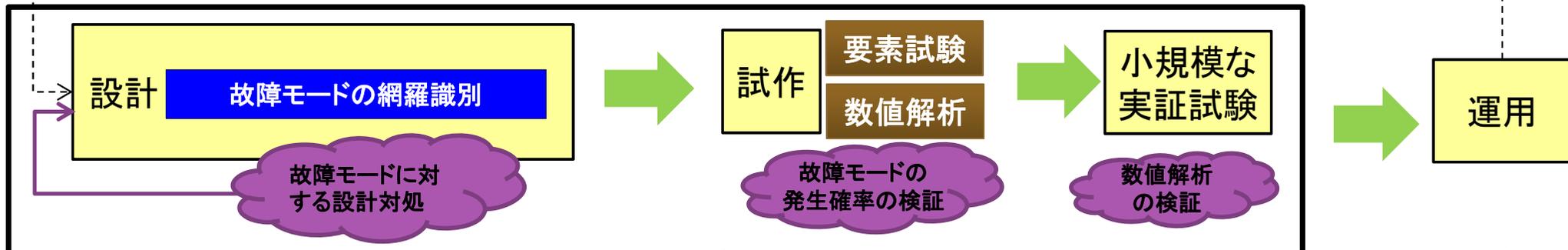
高信頼性開発プロセス(1/3)

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】

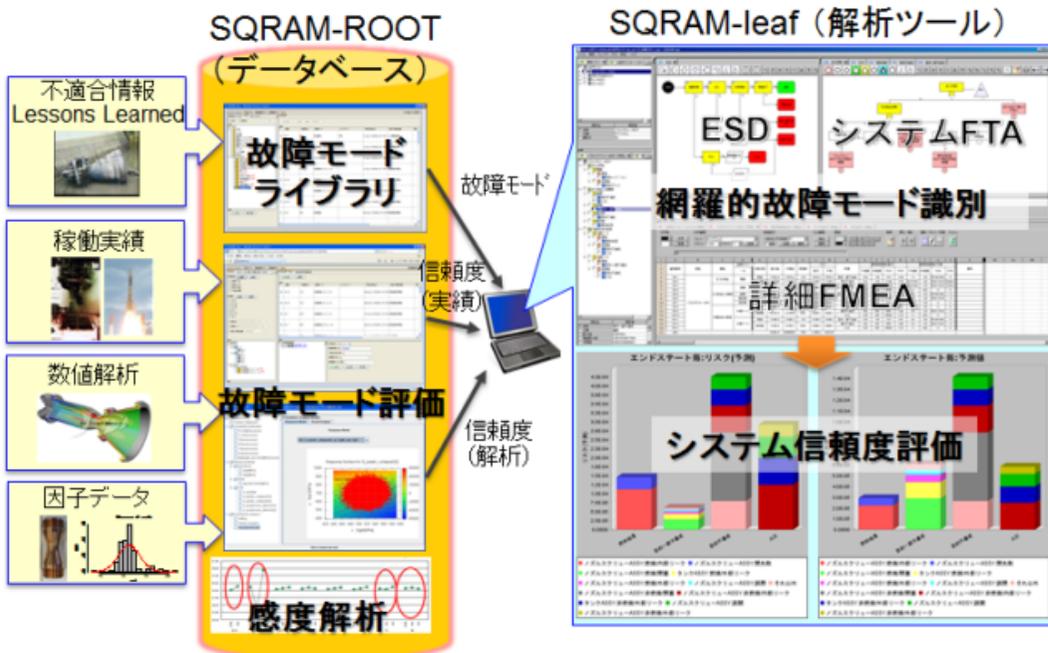
- I. 故障モードを設計段階で網羅的に識別
- II. 設計信頼度の定量評価

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】

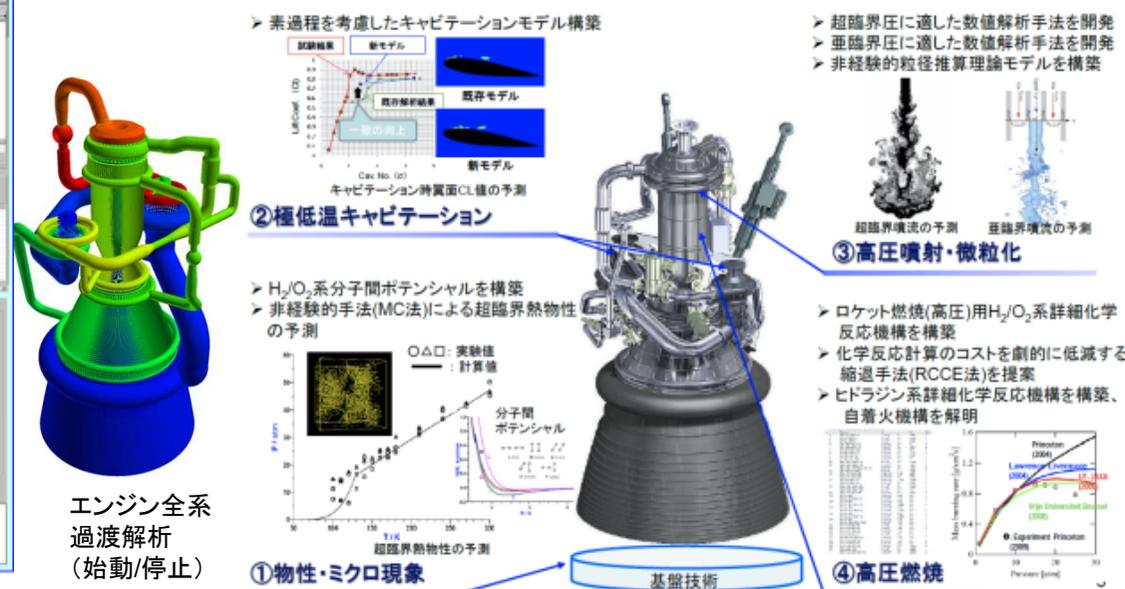
(a)故障モード識別の支援ツール

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



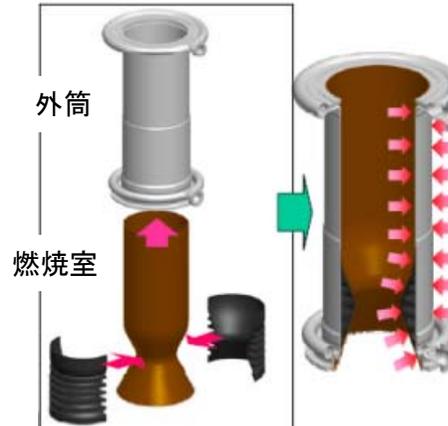
要素試験による検証

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

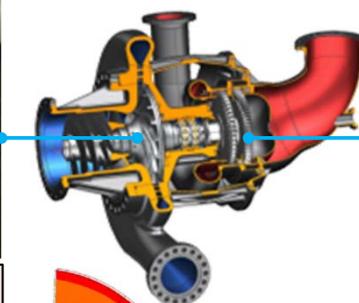


銅合金製の燃焼室を切削加工から絞り加工に変更して材料費、加工工数を削減

液水ターボポンプ

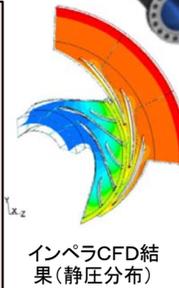


オープンインペラ

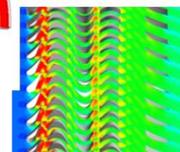


超音速タービン

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)

補足D 大型ロケットの世界動向 ～米国～



① EELV(デルタ4、アトラス5)

DoD主導でEELV維持・改良→安全保障打上げの自律性確保。

② 有人探査ロケットSLS

高度な将来技術と多額の投資を必要とする開発をNASAが実施。

③ Falcon9、Antares

NASAのCOTS/CRSプログラムによる資金支援・技術援助により民間による低軌道ロケット・輸送船開発。輸送低コスト化を指向。

(a) Space-X社: **Falcon9**およびDragon宇宙船開発

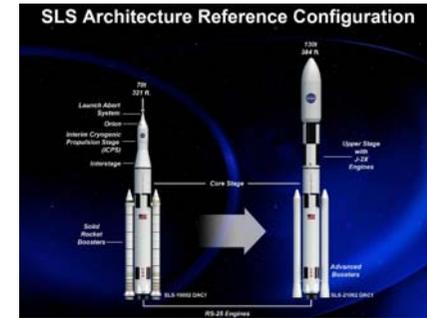
(b) OSC社 : **Antares**およびCygnus宇宙船開発



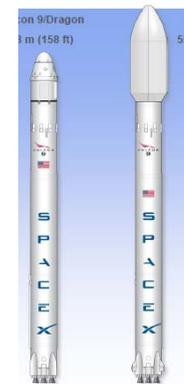
デルタ4



アトラス5



SLS



ファルコン9



アンタレス

補足D 大型ロケットの世界動向 ～欧州～



① Ariane4、Ariane5

- ✓ 政府衛星打上げに加え商業打上げで産業基盤維持とするスキームを政府と民間とで共有。
- ✓ 政府支出により、競争力のあるロケットAriane4/5を開発。
- ✓ 政府は開発資金拠出、ARTA・LEAPプログラム(信頼性向上等)やEGAS・ESA's Financial Support(固定費分の補助)など、民間の競争力を向上するプログラムによってバックアップ*1)。
- ✓ 民間は、上記支援の下で商業打上げ獲得の努力(コストダウン、営業活動など)を実施。



アリアン4



アリアン5

② Ariane5ME、Ariane6(開発中)

- ✓ Ariane5MEで打上げ能力向上を図り、Ariane5の競争力を向上。
- ✓ Ariane6でシングルローンチ化し、Ariane5のデュアルローンチ組合せ確保の困難さを克服するとともに、競争力強化で政府支援の低減を狙う。
- ✓ 現在のSoyuzによる中型衛星打上げまで補完することで、欧州の自律性を強化し、ラインナップの整理と効率化を目指す。



アリアン6

*1)ARTA(Ariane5 Research and Technology Accompaniment): Ariane5における不適合処置や再開発等の信頼性向上活動
LEAP(Launchers Exploration Accompaniment Program): ARTA後継プログラム
EGAS(European Guaranteed Access to Space):アリアン5事業の固定費部分を支援し、打上価格低減など競争力強化

補足D 大型ロケットの世界動向 ～ロシア～



ロシアは過去の開発成果を転用したロケットを運用してきたが、近年、打上失敗が増加傾向にあり、技術力や製造品質の低下が推定される。



プロトンM

① プロトンM(ILS社*1))

- ✓ 安価な打上価格により、大型静止衛星市場をアリアン5と2分。
- ✓ 近年は、2007年に導入した上段(ブリーズM)再着火で失敗が続発。(技術力不足により、改良への対応に不備があるとの情報)



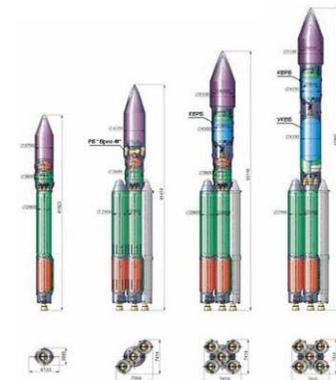
ゼニット3SL

② ゼニット3SL(シーローンチ社*2)、ゼニット3SLB(ランドローンチ社*3))

- ✓ ロシア版スペースシャトルエネルギーの補助ブースタに2, 3段を追加。
- ✓ 商業打上げ市場で一定の地位を確保するも、2007年の一度の打上げ失敗で中断し経営破たん(2011年再開)。

③ アンガラロケット(開発中)

- ✓ Angara開発でロシア系ロケット刷新のほか、他国の技術・部品への依存からの脱却、他国射場から国内射場への移行など、打上げシステムの全面刷新を目指す。
- ✓ 5～6%のインフレにより打上げ価格は上昇傾向。



アンガラ

*1) プロトンM打上げサービス会社。ロシアのクルニチェフ社が株の過半数を保有。本社は米バージニア州レストン

*2) ゼニット3SL打上げサービス会社。ロシアのエネルギー社が株の95%を保有。ボーイング社(米)とAker社(ノルウェー)が残りの5%を保有

*3) ゼニット3SLBをバイコヌールから打ち上げるシーローンチ社の子会社

補足D 大型ロケットの世界動向 ～中国～



【ロケット開発動向】*1)

現行ロケットはほぼすべてヒドラジン系を燃料としている(長征2号上段は固体キックモータ、長征3号上段は液酸液水がある)。性能向上および低毒化等を目指し、ケロシン、水素、固体を燃料とする次世代ロケットを開発中。

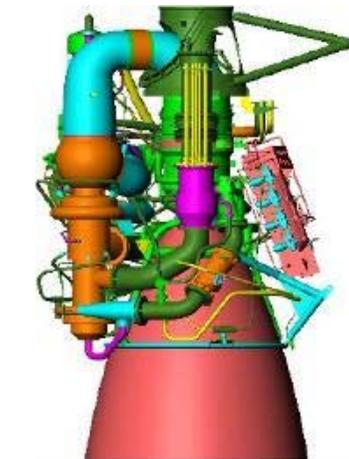
① 長征5号

5m径コアおよび3.35m・2.25m径ブースタの組合せファミリー化により軽量級から重量級まで対応、打上げサービス市場や宇宙ステーション用の大型補給機等の打上げなどに柔軟に対応可能とする。

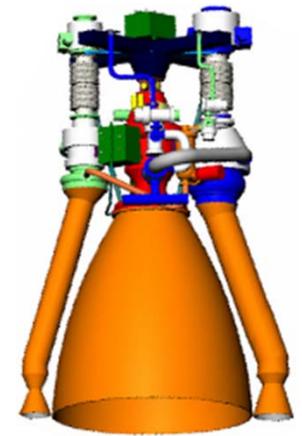
- 機体構成 : 液体3段式、全長最大60m
- 推進剤 : 液体酸素/ケロシン(120トン級1段ブースタエンジン、上段エンジン)、液酸/液水(50トン級コア1段エンジン、上段エンジン)
- 打上能力 : LEO10～25t、GTO6～14t(ブースタおよび上段有無等の組合せによる。下図参照)
- 初号機予定 : 2014年



長征5号ファミリー*2)



120トン級
LOX/ケロシンエンジン*3)



50トン級
LOX/LH2エンジン*3)

*1) JAXA調べ *2)CASC Website, 2013

*3) The New Generation of LVs and Its Applying to China's Lunar Exploration Program, CAST, ISU Symposium 2007

補足D 大型ロケットの世界動向 ～中国～(続き)



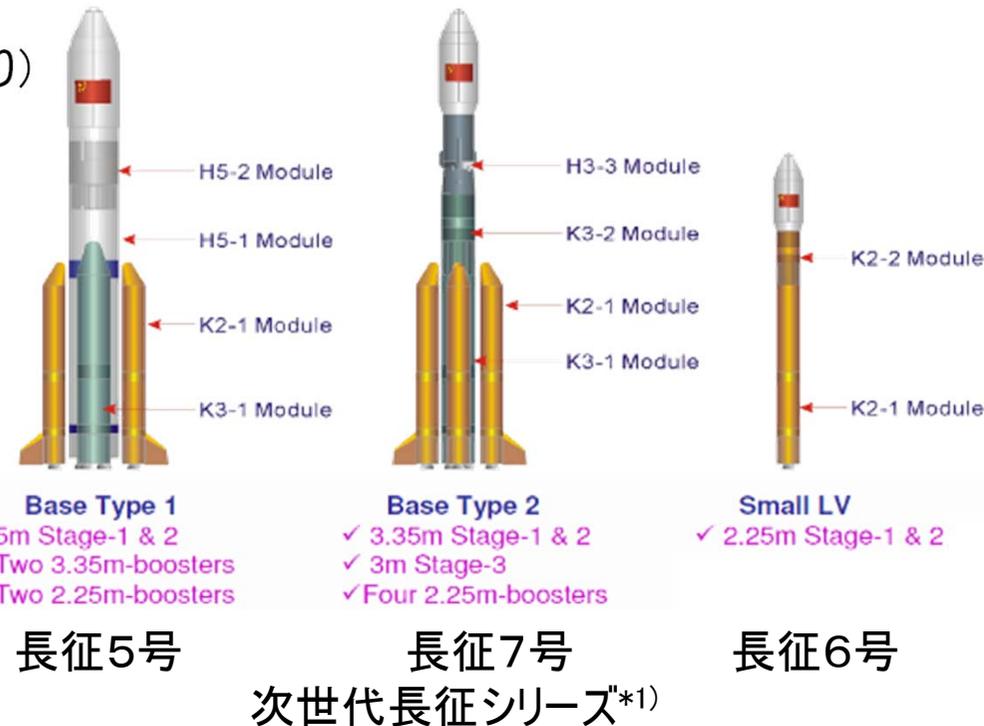
② 長征6号

- 機体構成 : 第1段、2段直径2.25mの2段式(第1段は長征5号の2.25mブースタと同型)
- 推進剤 : 液体酸素/ケロシン
- 打上能力 : SSO約700km1t以下(500kgとの情報もあり)
- 2009年開発開始、2013年初号機打上げの可能性

③ 長征7号

現在、有人宇宙船「神舟」の打上げに使用されている長征2Fロケットの後継機となる予定

- 機体構成 : 第1段直径3.35m(長征5号の3.35mブースタと同型)、4基の補助ロケットブースタ(長征5号の2.25mブースタと同型)を備えた2段式
- 推進剤 : 液体酸素/ケロシン
- 打上能力 : LEO13.5t、SSO700km5.5t
- 2010年開発開始、2014年初号機打上げの可能性



④長征11号*2)

移動式ICBM東風31A(DF-31A)を改良した小型固体ロケット。正式に国家プロジェクトとして承認されたと発表。現在初期設計フェーズにあり、2013年中にプロトタイプの開発を実施予定。ロケットとしては固体は中国初となる。

固体ロケットは、液体ロケットに比べて打上げ能力は低いが、打上げまでに要する時間が24時間以内であることから、「突発的な災害発生時の通信・観測ミッションに対応可能で、災害発生後の的確な対策を講ずることが可能となる」としている。

- 打上能力 : SSO700km350kg
- 2013年開発着手、2014年初号機打上げの可能性

*1) The New Generation of LVs and Its Applying to China's Lunar Exploration Program, CAST, ISU Symposium 2007

*2) 中国ロケット技術研究院(CALT)副院長 梁小虹氏コメント, CASC News, 2013.3.3

補足D 大型ロケットの世界動向 ～インド～



□ GSLV Mk-III (LVM3)*1)

現在のインドの主カロケットであるGSLVのGTO打上げ能力は2200kgであるが、自立的な宇宙輸送能力を保持すること等を目的として、能力を向上したロケットを開発中。

- 機体構成 : 全長42.4m、3段式、推進薬110トンの液体コアステージ(L-110)、2本の推進薬200トンの固体ロケットブースタ(S-200)、LOX/LH2エンジン(CE20)を用いた推進薬25トンの上段ステージ(C-25)
- 打上能力 : GTO4t
- 初号機予定 : TBD(2012年とされていたが、2013年計画にも予定なし)
- 開発状況 : 2010年、大型固体ロケットブースタ(S-200)の地上燃焼試験、及び、液体コアステージ(L-110)の燃焼試験に成功した。一方、エンジンは同一ではないものの、国産極低温上段ステージ(CUS)を用いたGSLV Mk-IIの飛行試験(GSLV-D3)に失敗し、対応作業を実施中。



GSLV Mk-III



大型ロケットブースタ(S-200)



CE20(Cryogenic Engine)
統合ターボポンプ試験



液体コアステージ(L-110)



Static test ST-02 of S200 motor

S-200地上燃焼試験



CUS A4 Engine Hot Test

CUS(Cryogenic Upper Stage)燃焼試験



5m CFRP heat shield

5M径フェアリング

*1) ISRO Annual Report