


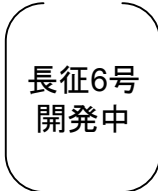




輸送技術

諸外国の主要ロケット

【欧州】


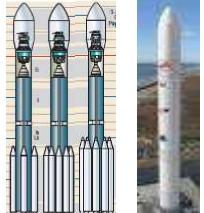


<小型>	<中型>	<大型>	<有人>
ベガ 2012年初打上げ 	ソユーズ 2011年初打上げ 	アリアン5 	(模索中)

【中国】

<小型>	<中型>	<大型>	<有人>
長征6号 開発中 	長征2号 長征4号 	長征3号 	長征2F号 長征7号 開発中 

(※)小型から大型まで柔軟に対応可能な長征5号開発中
(2014年打上げ予定)





【米国】

<小型>	<中型>	<大型>	<有人>
ファルコン1 トールラスXL 	デルタ2 トールラス2 	ファルコン9 デルタ4 アトラス5 	スペースシャトル (退役) 

【インド】

<小型>	<中型>	<大型>	<有人>
小型ロケットなし	PSLV GSLV 	GSLV改良 (2013年打上げ予定) 	計画中

【ロシア】

<小型>	<中型>	<大型>	<有人>
ロコット 	ドニエプル 	ソユーズ プロトンM 	ソユーズ 

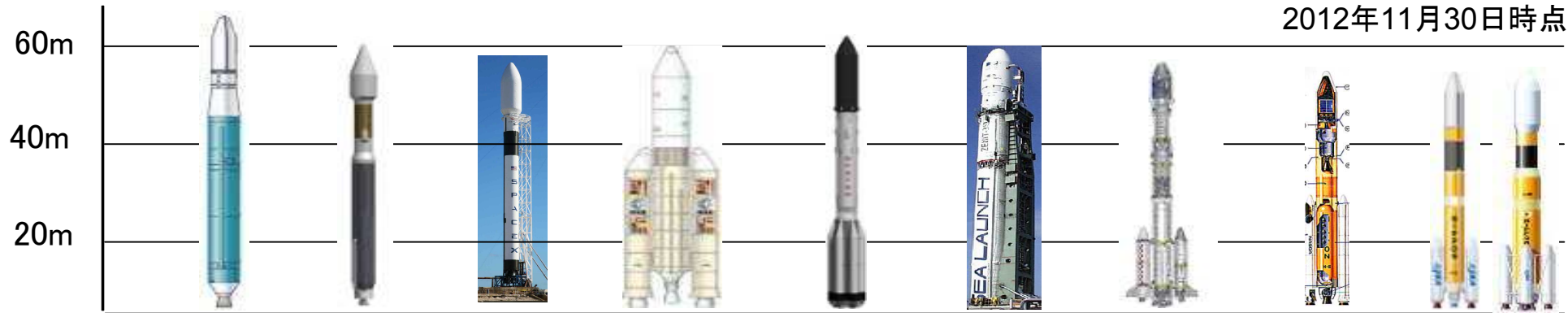
(※)小型から大型まで柔軟に対応可能なアンガラロケット(プロトン後継機)開発中(2013年打上げ予定)。

【日本】

<小型>	<中型>	<大型>	<有人>
イプシロン (2013年打上げ予定) 	中型ロケット なし	H-IIA H-IIIB 	計画なし

主要大型ロケットの比較

2012年11月30日時点



ロケット名	デルタ4	アトラス5	Falcon9	Ariane5ECA Ariane5ES	Proton M	Zenit 3 SL/SLB/F	長征3	H-II	H-II A/B
国名	米国	米国	米国	欧州	ロシア	ロシア	中国	日本	日本
GTO打上能力	4～13t	5～9t	4.7t	10t	5.5t	6t	3～5t	4t※2	4t／8t※2
成功数／ 打上げ数※1	20／21 2002年11月～	32／33 2002年8月～	4／4※7 2010年6月～	40／41 2002年12月～	62／68 2001年4月～	37／40 1984年1月～	64／69 1984年1月～	5／7 1994～99年	23／24 2001年8月～
打上げ成功率	95%	97%	100%	98%	91%	93%	93%	71%	96%
開発コスト	M\$2,500	M\$2,200	M\$390 ※5, ※6	M\$8,000～ 9,000※3	不明	不明	不明	2,700億円	1,802億円

※1 成功率評価は最新モデルのみ対象

※2 $\Delta V=1800\text{m/s}$

※3 FAA Year in Review 2011

※4 International reference Guide to Space Launch Systems 4th Edition

※5 “Why the US Can Beat China: The Facts About SpaceX Costs”, Space X website updates, May4, 2011

※6 NASA Analysis: Falcon 9 Much Cheaper Than Traditional Approach, Parabolic Arc website, May 31, 2011

※7 Falcon 9 の2012/10/8の打上げは、Orbcomm社の衛星の投入に失敗しているが、元々Dragonの安全性を優先することになっていたこと等から、成功率の計算においては、成功としてカウントした。

主要小型ロケットの比較



ロケット名	ペガサス ペガサスXL	ミノタウルス	ミノタウルス4	トーラス トーラスXL	ベガ	ロケット	ドニエプル	イプシロン	M-V
国名	米国	米国	米国	米国	欧州	欧／露	露	日本	日本
製造企業	Orbital Sciences Corporation				European Launch Vehicle	Eurokot Launch Services	ISC Kosmotras	アイエイチアイ エアロスペース	
成功数／打上げ数	36／41	10／10	3／3	6／9	1／1	15／17	16／17	—	6／7
打上げ成功率	88%	100%	100%	67%	100%	88%	94%	—	86%
低軌道打上能力	0.4トン	0.6トン	1.7トン	1.5トン	2.3トン	2.0トン	2.4トン	1.2トン	1.8トン
備考	運用中	運用中	運用中	運用中	運用中	運用中	運用中	開発中	運用終了

(2012年11月30日時点)

H-II Aロケットの概要

- H-IIAロケットは、我が国の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**。
- 6号機事故を機に、JAXAを挙げた信頼性向上の取組みやミッションサクセスに向けた改革を実施。**7号機以降、連続15機の打上げに成功し、打上げ成功率は95.2%に到達(主要ロケットの成功率でトップレベル)**。
- 平成18年度には民間移管完了、平成19年度以降、民間移管後、三菱重工業(MHI)による**打上げ輸送サービス体制**のもと**9機(13~21号機)**の打上げに成功。
- JAXAでは、基幹ロケットの信頼性向上の取組みに加え、国際競争力強化を目的とした**基幹ロケット高度化**の開発に着手。
- 長年に渡って生産販売され、社会や産業にインパクトを与えた製品に対して授与される**2011年日本経済新聞社優秀製品サービス賞30周年記念特別賞**を受賞した。

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**。



表1. 主要ロケット打上げ成功率
(平成24年11月1日現在)

ロケット	初期の成功数	成功率(%)
アトラスV	31/32	96.8%
デルタ4	19/20	95.0%
アリアン5*	36/37	97.3%
ソユーズU	741/764	97.0%
プロトンM	59/65	90.8%
長征3	62/67	92.5%
平均		96.2%
H-IIA	20/21	95.2%

*アリアン5はECA型の成功数



型式	H2A202	H2A204
打上げ能力 (GTO換算)	約4.0トン	約5.8トン
	4Sフェアリング	5Sフェアリング

H-II Bロケットの概要

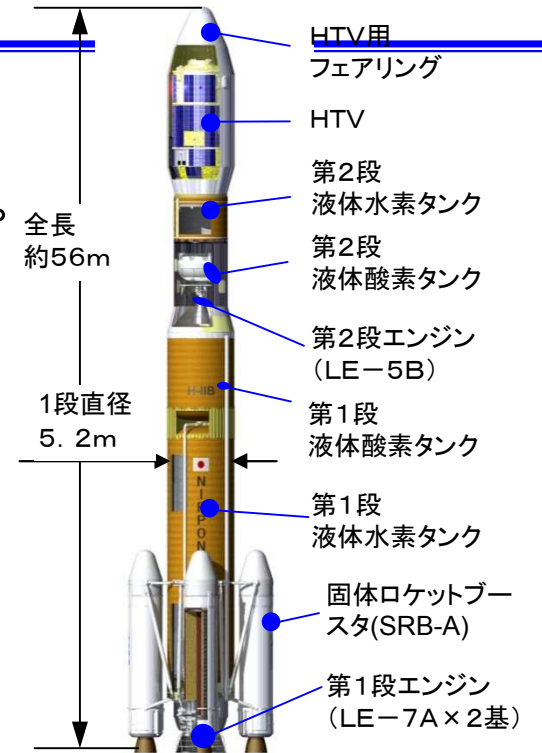
- H-II Bロケットは、宇宙ステーション補給機 (HTV) 打上げに対応するとともに、国際競争力の強化に向けてH-II Aロケット標準型を基本として官民で共同開発。
- 民間の主体性・責任を重視した開発プロセスを採用し、短期間での開発を実現。
- **H-II Bロケットの今後の打上げを三菱重工業株式会社による打上げ輸送サービスにて実施していくことを、平成24年9月26日にJAXA-MHIで合意。**



H-II B試験機打上げ
平成21年9月11日



第1段実機型タンクステージ燃焼試験 (CFT)

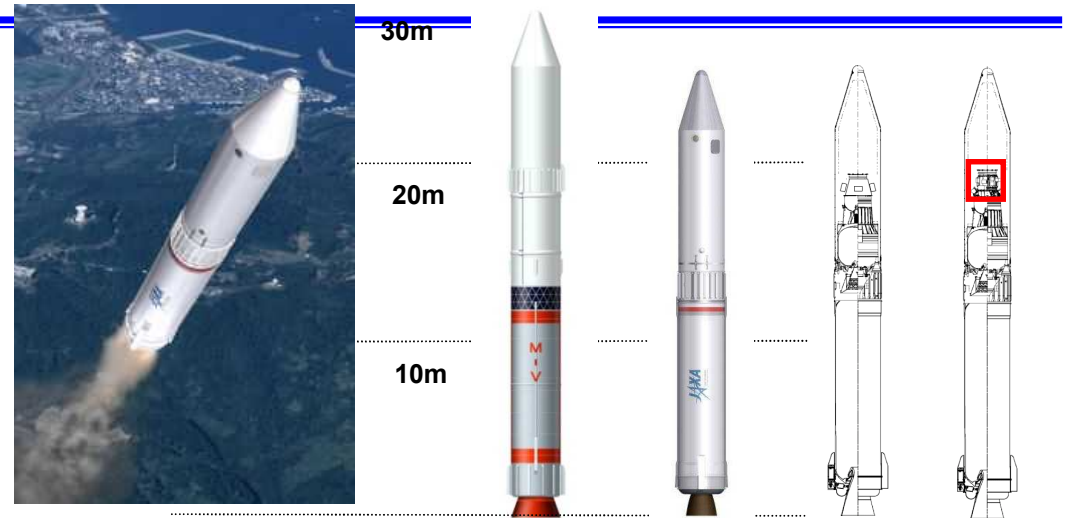


		H-II Bロケット	H-II A204型 (参考)
全長 全備質量		約57m 約530ト	約53m 約445ト
1段	タンク直径 推進薬質量 エンジン 推力	5.2m 176ト LE-7A x 2基 112ト x 2	4m 100ト LE-7A x 1基 112ト
2段	タンク直径 推進薬質量 エンジン 推力	4m 16.7ト LE-5B x 1基 14ト	同左
SRB-A	推進薬質量 装着基数	66ト/本 4本	同左

イプシロンロケットの概要

目的

- 単独での打上げや即応性が要求され、今後益々利用機会の拡大が見通される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的かつ効率的な手段を確保。
- 機動性・即応性に優れる固体ロケットに対して、我が国が独自に培った固体ロケットシステム技術を継承し、人材育成を図るとともに、世界一の運用性を有する小型打上げシステム技術へ発展。



概要

- 平成22年8月の宇宙開発委員会にて、イプシロンロケットの開発移行が承認。
- 打上げ射場を内之浦とすることを平成23年1月に決定。
- 開発に先立ち必要とされる各種試験を実施し、データ解析結果を基本設計に反映。
- 平成25年度(夏期目標)に初号機を打上げ予定。

		M-V	イプシロン
全長		30.8m	24.4m
直径(代表径)		2.5m	2.5m
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		1,800kg	1,200kg
・地球周回低軌道		—	450kg
・太陽同期軌道		—	液体ロケット並み
・軌道投入精度		—	—
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

左が基本形態、
右は
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



模擬射点音響環境計測試験の様子
(平成23年4月能代ロケット実験場にて実施)



上段サブサイズモータ地上燃焼試験の様子
(平成23年9月能代ロケット実験場にて実施)



ロケット開発に必要な期間

H-II ロケット

	FY59 FY1984	FY60 FY1985	FY61 FY1986	FY62 FY1987	FY63 FY1988	FY1 FY1989	FY2 FY1990	FY3 FY1991	FY4 FY1992	FY5 FY1993
H-IIロケット			▼開発着手							◆ 初号機 打上げ
システム設計	概念検討	概念設計	予備・基本設計	詳細設計			維持設計			
実機製作						初号機製作				
エンジン開発 (LE-7)	システム予備 燃焼試験			原型エンジン 燃焼試験		実機型エンジン 燃焼試験		認定試験		
電気系開発		システム試験				認定試験				
射点設備系開発										

H-IIA ロケット

	FY8 FY1996	FY9 FY1997	FY10 FY1998	FY11 FY1999	FY12 FY2000	FY13 FY2001
H-IIAロケット						◆ 初号機 打上げ
システム設計	概念設計	基本設計	詳細設計	維持設計		
実機製作		初号機製作				
エンジン開発 (LE-7A)	実機型エンジン 燃焼試験			認定試験		
電気系開発	認定試験					
射点設備系開発						

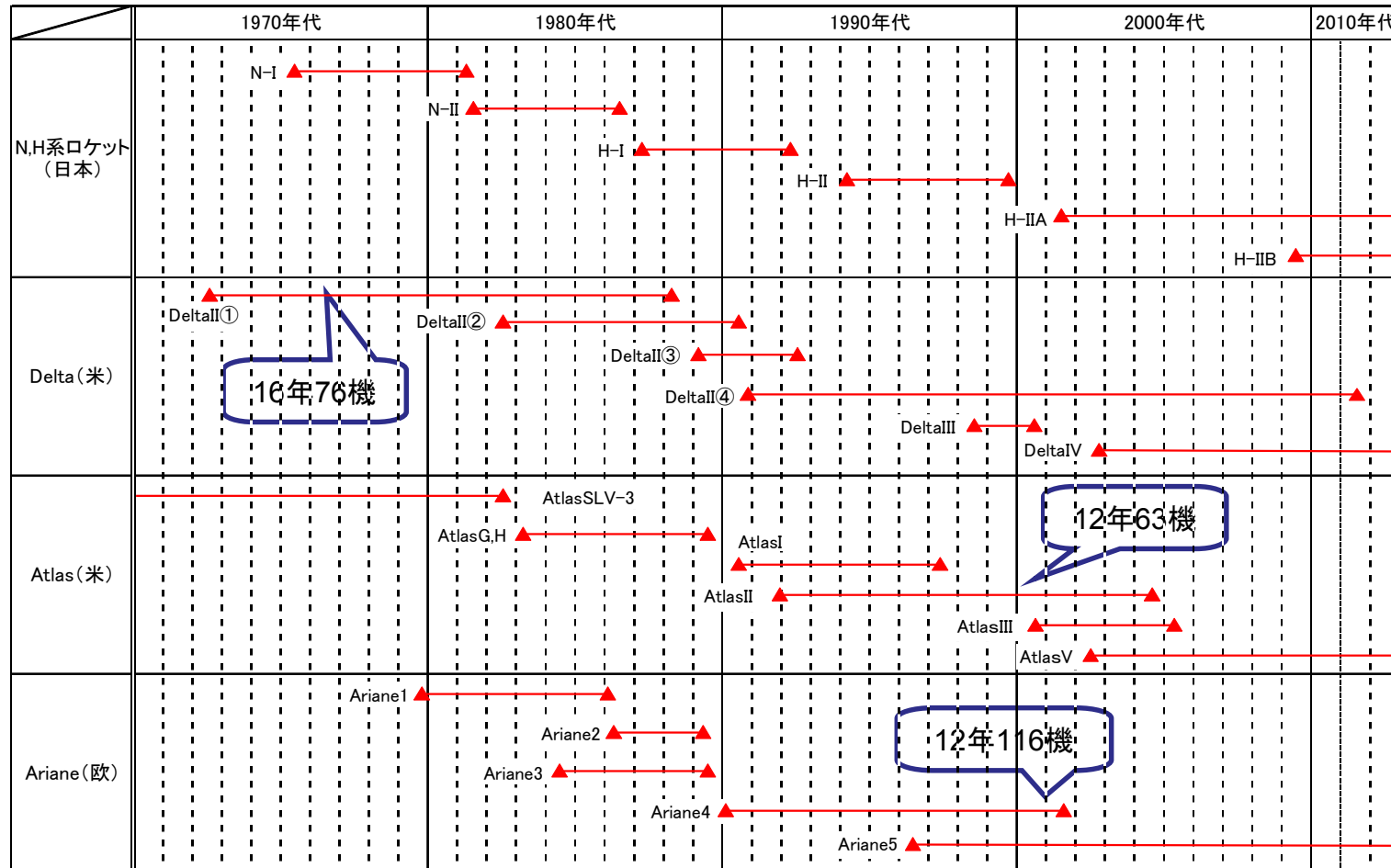
○新規開発であるH-IIは、10年程度の開発期間を要した。

(概念検討、概念設計の期間を含む)

○H-IIからの部分刷新であるH-IIAは、6年程度の開発期間を要した。

ロケットシステムの更新周期の例

- 欧米では、50機以上の飛行実績のある信頼性の高いロケットをみると、10数年で新規開発や部分刷新による世代交代を実施
- 仮に最短スケジュールで次期基幹ロケット開発に着手した場合でも、運用開始は平成33年頃となり、新規開発ロケットであるH-II運用開始からは29年、H-IIロケットの部分刷新であるH-II Aからは 21年を経過する状況



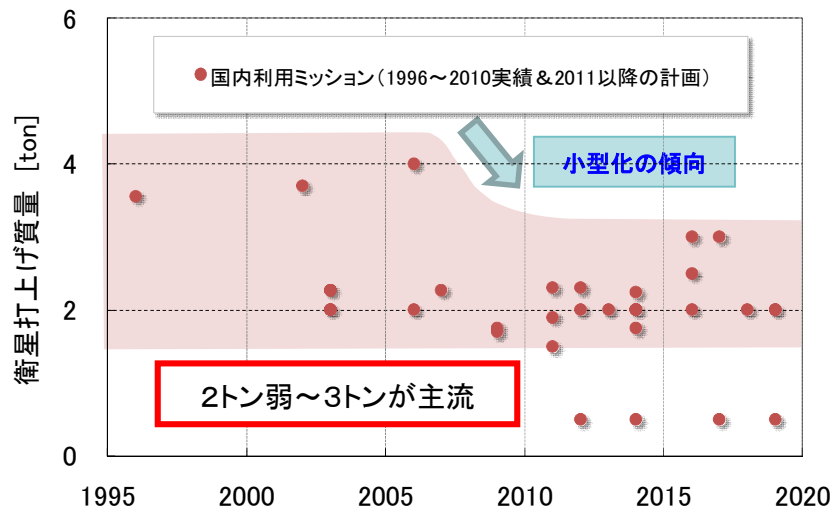
今後の衛星需要の見込み(1/2)

①国内の政府系衛星の需要

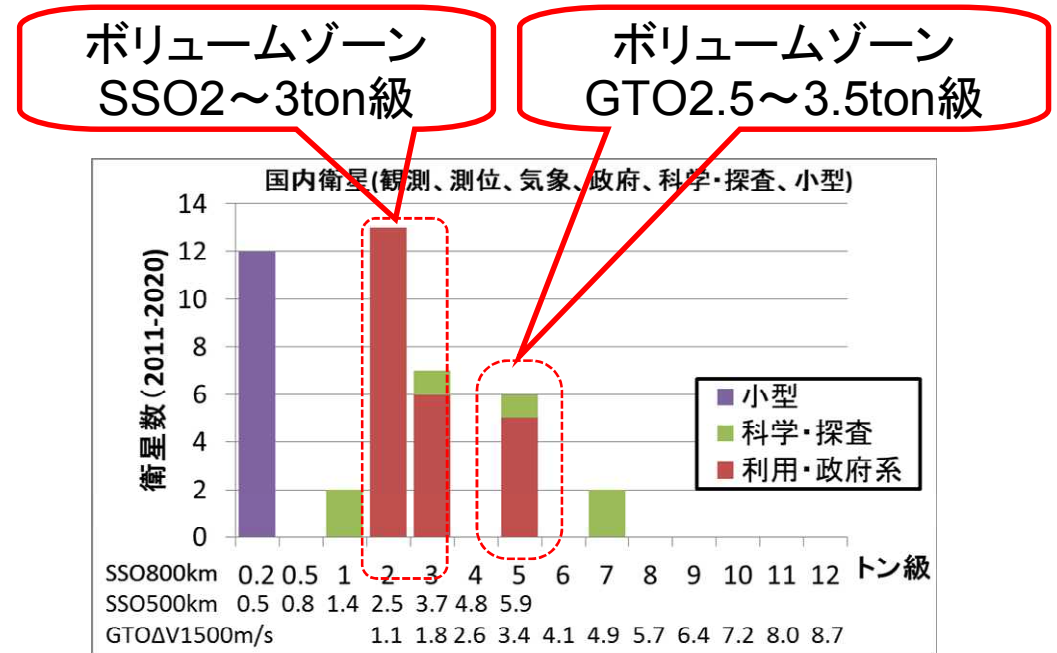
a. 低軌道(主に太陽同期軌道(SSO)の観測衛星)の打上需要は、SSO 4ton級から、**SSO 2~3ton級へと中型にシフト**

H-IIAはSSO 4ton級の打上能力があり、余剰能力がある非効率な状態

b. 静止トランスファ軌道(GTO) (主に気象衛星、測位衛星)の打上需要は、2.5~3.5ton級に。



国内の太陽同期軌道(SSO)衛星のサイズ動向

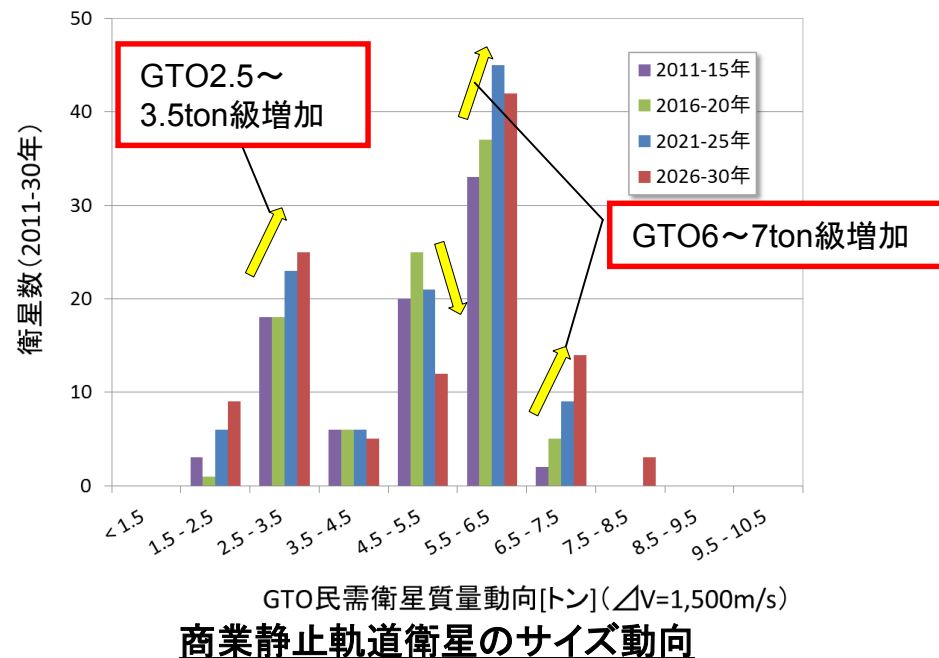


国内の政府系衛星の需要

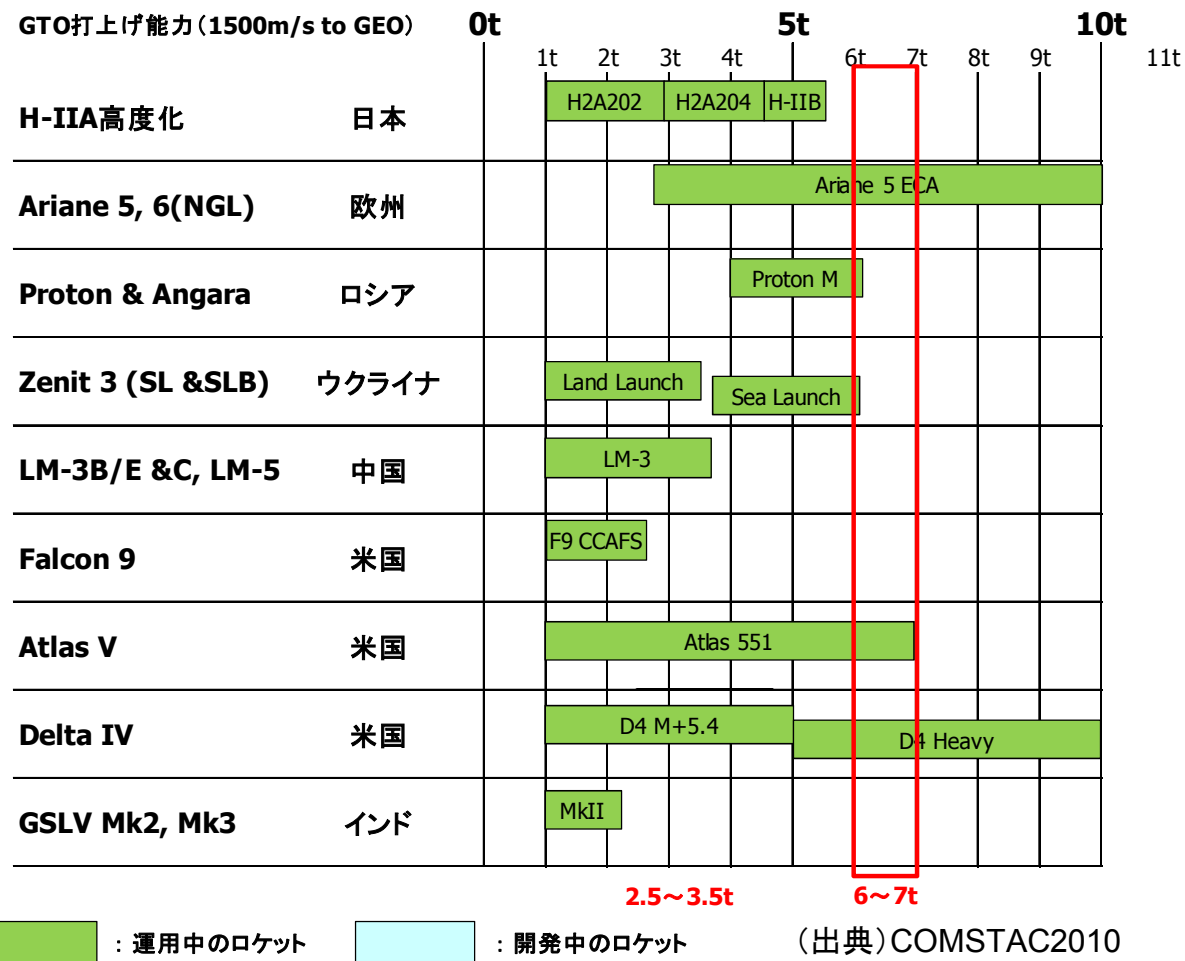
今後の衛星需要の見込み(2/2)

②商業静止軌道衛星の需要

- a. 通信・放送用の静止軌道衛星の打上需要は、**GTO 6～7ton級に大型化**
- b. GTO2.5～3.5ton級の中型衛星も増加傾向



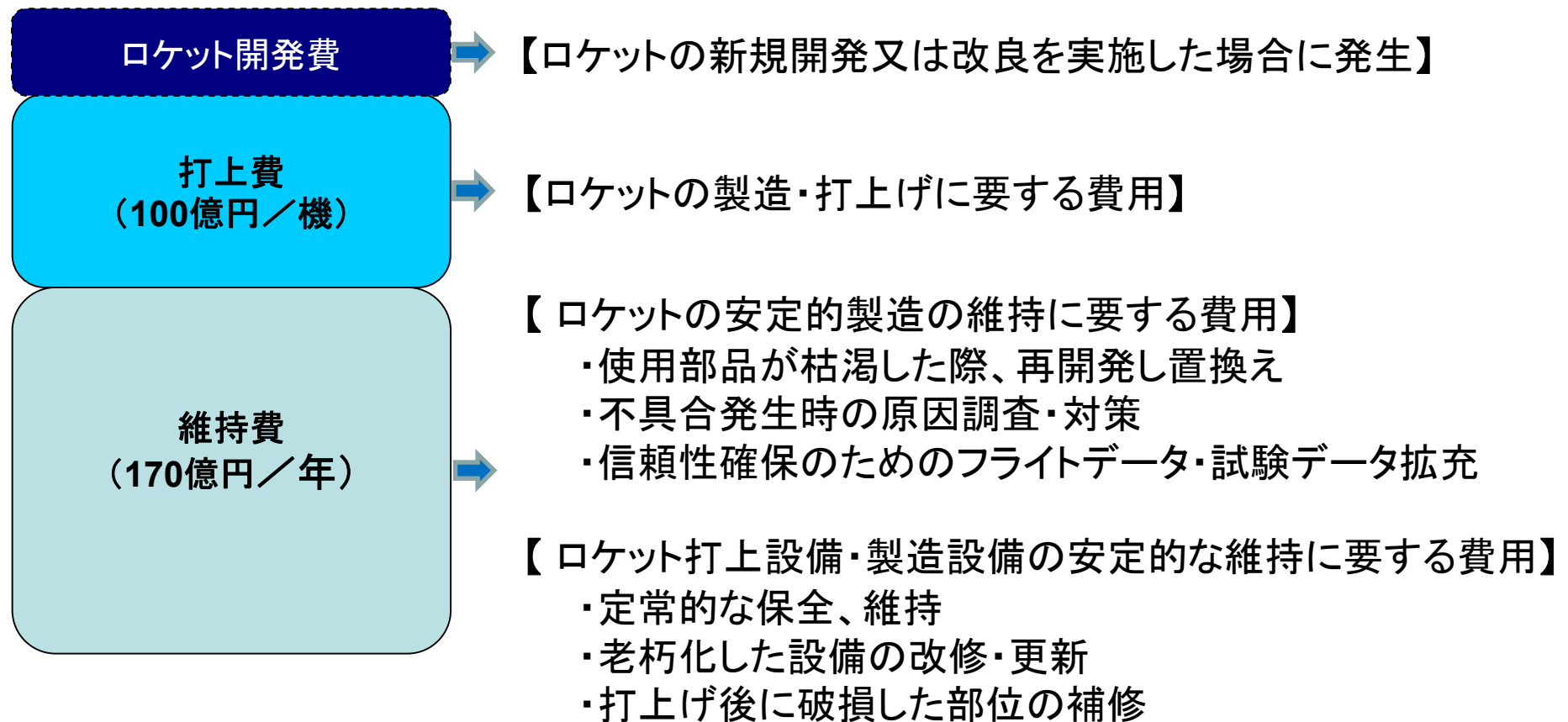
世界のロケットの打上能力と衛星需要



○ 商業静止軌道衛星の需要ボリュームゾーン(GTO6~7ton前後)に対し、H-IIA/Bロケットでは打上能力が不足しており、近年の打上需要動向に対し適合していない。

今後の基幹ロケットの長期運用コストについての考察(1/4)

○長期運用コストの項目内訳と現在のコスト



今後の基幹ロケットの長期運用コストについての考察(2/4)

今後の長期的な基幹ロケット運用のコスト比較に当たって、以下の各シナリオを設定

【H-IIAロケットの基本仕様の維持】

○シナリオ1 (H-IIA継続運用)

H-IIAロケット及び関連地上設備を現在のまま継続運用

○シナリオ2 (H-IIA改良)

H-IIAロケット基本仕様の大幅な変更をせず、実施可能な範囲で改良を実施

- ・機体 : 機体構造低コスト化、第1段エンジン変更、搭載電子機器改良、SRB-A改良
- ・インフラ: ロケット自律点検機能(第1段のみ)、自律飛行安全

【次期基幹ロケットの開発】

○シナリオ3 (次期基幹ロケットの主要部新規開発)

機体の主要部の新規開発(第2段ロケットは、H-IIAの技術を活用)

- ・新規開発: 第1段機体・エンジン、次世代搭載電子機器
- ・インフラ : 機体自律点検化(第1段、第2段)、横置きでのロケット整備、自律飛行安全

○シナリオ4 (次期基幹ロケットの全機体新規開発)

シナリオ3に加え、第2段機体を含め、機体全体を新規開発

今後の基幹ロケットの長期運用コストについての考察(3/4)

- 各シナリオについて、1年間当たりの開発費、打上費、維持費の試算条件を以下に提示
- 長期運用期間としてH-II開発運用の前例を踏まえ、合計30年間
(開発8年+運用22年)を想定し、以下の年間コストから長期運用コストを試算

<試算条件*0)>

	現在のコスト	シナリオ1 (H-IIA継続運用)	シナリオ2 (H-IIA改良)	シナリオ3 (主要部新規開発)	シナリオ4 (全機体新規開発)
開発費	—	—	1,000億円	1,300億円	1,900億円
打上費*1)	100億円×3機 (H-IIA基本形態)	100億円×3機	80億円×3機	65～80億円*2)×3機	50～65億円*2)×3機
維持費	170億円*3)	170億円	改良前:170億円 改良後:145億円	開発前:170億円 開発後:85億円	

*0) 本表の数値は試算のための概算値

*1) 年3機打上げを仮定

*2) GTO3.5トン級打上げ形態は、SSO打上げ形態に対しプラス10～15億、ここではプラス15億として記載

*3) 維持費は1年当たりの費用であり、過去3年間の予算の平均値

今後の基幹ロケットの長期運用コストについての考察(4/4)

○今後30年間の長期運用コストの試算

	H-IIAロケット基本仕様を維持		次期基幹ロケットの開発	
	シナリオ1 (H-IIA継続運用)	シナリオ2*1) (H-IIA改良)	シナリオ3*1) (主要部新規開発)	シナリオ4*1) (全機体新規開発)
開発費	—	1,000億円	1,300億円	1,900億円
打上費	9,000億円	7,700億円	6,700億円*2)	5,700億円*2)
維持費	5,100億円	4,600億円	3,300億円	3,300億円
30年長期運用コスト	14,100億円	13,300億円 (△800億円)	11,300億円 (△2,800億円)	10,900億円 (△3,200億円)

打上費用の差が長期運用コストに大きく影響



次期基幹ロケットの新規開発シナリオ(シナリオ3、4)は長期運用コストが大幅に低減

*1) H-IIA改良または次期基幹ロケット開発が完了するまでの、H-IIA8年の運用維持を含む。

*2) SSO打上げ年3機の場合。GTO 3.5トン級衛星の打上げを2年に1機程度想定する場合は、打上費がプラス150億円

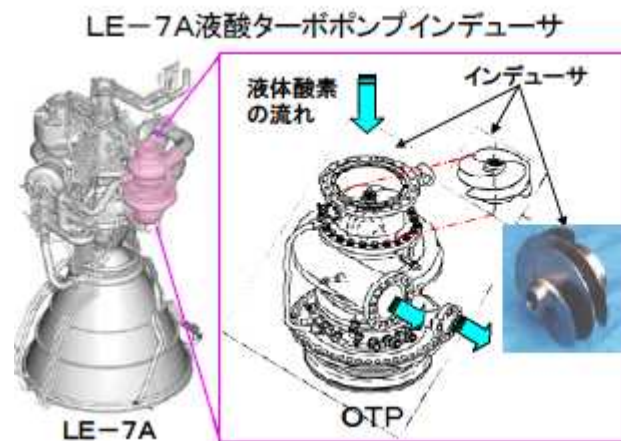
注)本試算においては、現在価値への割戻しによる比較は実施していない。

技術基盤維持へのロケット開発の貢献(1/3)

○ ロケット開発・運用トラブルへの対応にH-II開発経験者が不可欠だった例

(事例1)ターボポンプのインデューサ(液体酸素供給用回転部品)の不具合の解決

- H-IIA 1段エンジン液体酸素供給ターボポンプのインデューサの不具合が発生したため、H-II開発を経験した知見のある技術者を中心に対応
- ポンプは、気液2相の極低温流体という極めて複雑な物理現象により大きく影響を受け、ポンプの回転部品の細部の形状により異なったキャビテーションが発生する特性がある。
- H-II開発経験のある技術チームは、これらの特性を把握する効率的な試験手法(水流し試験)などに精通しており、精密加工の必要性をいち早く提言し、短期間で不具合を解決に導き、目標としていたH-IIB初号機に改良されたポンプを搭載することができた。



技術基盤維持へのロケット開発の貢献(2/3)

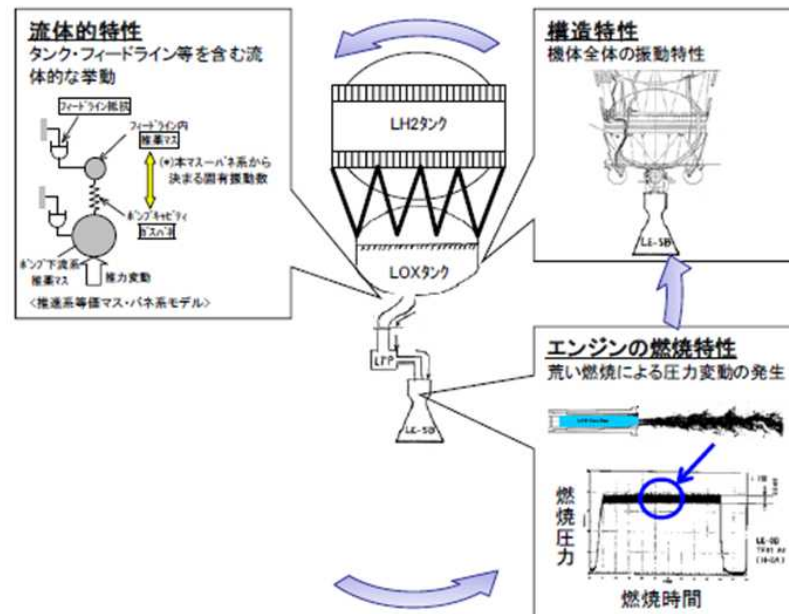
○ロケット開発・運用トラブルへの対応にH-II開発経験者が不可欠だった例

(事例2)ロケットの衛星搭載部の振動への対応

○H-IIA 9号機の飛行時に衛星搭載部に規定を超える振動が発生したため、H-II開発を経験した技術者を中心に対応

○次号機打上げまでの7カ月の間に原因究明を行い振動を問題ないレベルまで低減し、10号機に搭載

○「振動の問題は構造を直すべき」と短絡的な思考ではなく、H-II開発経験から特有の縦振動を熟知した技術者の提案により、タンク圧力増加による振動抑制という適切な対応策をとることができた。もし構造変更を実施した場合生じたであろう数年に及ぶ遅延が回避できた。新規ロケット開発の経験のない技術者は、本事例のように多系統にまたがる技術課題の解決は困難であり、本事象の解決には、H-II開発経験者の知見が不可欠であった。

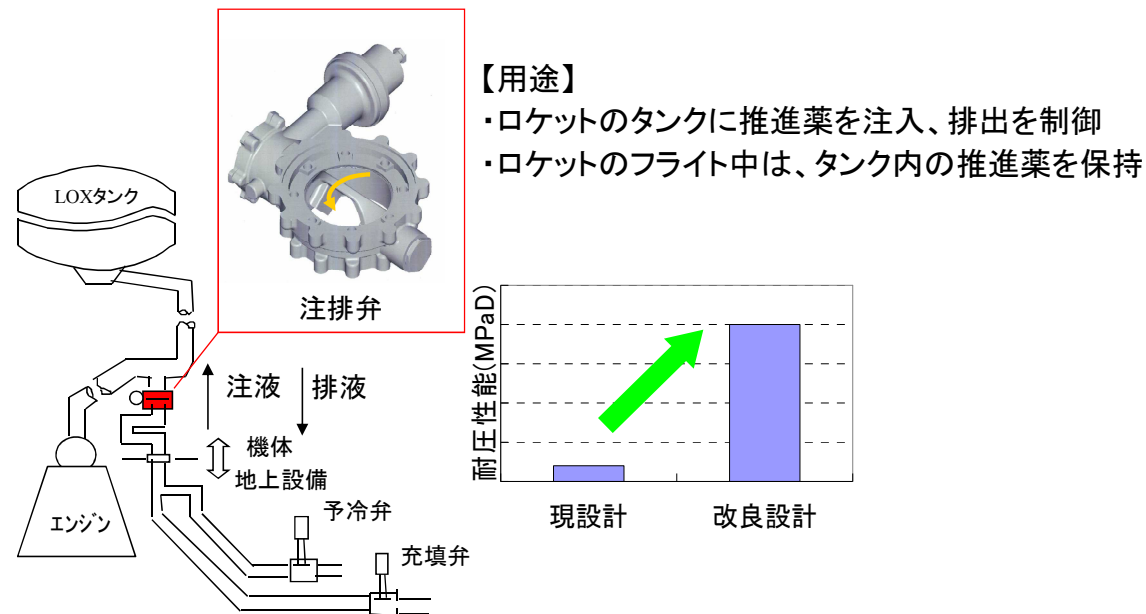


技術基盤維持へのロケット開発の貢献(3/3)

○ロケット開発・運用トラブルへの対応にH-II開発経験者が不可欠だった例

(事例3)バルブ不具合の解決

- H-IIAの第1段機体のタンクへの液体酸素の注排弁に、地上での運用時に耐圧性能を超える加圧が多発(射場整備作業の遅れ(数千万円)、打上延期(数億円))したため、H-II開発を経験した技術者を中心に対応
- 当初想定していなかったバルブの剛性などを見直し、耐圧性能を10倍に向上させることで、当該不適合発生を根絶
- H-II開発経験者がH-IIAの設備の設計に関与しなかったため、バルブの耐圧性能を超える圧力が加わる設計に変更されたことに気がつかなかったが、H-II開発経験者の知見により原因が究明され、根本解決が可能になった。

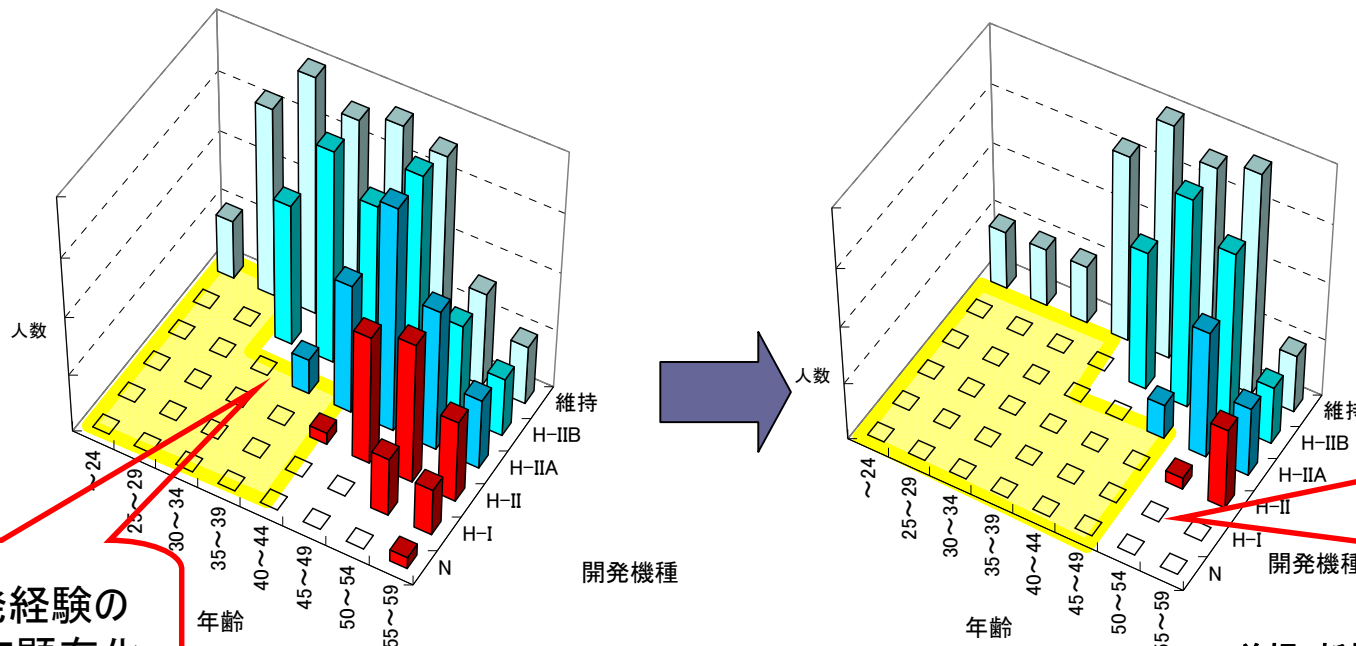


技術基盤維持の必要性(1/2)

- ロケット開発には、過去ロケット開発経験者によるシステムインテグレーションの統率が不可欠
- 次期基幹ロケットの新規開発には約8年が必要
- 一方、H-IIロケット新規開発経験者は現在45歳以上。2020年にはほぼ退職の見込み



これまで獲得した技術を継承しロケット技術基盤を確保するため、H-II以前のロケット開発経験者がいる間でない、次期ロケット開発は極めて困難となる。



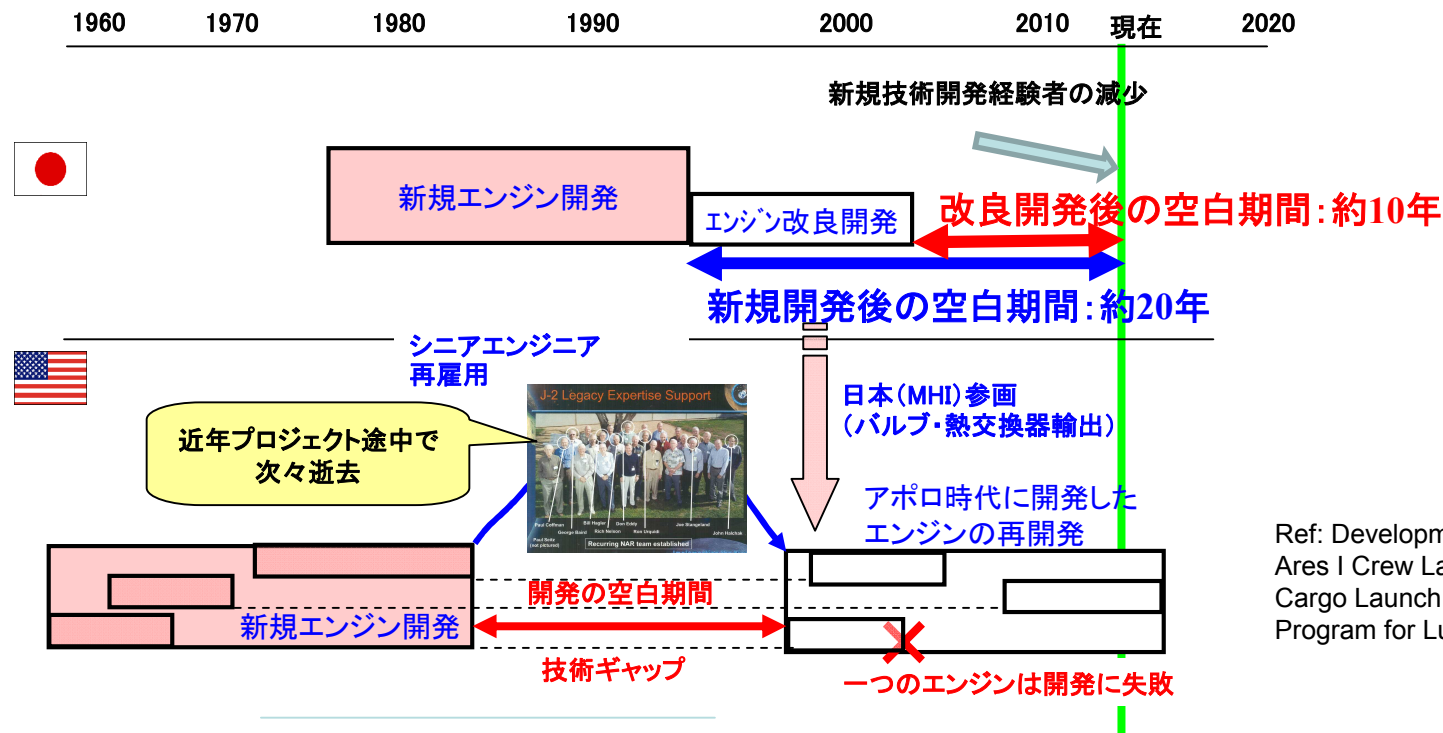
若手の開発経験の不足はすでに顕在化

2012年現在
2020年
ロケットシステム開発技術者の年齢構成

前提: 新規ロケット開発がない

技術基盤維持の必要性(2/2)

- 米国では、ロケットエンジン開発の空白期間が10年に達する状況が生じ、新規エンジンの開発が困難な状況
 - 米国が現在開発中のエンジンはアポロ時代で開発したエンジンの再開発(シニアエンジニアの再雇用で対応)
 - 既存エンジンの改良や再開発では、安全性の大幅向上や低コスト等の新たな価値を持つ新規エンジンの開発は困難
- 日本では、H-II以降すでに約20年の新規エンジン開発の空白期間があり、改良開発も10年前に終了しており、技術基盤の維持は差し迫った課題
 - 1990年代には既存ロケットエンジンの改良開発を実施したが、2000年代には新規エンジン開発がなく、既に米国に近い状況に陥りつつある。開発能力を喪失すると取り戻すことは困難



Ref: Development of the J-2X Engine for the Ares I Crew Launch Vehicle and the Ares V Cargo Launch Vehicle: Building on the Apollo Program for Lunar Return Mission, NASA.

固体ロケットと液体ロケットの特性と使い分け

- 固体ロケットは、即応性があり、打上げ費用はSSO1~1.5トン以下の小型衛星打上げに有利
- 科学衛星や小型リモセンなどの小型衛星は特殊なミッション(軌道、打上げ時期等)が多く、デュアル打上げは一般的に困難であり、臨機応変な打上げ対応を求めることから、固体ロケットの方が望ましい。
- 液体ロケットは、燃焼中断、再着火、推力可変など、フレキシブルなミッション軌道対応が可能であり、また打上げ費用はSSO~1~1.5トン以上の大型衛星打上げで有利

	固体ロケット	液体ロケット
誘導性	△ 燃焼中断ができない	○ 燃焼中断、再着火、推力可変などの制御能力を織り込める
即応性	○ 打上げ準備状態で待機可能	△ 打上げ準備が複雑で長時間を要する
打上費用 *1)	小型衛星に有利 (SSO1~1.5トン以下)	大型衛星に有利 (SSO1~1.5トン以上)

*1) 右グラフ参照

固体・液体ロケットの基本特性

