

基幹ロケット高度化 プレスキット
(H-IIAロケット29号機打ち上げ時)



基幹ロケット高度化 H-IIAロケットのステップアップ

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
第一宇宙技術部門

基幹ロケット高度化プロジェクトの背景	3
世界最高水準の信頼性を持つH-IIA	4
H-IIAロケットの抱える課題	5
大型ロケット技術のステップアップ	6
課題とプロジェクトの取り組み	7
基幹ロケット高度化の開発項目	8
開発項目(1) 静止衛星打ち上げ性能の向上	9
静止衛星の打ち上げ方法	10
世界の打ち上げロケット	11
近年の静止衛星の打ち上げ実績	12
静止衛星打ち上げ性能の向上	13
主要開発内容	15
ー長時間飛行技術	16
①機体システム熱制御	17
②液体水素タンク遮熱コーティング	18
③エンジン冷却機能の改良	19
④推進薬液面保持機能の改良	20
⑤搭載機器改良	21
ー2段エンジン再々着火技術	22
H-IIAロケットのカバレッジの拡大	23
打ち上げ性能向上によるその他の効果	24
開発項目(2) 衛星搭載環境の緩和	25
開発項目(3) 地上レーダ不要化に向けた航法センサ開発	28
H-IIAロケット29号機での計画	30
開発期間・スケジュール	34
おわりに	35

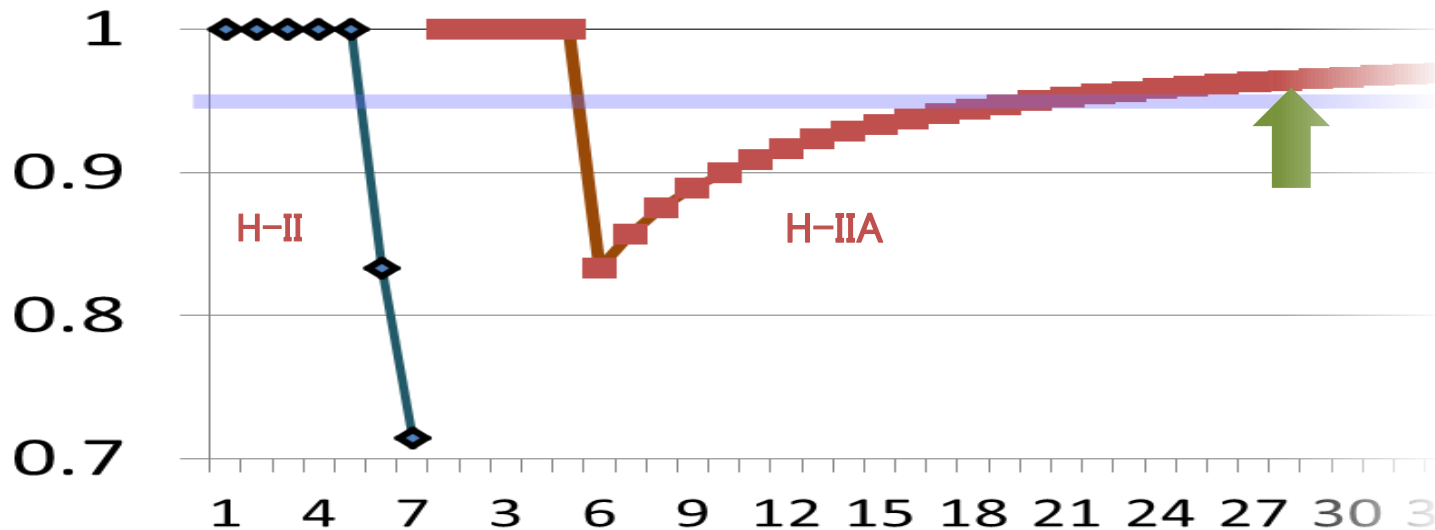
- 日本の基幹ロケットにはH-IIA、H-IIB、イプシロンが位置づけられている。
- H-IIAは、2001年の試験機打ち上げからの14年の間に28機を打ち上げ、日本の宇宙開発・利用に貢献。運用経験を積む中で高い信頼性を築き上げ、世界トップクラスの打ち上げ成功率と世界一のオンタイム打ち上げ率を構築。
- 一方で14年の間には競合ロケットの台頭、人工衛星の打ち上げ需要の変化、設備の老朽化などの課題に直面。

- 日本の宇宙開発・利用を支える輸送システムを維持・発展させるため、課題に対応した取り組みが必要。
- この取り組みは、将来(H3やイプシロン)につながるものとする必要がある。

(参考) 基幹ロケット

基幹ロケットとは、「安全保障を中心とする政府のミッションを達成するため、国内に保持し輸送システムの自律性を確保する上で不可欠な輸送システム」と定義し、大型衛星と小型衛星双方に対応すべく、液体燃料ロケットと固体燃料ロケットの双方を我が国の基幹ロケットとして位置付けることとするべきである。

日本の大型ロケットの打上げ成功率の推移



世界の主要大型ロケットの打上げ成功率とオンタイム打ち上げ率

ロケット	成功率(成功数／打上数)※1	オンタイム打上率※2
欧:アリアン5(ES/ECA)	98.2% (55／56)	74.1%
米:アトラス5	98.2% (55／56)	69.7%
日:H-IIA/B	97.0% (32／33)	93.3%
米:デルタ4	96.7% (29／30)	50.0%
米:ファルコン9	94.7% (18／19)	25.0%
露:プロトンM	89.1% (82／92)	no data

※1:2015年9月30日時点データ。

※2:2010年4月1日から2015年3月31日の期間の打ち上げで、あらかじめ定められた日時に打ち上げを行った割合。天候による延期を除く。

- 競合ロケットの登場・改良 ⇨ 競争力低下

ヨーロッパのアリアン5やロシアのプロトンなどの海外ロケットは改良を複数回実施し、打ち上げ性能等を向上してきている。また、アメリカのファルコン9が登場し、市場シェアを拡大している。
- 打ち上げ市場の変化 ⇨ 打ち上げ対応能力不足

打ち上げ市場を構成する商業衛星からの要求がH-IIAロケット開発時から変わってきており、商業衛星への対応能力が不足している。
- 設備の老朽化 ⇨ 宇宙開発予算圧迫

H-IIロケット開発時から使用している設備など、多くの設備が更新時期を迎えており、今後の維持・更新のために宇宙開発予算が圧迫される。



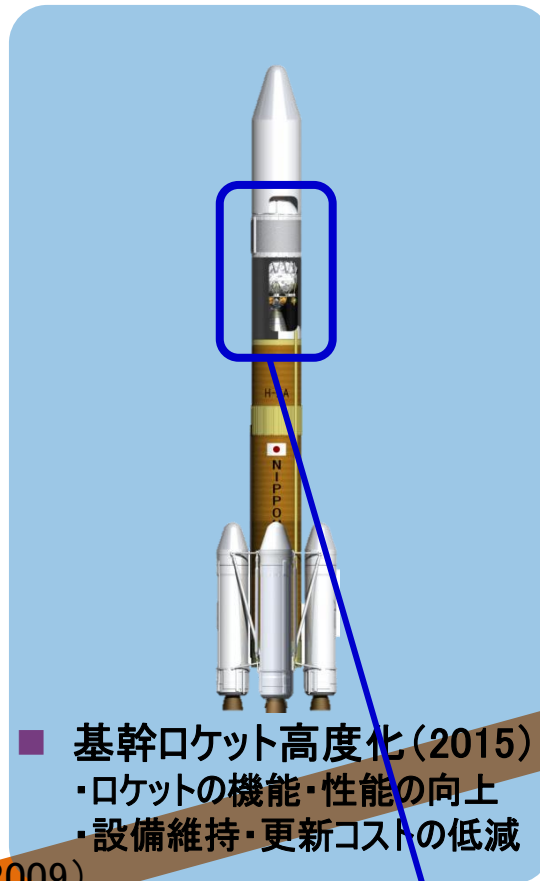
- 基幹ロケット高度化は、我が国の輸送系の発展における重要なマイルストーンであり、H3ロケットに向けたステップアップとしても重要な要素。



- H-IIAロケット(2001)
 - ・ロケット運用技術・高信頼性
 - ・打ち上げコストの低減



- H-IIIBロケット(2009)
 - ・第一段エンジンクラスタ技術
 - ・打ち上げ能力の向上



- 基幹ロケット高度化(2015)
 - ・ロケットの機能・性能の向上
 - ・設備維持・更新コストの低減

主に第1段機体の改修

主に第2段機体の改良



■ H3ロケット

SRB-Aを4本装備し、打ち上げ能力を向上

- 基幹ロケット高度化は、長期的な視点に立った継続的システム開発の一環として、H-IIAロケットの運用を通して直面した課題に対応するために実施する、H-IIAロケットの改良開発。

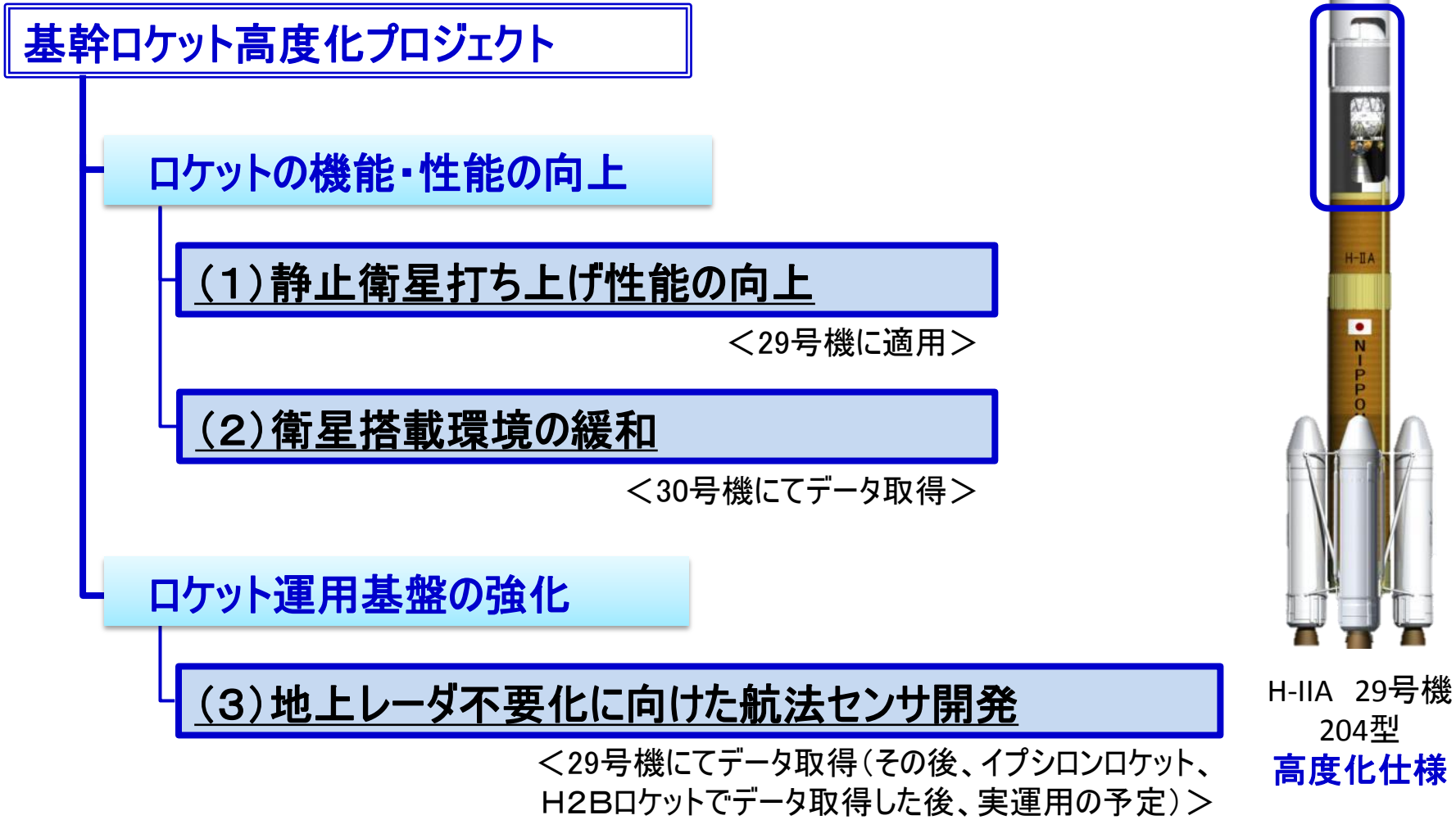
ロケットの機能・性能の向上

- 【課題】 海外のロケットの台頭や、人工衛星からの打ち上げ需要の変化があり、商業衛星打ち上げ市場での競争力が低下。
- 【取組】 信頼性の高い現行の設計を大きく変えることなく、商業衛星打ち上げ市場に対応するロケットとすることで、国際競争力の向上を図る。

ロケット運用基盤の強化

- 【課題】 地上設備の老朽化に伴う、維持・更新コストの上昇。
- 【取組】 中長期的な設備維持・更新コストを大幅に削減。

- 基幹ロケット高度化の開発項目は以下の3項目。





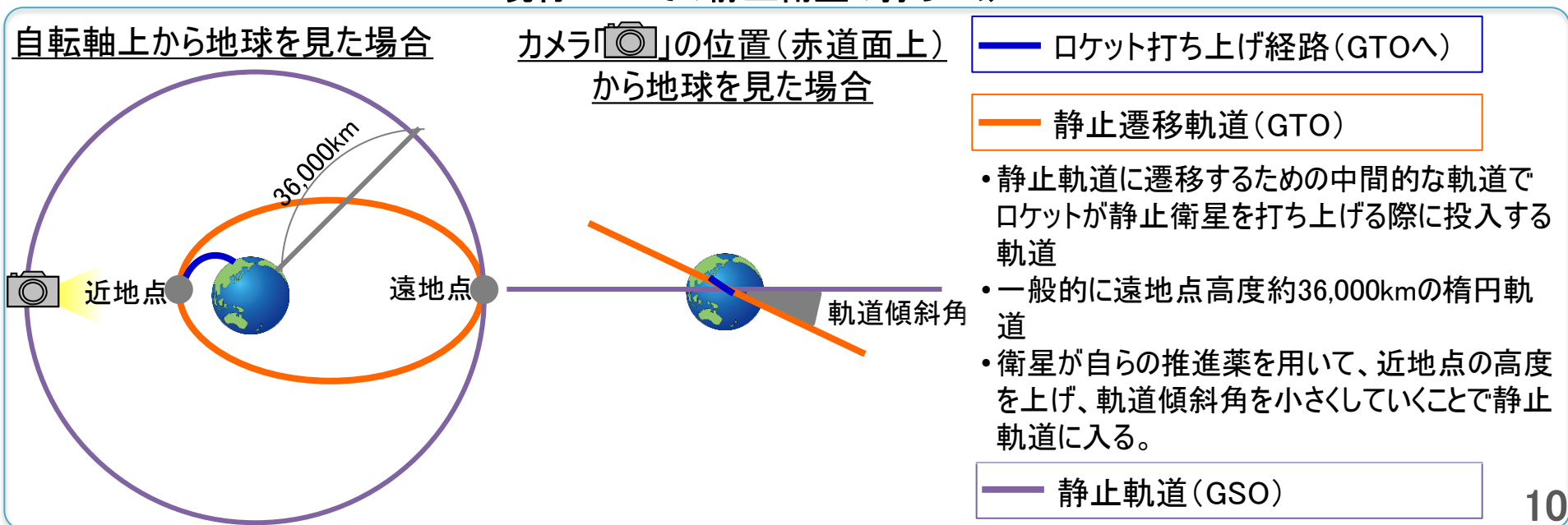
高度化開発項目 (1)

静止衛星打ち上げ性能の向上

- 気象衛星や通信衛星などの静止衛星の打ち上げでは、ロケットは静止軌道(GSO)の手前の静止遷移軌道(GTO)と呼ばれる楕円軌道で衛星を切り離し、そこから衛星が自身の推進系で増速してGSOに到達する。
- ロケットの性能や打ち上げ射点の位置によってGTOとしての到達軌道は異なり、衛星側の負担する増速量(静止化増速量※)は異なる。
- 衛星側の負担する増速量が小さければ、GSOに到達するための衛星の推進薬搭載量を少なくすることができ、その節約できた重量分を機器の追加・大型化や衛星寿命の向上のための推進薬に充てることができる。
- H-IIA(現行)で打ち上げた場合のGTOの静止化増速量は1830m/sである。

※ : 本資料では衛星側の静止化増速量を「 ΔV 」と定義する

現行H-IIAでの静止衛星の打ち上げ



商業衛星打ち上げ市場でシェアを持つロケット

アリアン5(欧州)⇒ < 静止化増速量 1500m/s以下、高信頼性、多くの実績 >

- ヨーロッパ各国が開発したロケット。多くの民間通信衛星の打ち上げ実績を持つ。
- 大型のロケットで、一回の打ち上げで2基の衛星を打ち上げられる。
- 1996年の初打ち上げから、4回の改良開発を行い、打ち上げ能力等を向上している。
- 2020年以降に後継のアリアン6へ移行予定。



(C)Arianespace

ファルコン9(米国)⇒ < 静止化増速量 1800m/s以下、低価格 >

- スペースX社がNASAの補助のもと開発したロケット。
- NASAの国際宇宙ステーションへの物資補給に使用され、低価格で民間通信衛星の打ち上げ市場でシェア拡大。
- 2015年6月28日に打ち上げ失敗。打ち上げ再開に向け取組中。



(C)SpaceX

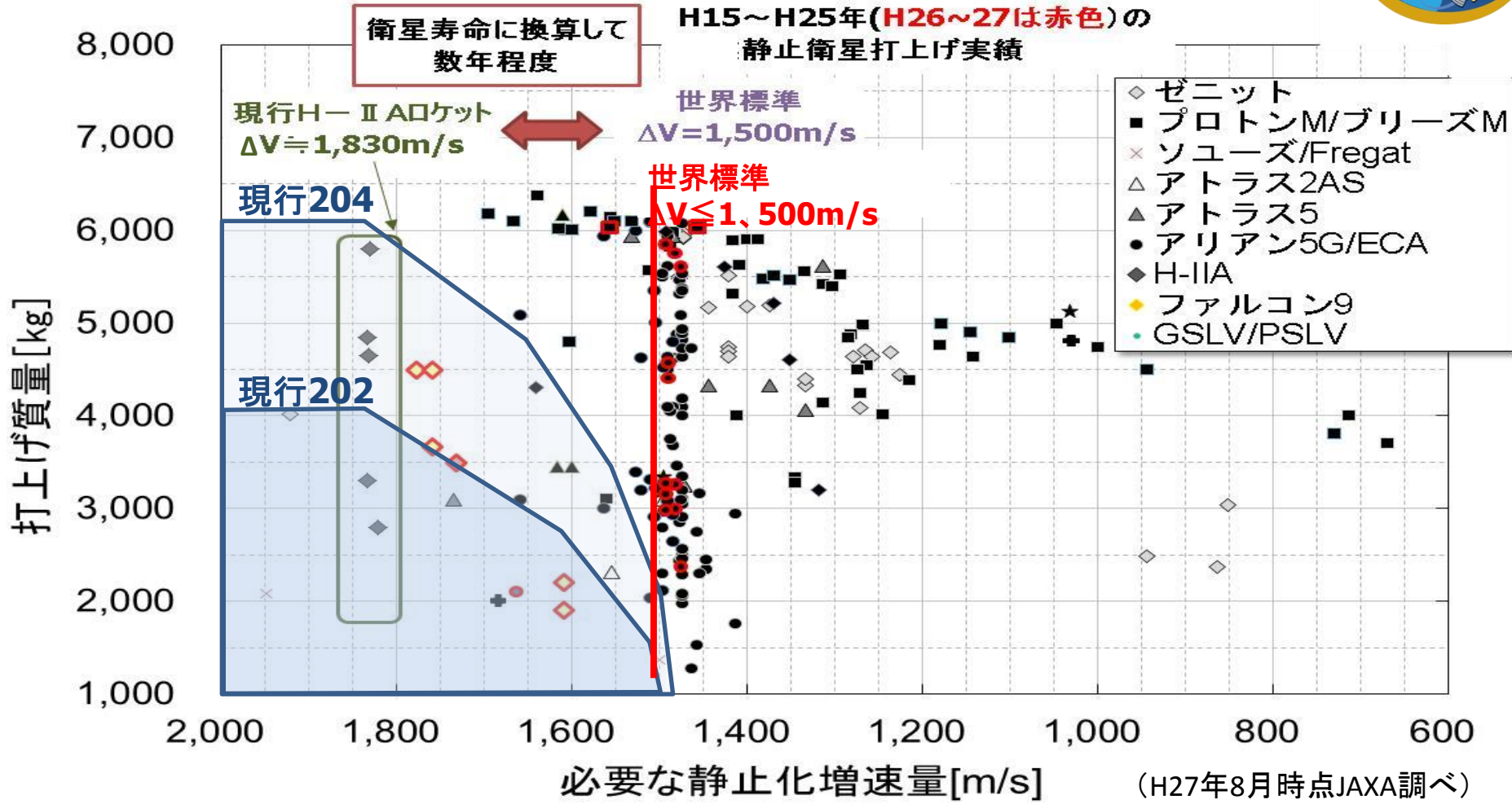
プロトンM(ロシア)⇒ < 静止化増速量 1500m/s以下、多くの実績 >

- ロシアが打ち上げるロケット。1960年代から改良しながら使用。
- 2000年からも3回の改良開発を行い、打ち上げ能力等を向上している。
- 近年打ち上げ失敗が増加。
- 2020年以降に後継のアンガラロケットへ移行予定。



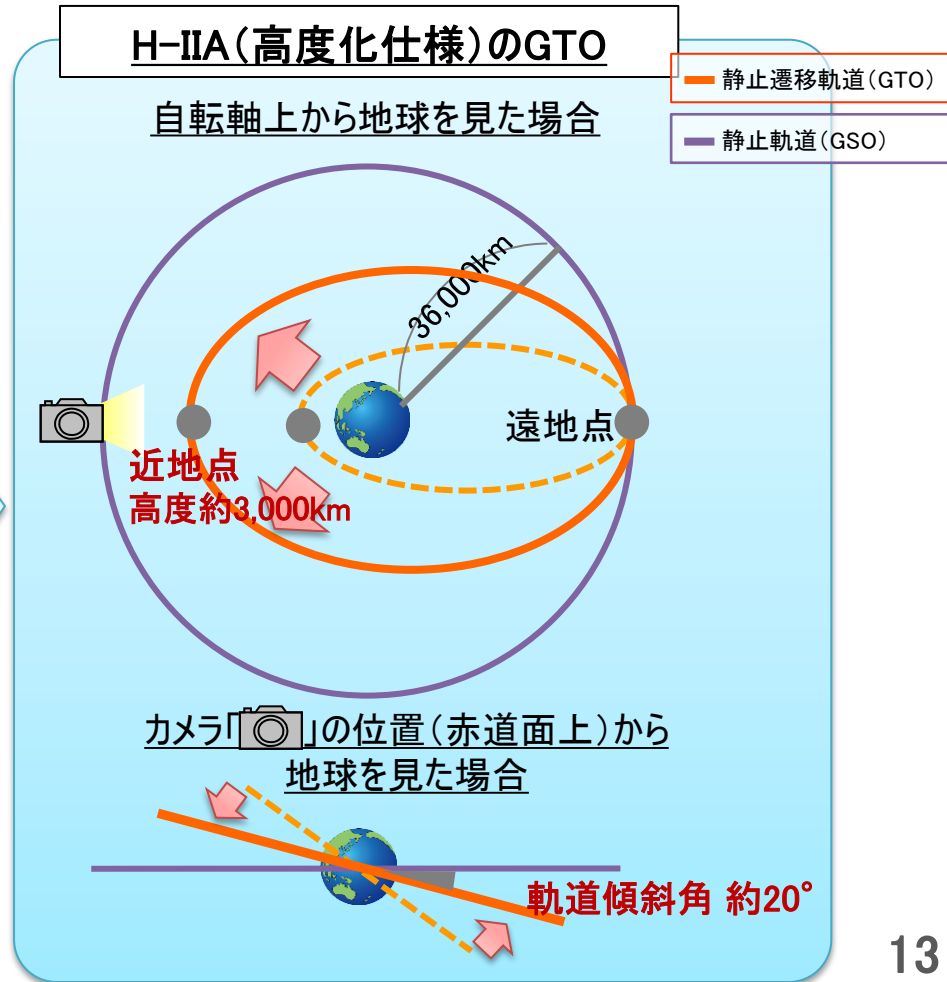
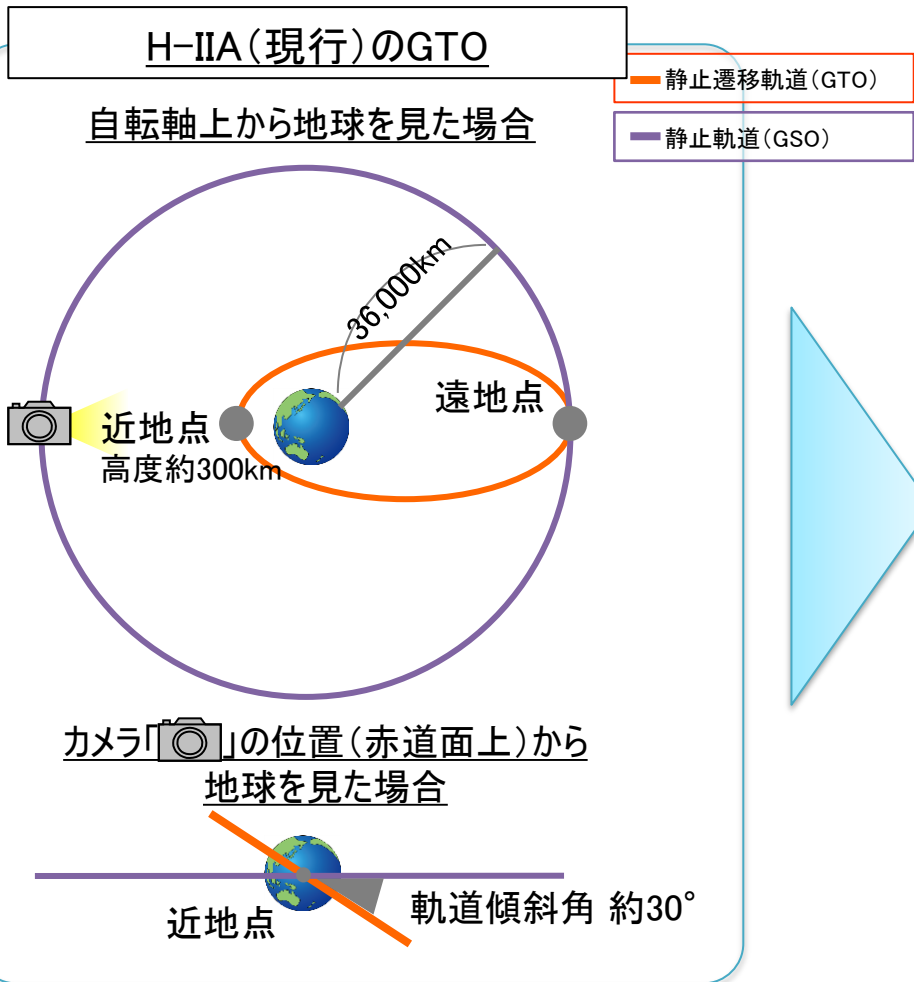
(C)Roscosmos

近年の静止衛星の打ち上げ実績



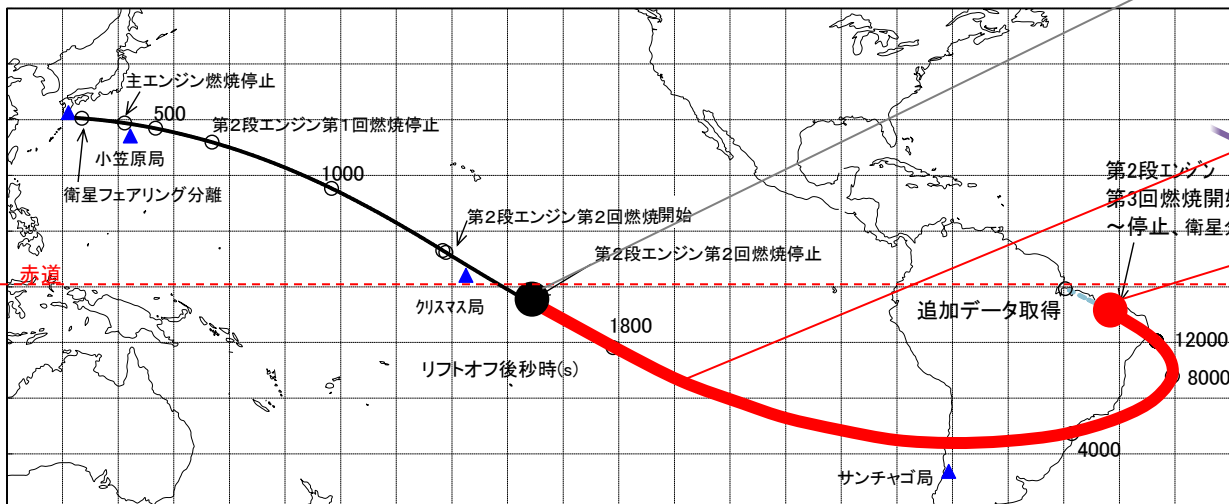
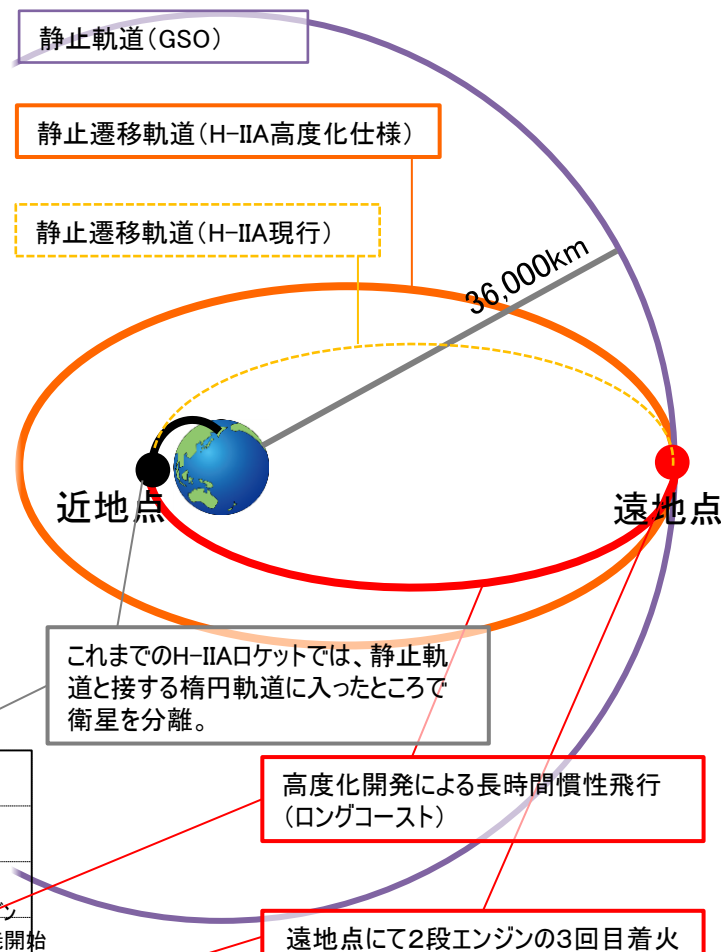
- 現在の世界の商業衛星の多くは静止化増速量1500m/sを前提として設計。
- 現行H-IIAロケットは静止化増速量1830m/sのGTOを想定した仕様。
- 現行H-IIAでは商業衛星の打ち上げは困難。

- 基幹ロケット高度化では、衛星側の静止化増速量を1500m/sに低減する(衛星側の負担を軽減する)ことを目指した開発を実施。
- これまでの投入軌道よりも、近地点高度と軌道の傾きの両方で、静止軌道に近い軌道へ投入することを可能にした。(⇒軌道投入方法は次ページ以降)



- これまでのH-IIAロケットでは、赤道付近で2段エンジンの2回目の燃焼を終え、静止軌道と接する楕円軌道(静止遷移軌道)に投入したところで衛星を分離していた。
- 高度化仕様では、さらに長時間の慣性飛行(ロングコースト)を行い、軌道変換に都合の良い遠地点※に到達したところで2段エンジンの3回目の着火を実施。近地点高度を高め、軌道傾斜角を小さくしたところで衛星を分離。

※ 軌道変換に都合の良い遠地点: 静止遷移軌道などの楕円軌道では、地球に近い近地点で速度が速くなり、遠地点で速度が遅くなる。そのため、遠地点の方が増速(軌道変換)に都合が良くなる。



➤ 「静止衛星打ち上げ性能の向上」主要開発内容

長時間飛行技術(ロングコースト技術)

- 太陽光があたることで機体が高温になり、極低温の推進薬が蒸発するとともに、エンジン部の温度も上昇する。推進薬の蒸発を抑えるとともに、エンジンを適温に保つ工夫を行うことで、長時間の飛行を可能とする。
- 長時間の飛行によって地球から約36,000kmの高度に達するため、長距離の通信も可能とする。

2段エンジン再々着火技術

- 規定推力の60%の推力※で3回目のエンジン燃焼を行う機能を持たせることで、高い軌道投入精度を実現しつつ、打ち上げ需要への対応能力を高める。

※ : 静止軌道付近(遠地点)ではロケットの速度が遅く、2段エンジンをフルパワーで着火させた場合、推進力が大きすぎて目標の軌道に精度よく投入できないため、エンジン推力を60%に絞って作動させる「スロットリング機能」を追加し、高精度の軌道投入を可能にした。

- エンジン新規開発などの大規模な開発ではなく、ロケットの飛ばし方の工夫によって打ち上げ性能を向上することで、H-IIAの高い信頼性を維持したまま、衛星の負担を軽減

機器の温度上昇による故障を避けるために
極低温の液体燃料の蒸発を抑えるために

- ⇒ 工夫① 機体システム熱制御
- ⇒ 工夫② 液体水素タンク遮熱コーティング

太陽光による入熱

エンジン始動に適する条件を維持するために

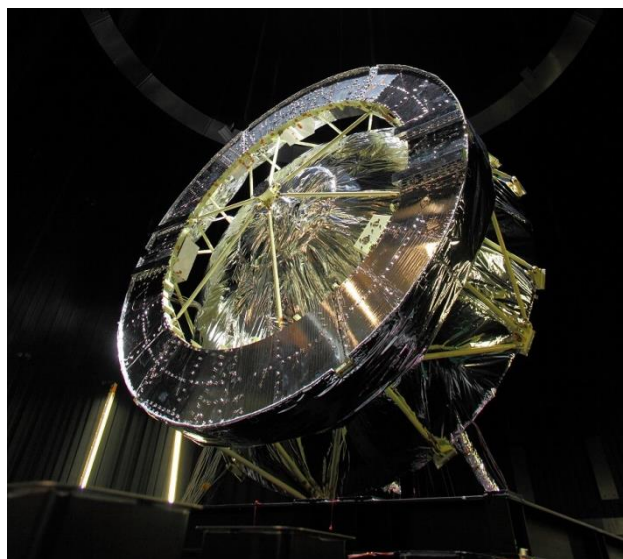
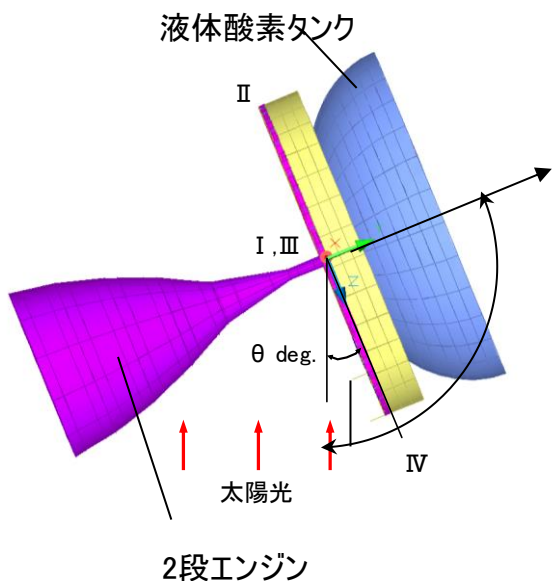
- ⇒ 工夫③ エンジン冷却機能の改良
- ⇒ 工夫④ 推進薬液面保持機能の改良

長時間運用、長距離通信を行うために

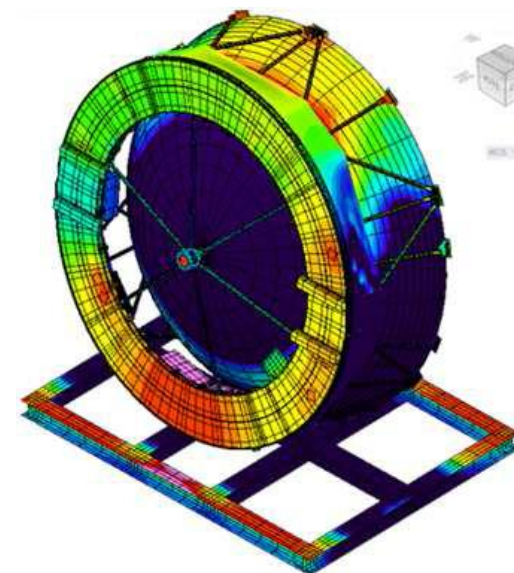
- ⇒ 工夫⑤ 搭載機器改良

深宇宙への放熱

- 太陽光がロケットの同じ面ばかりに当たっていると、その部分の温度が上昇してしまい、機器の故障につながる。
- 長時間飛行により従来よりも太陽光に当たることになることから、ロケット各部の温度を一定に維持するため、機体側面に太陽光が当たるように機体の姿勢を保ち、機体をゆっくりと回転させる。



液体酸素タンク後方と機器搭載部の
実機大模型にて熱真空試験を実施
(於筑波宇宙センター 13m ϕ スペースチャンバ)

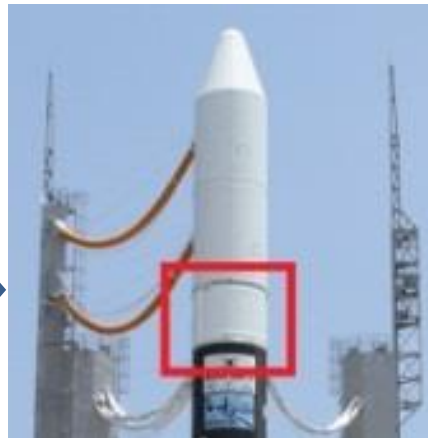


地上試験の結果を用いて熱解析の
検証を実施

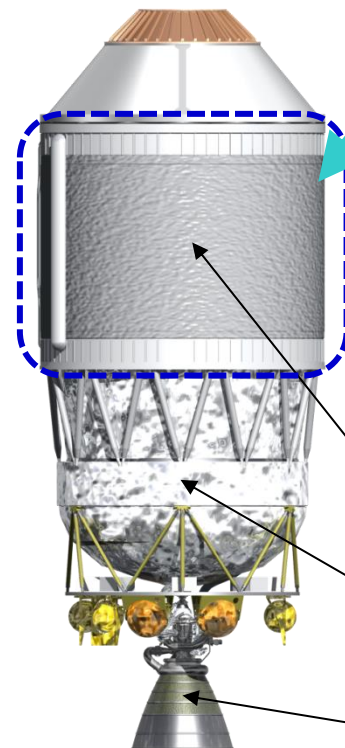
② 液体水素タンク遮熱コーティング

— 長時間飛行技術の獲得 —

- 宇宙空間を飛行している間、ロケットは太陽光により熱せられ、燃料タンク内の液体水素(摂氏約マイナス250度)が蒸発していく。
- タンク表面に特殊な白色の塗料を塗ることで太陽光を反射させ、長時間慣性飛行(ロングコースト)により増加する燃料の蒸発を約30%少なくする。



第2段水素タンク白色遮熱コーティング



第2段LH2タンク

第2段LOXタンク

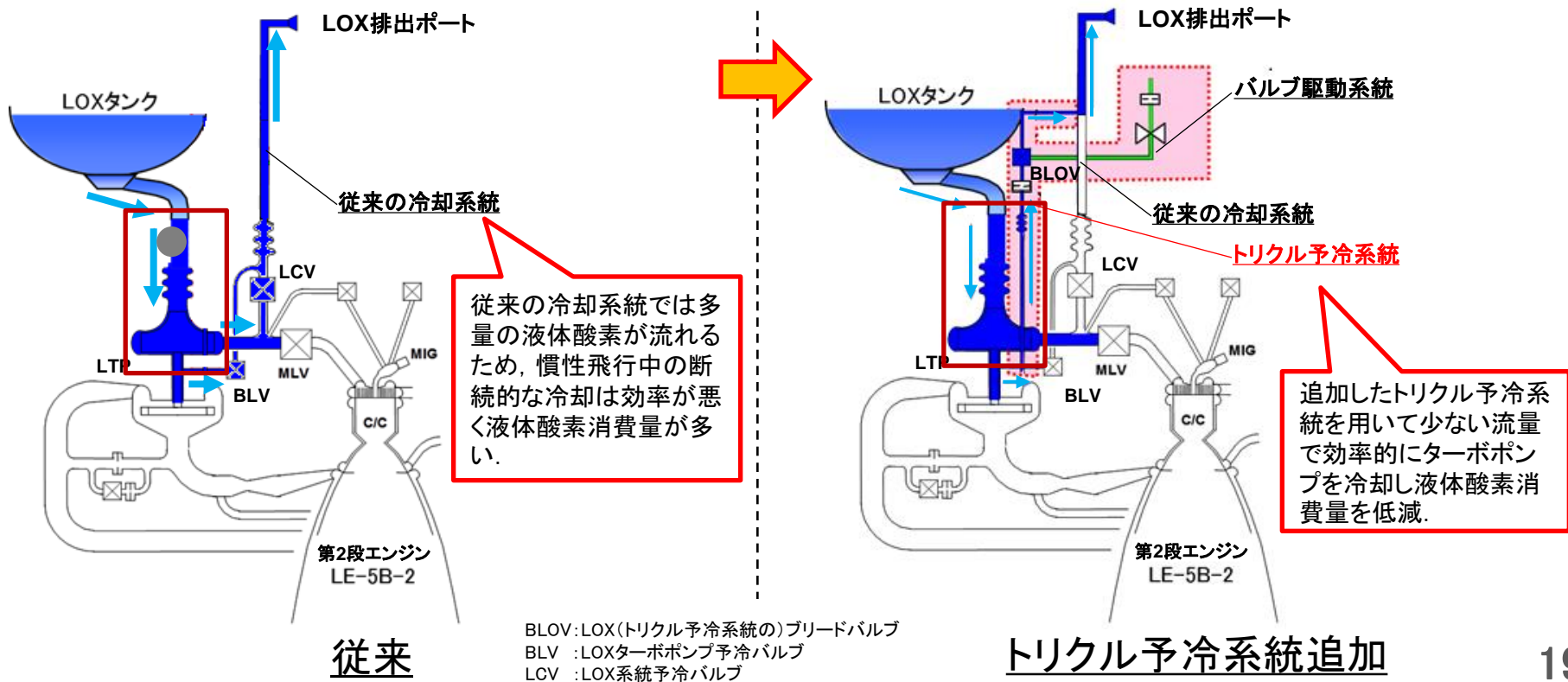
LE-5B-2エンジン



③ エンジン冷却機能の改良

—長時間飛行技術の獲得—

- エンジンを着火するには、ターボポンプ(エンジンの一部)をあらかじめ冷やしておく必要があり、そのために慣性飛行中には液体酸素/液体水素を消費している。
- 長時間慣性飛行(ロングコースト)をするにあたり、新たな予冷方式(『トリクル予冷』と呼ぶ)を開発し、液体酸素の消費量を従来から60%減らし、エンジン作動に使用できる液体酸素の量を増やす。

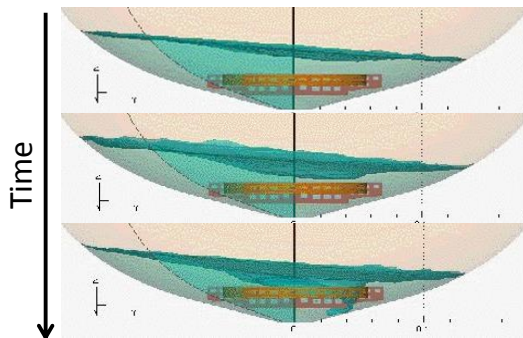
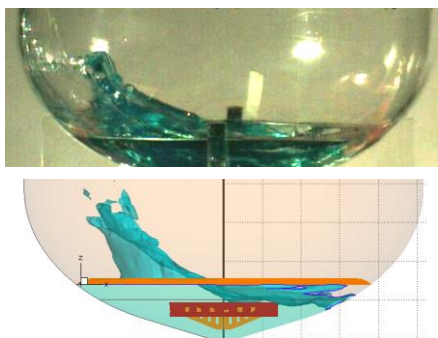
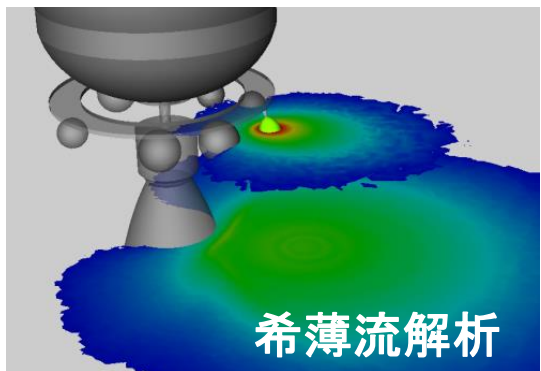


④ 推進薬液面保持機能の改良

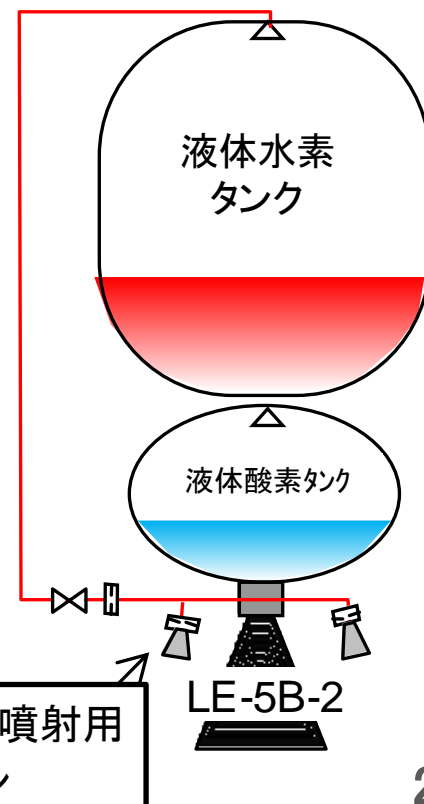


— 長時間飛行技術の獲得 —

- エンジン作動開始時や長時間慣性飛行(ロングコースト)中は機体に微少な加速度を発生させ、燃料をタンク底部にとどめておく必要がある。
- 従来は姿勢制御用の燃料(ヒドラジン)を機体後方に噴射して微小な加速を与え続けていたが、これまで捨てていた蒸発した水素ガスを機体後方に噴射し有効活用しヒドラジンの消費を抑えた。



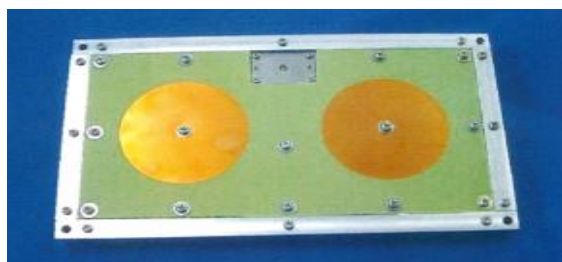
液面挙動地上要素試験とフライト予測解析



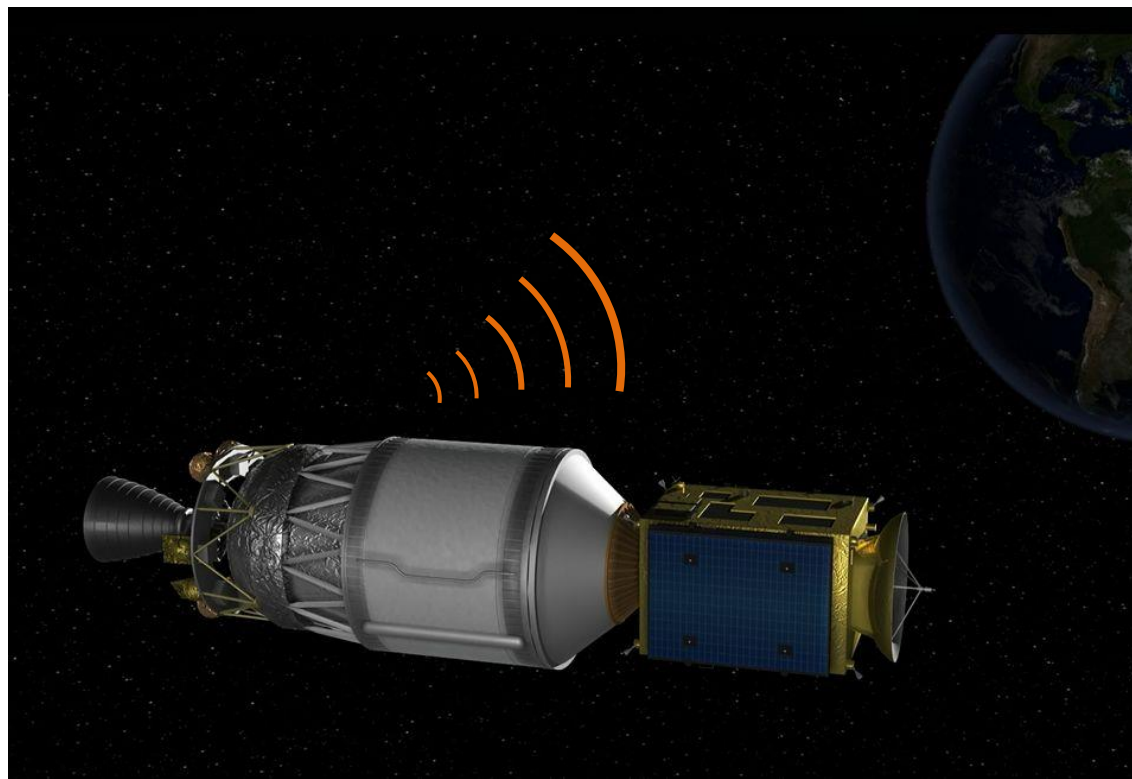
- ロングコースト中、電子機器の電源を確保するために大容量リチウムイオン電池を開発。
- 静止軌道付近でも機体の状況を確認できるように、地上から36,000km離れた場所でも通信可能な高性能アンテナを搭載。



大容量リチウムイオン電池



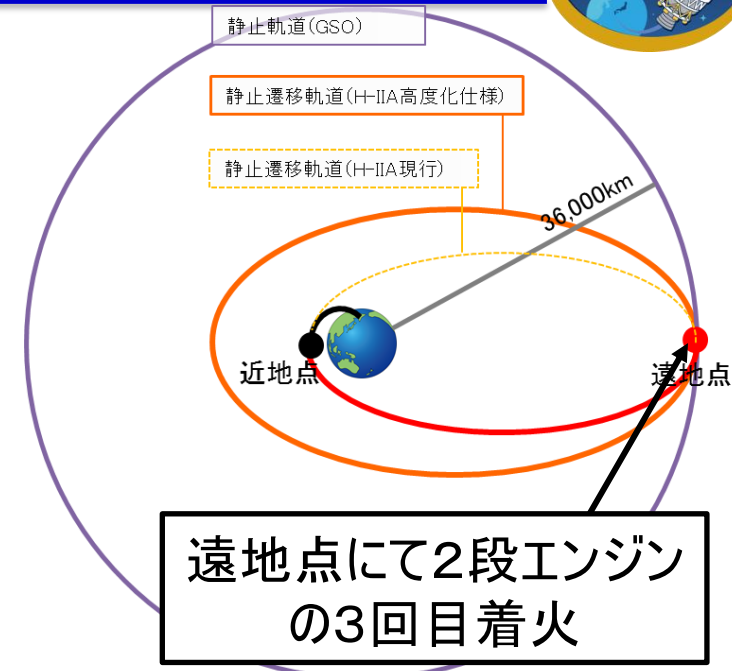
長距離通信用の高利得アンテナ



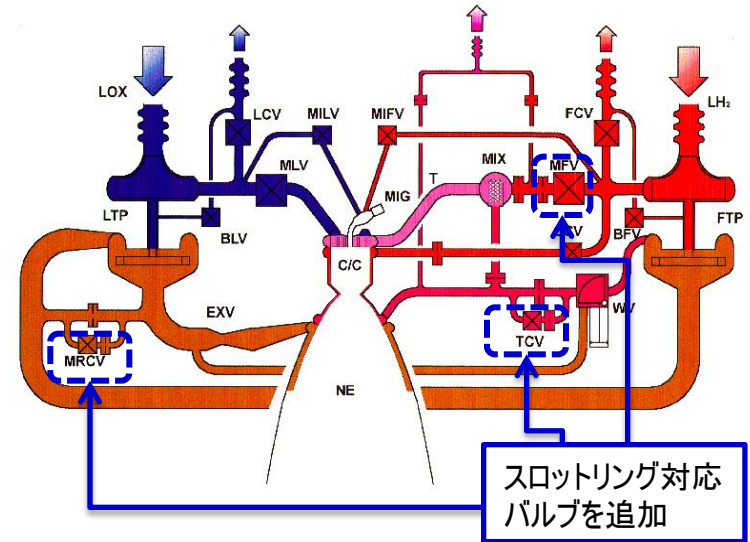
2段エンジン再々着火技術



- ロングコーストしたのちに、2段エンジンの3回目の着火を行うことで衛星を増速させる。
- 静止軌道付近（遠地点）ではロケットの速度が遅く、2段エンジンをフルパワーで着火させた場合、推進力が大きすぎて目標の軌道に精度よく投入できないため、エンジン推力を60%に絞って作動させる「スロットリング機能」を追加し、高精度の軌道投入を可能にした。

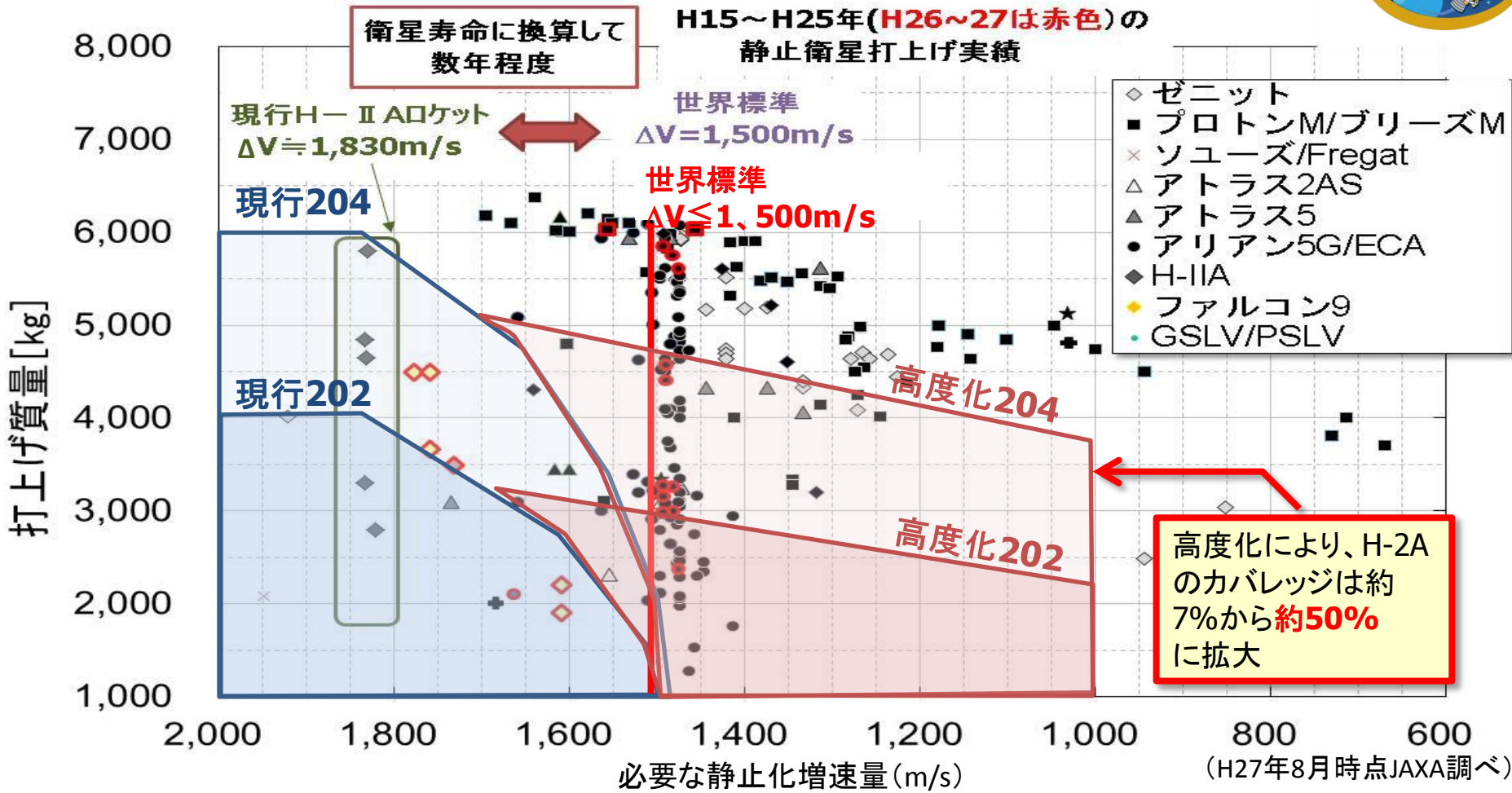


LE-5B-2エンジン開発試験
(於角田宇宙センター 高空燃焼試験設備)



LE-5B-2エンジンスロットリング作動

H-IIAロケットのカバレッジの拡大

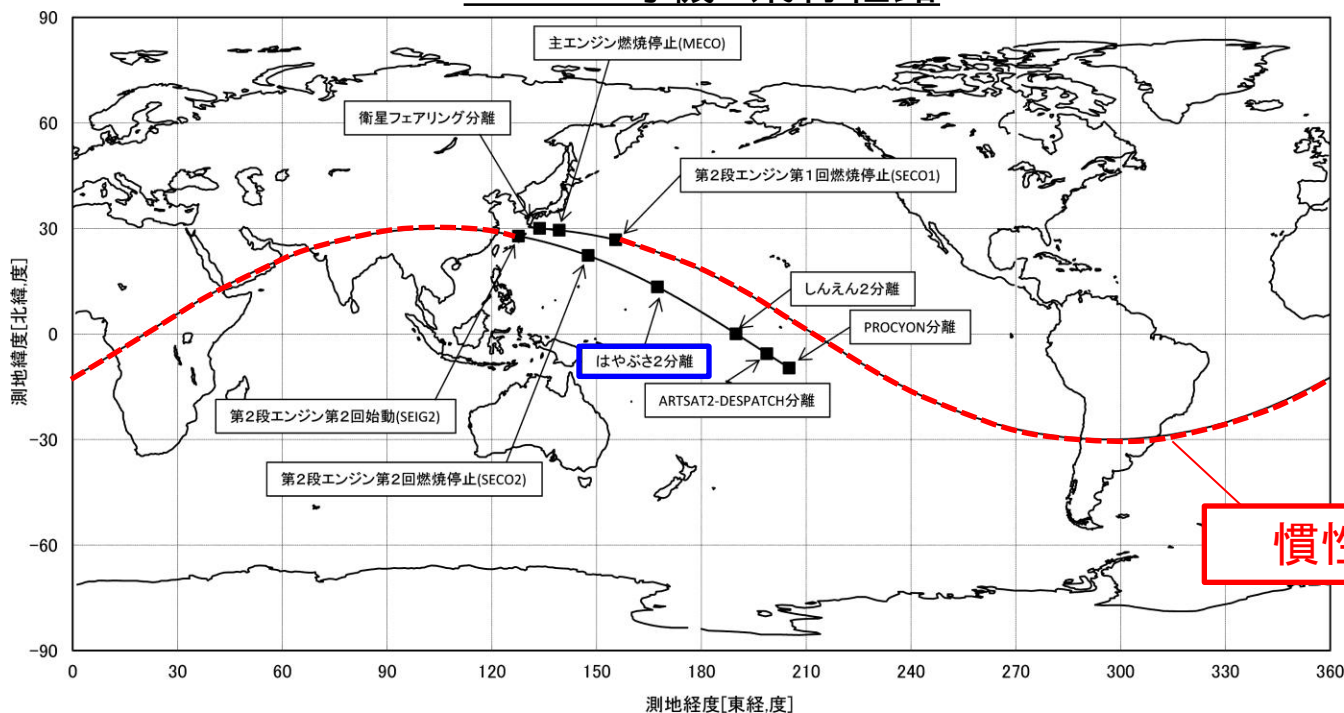


H-IIAロケットのGTO投入能力

	H-IIA(現行)	H-IIA(高度化仕様)
GTO投入能力	$\Delta V=1830\text{m/s}$ 4.00t(H2A202) 5.95t(H2A204)	$\Delta V=1500\text{m/s}$ 2.97t(H2A202) 4.82t(H2A204)

- これまでよりも飛行可能時間が延び、エンジン着火回数もふえたことから、静止衛星打ち上げ以外のミッションでも、これまで以上にミッション側の要望に基づいた飛行計画を設定できるようになった。
- 惑星探査を行う「はやぶさ2」の打ち上げでもロングコースト技術の一部を活用し、地球を一周回した後の探査機分離を行った。これにより「はやぶさ2」の打ち上げ運用に貢献した。

H-IIA26号機 飛行経路

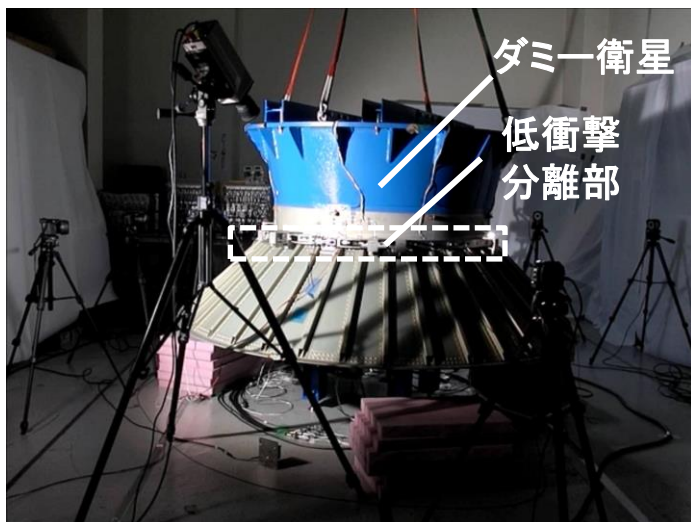




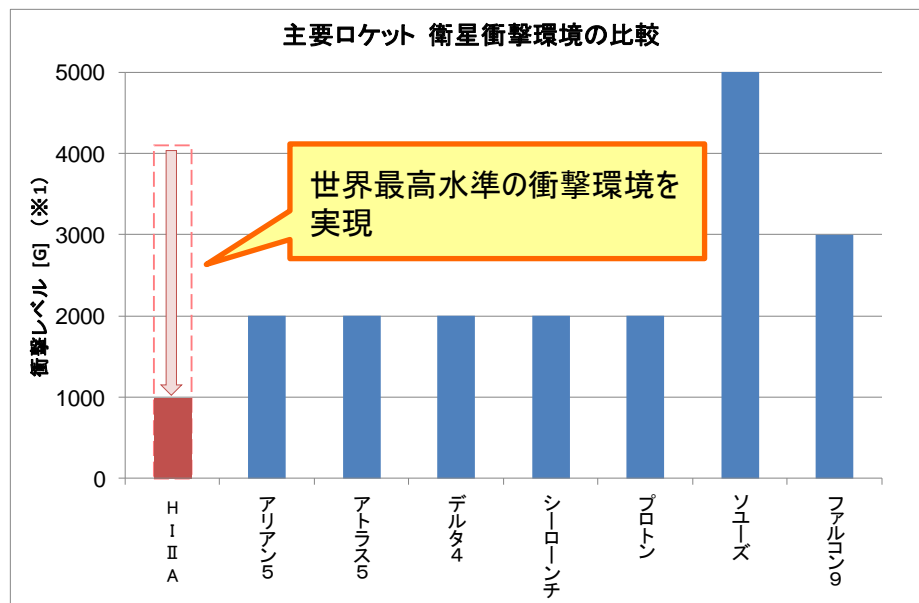
高度化開発項目(2)

衛星搭載環境の緩和

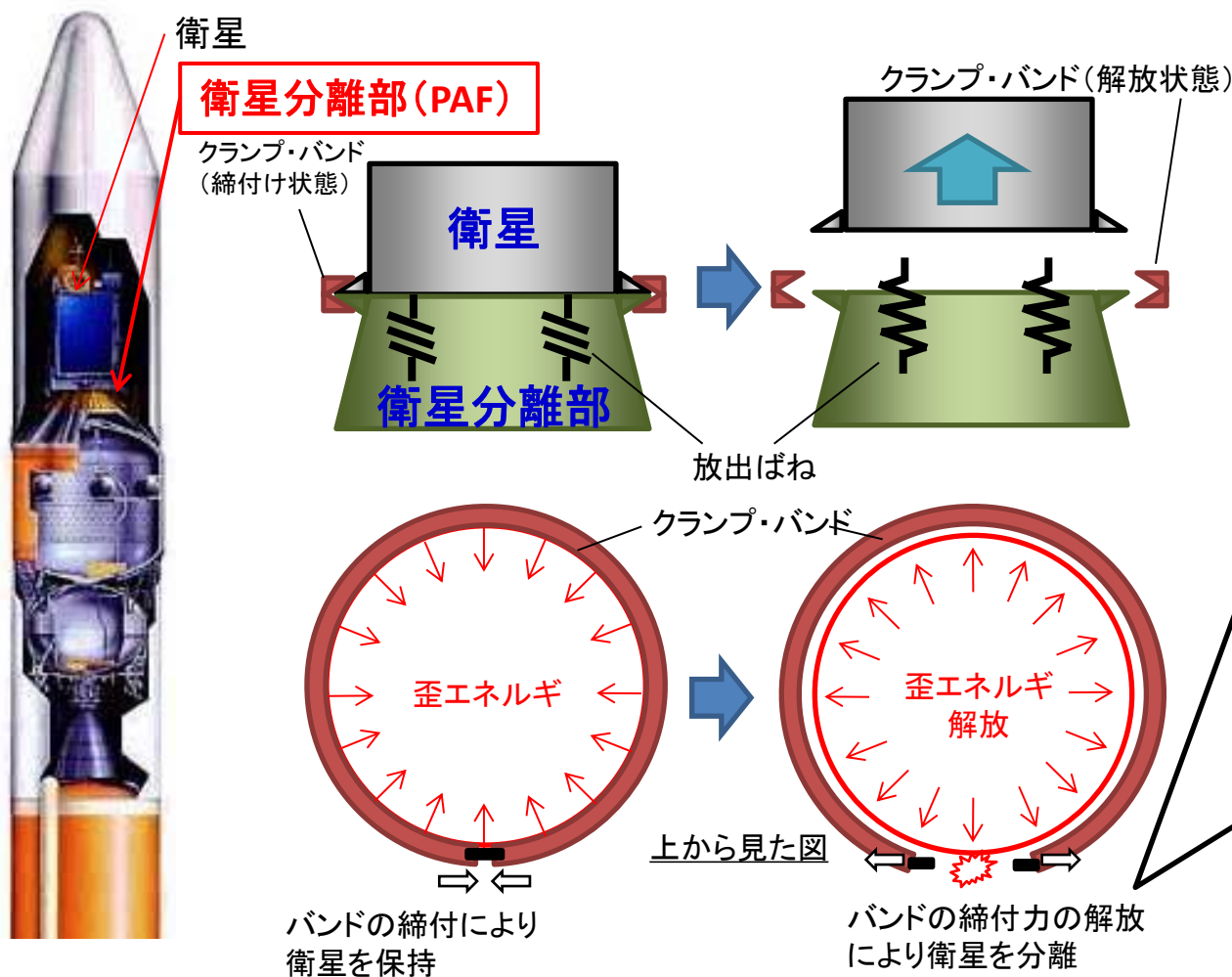
- ロケット打上げ時には、エンジン燃焼の振動やフェアリング分離、衛星分離などの際に衛星に衝撃を与える。そのため衛星は打ち上げ時の衝撃に耐えるように設計・製造される。
- 現在のH-IIA ロケットの衛星衝撃環境は世界の主要ロケットと比べて厳しく、その原因は衛星分離時の分離衝撃にあった。
- 基幹ロケット高度化の「衛星搭載環境の緩和」では、従来とは異なる衛星分離方式を開発し、衛星衝撃環境を世界水準以上に緩和することで、国際競争力を向上させる。



低衝撃分離部実機大認定試験
(於 川崎重工業)



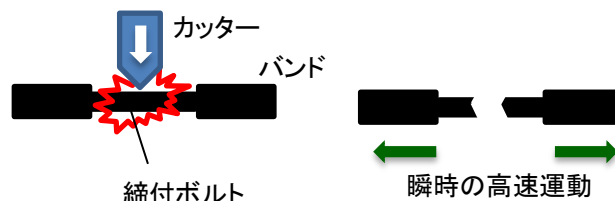
(※1) SRS値(対象物への衝撃に対して固有振動数ごとに計算した加速度応答の最大値)



【従来方式】

爆薬(火工品)の威力を利用して締付ボルトを瞬時に切断

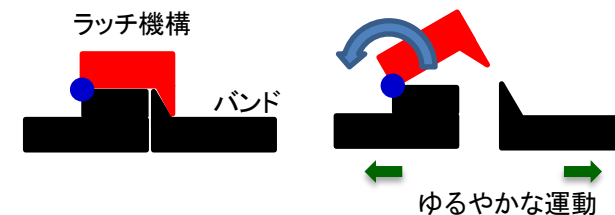
→歪エネルギーが瞬時に解放されるため、発生衝撃が大きい



【新方式】

爆薬を使わずラッチ機構をゆっくりと解放

→歪エネルギーはゆっくりと解放されるため、発生衝撃が小さい





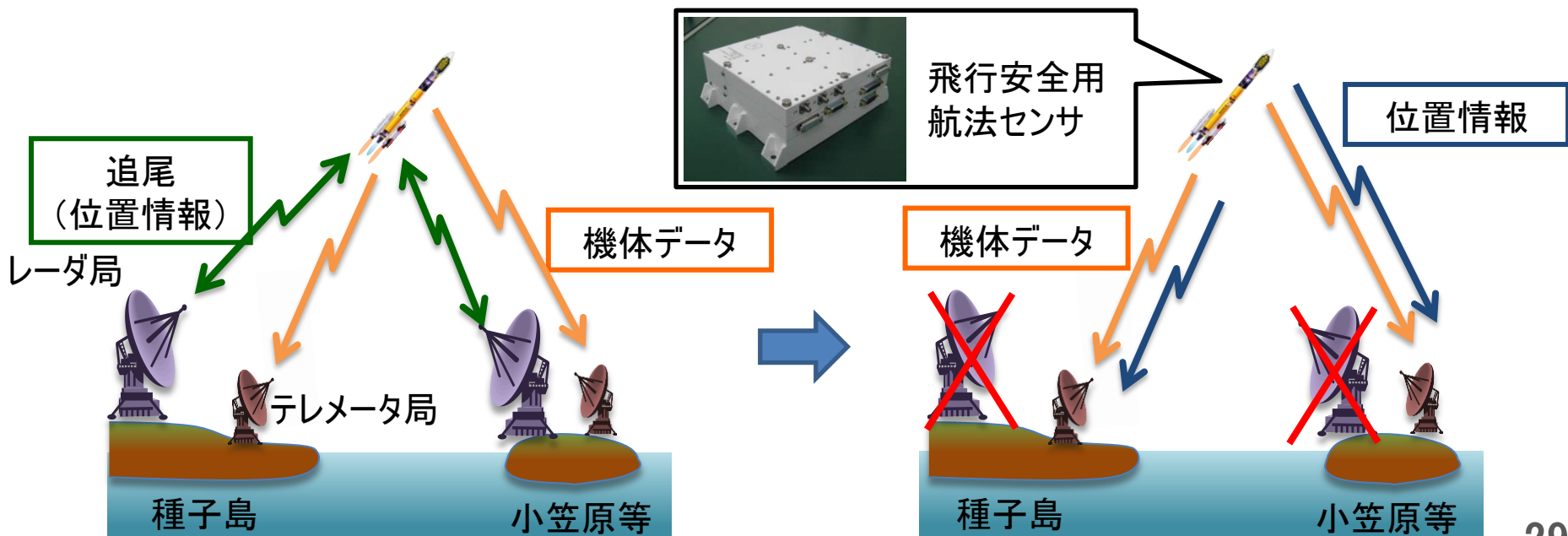
高度化開発項目(3)

地上レーダ不要化に向けた航法センサ開発

JAXA 地上レーダ不要化に向けた航法センサ開発



- H-IIA ロケットは、機体に搭載するレーダトランスポンダ(電波中継器)と地上レーダ局により位置情報を得て、飛行安全管制を行っている。
- 地上レーダ局は老朽化しており、運用を継続するためには今後、大規模な老朽化更新・維持が必要になる。
- 地上レーダ局に代わる追尾手段として複合航法による飛行安全用航法センサ(RIN A)を開発。
- 今後、H-IIA29号機を含めた複数の飛行機会を利用してデータ取得を行い、実用につなげていく。
- 簡素なシステムを構築することで、今後の老朽化更新・維持費用の削減にもつながる。





H-IIAロケット29号機での計画

基幹ロケット高度化プロジェクト

ロケットの機能・性能の向上

(1) 静止衛星打ち上げ性能の向上

< **H-IIA29号機**に適用 >

(2) 衛星搭載環境の緩和

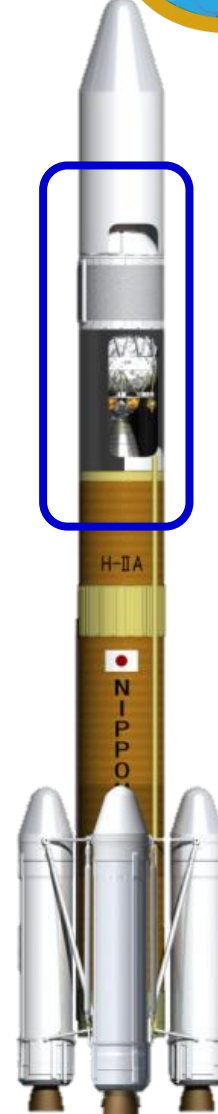
< H-IIA30号機にてデータ取得 >

ロケット運用基盤の強化

(3) 地上レーダ不要化に向けた航法センサ開発

< **H-IIA29号機**にてデータ取得(その後、イプシロンロケット、H-IIBロケットでデータ取得した後、実運用の予定) >

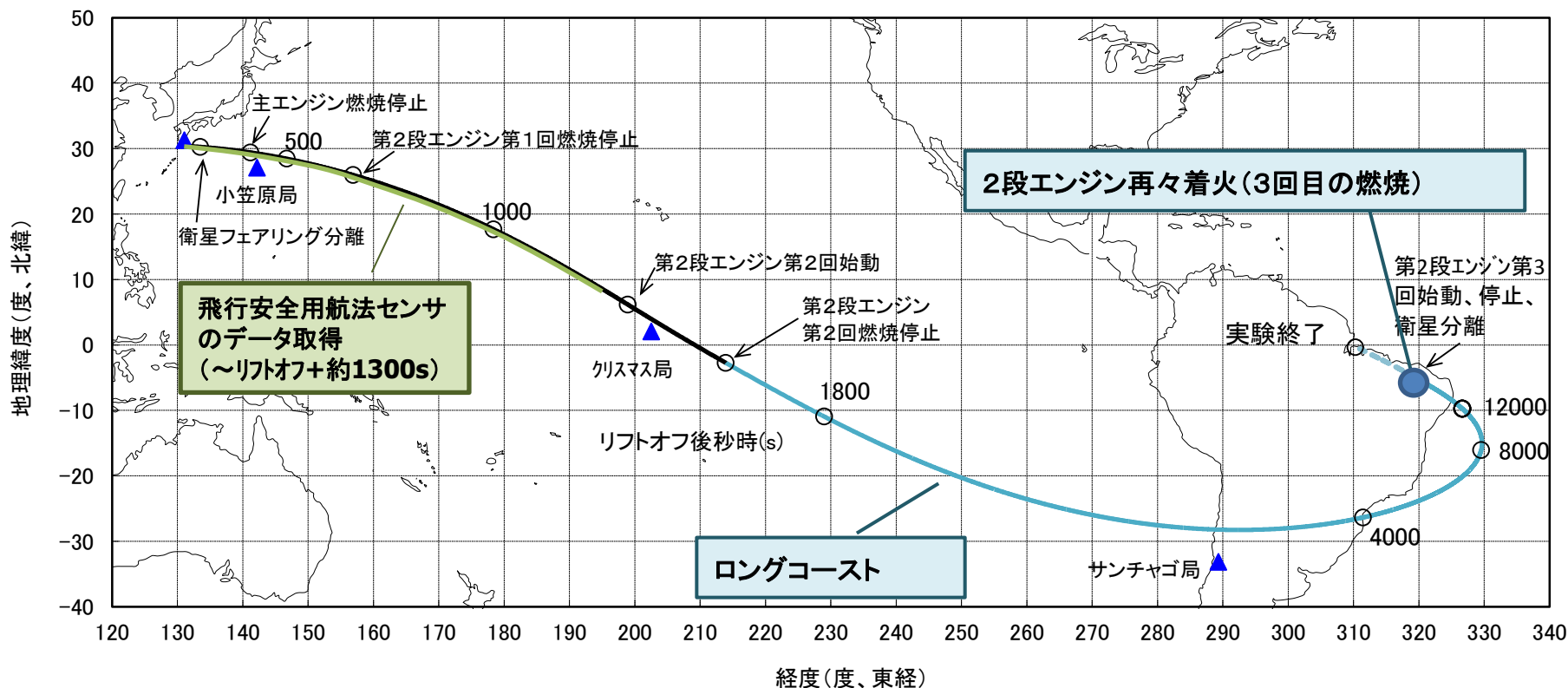
- ✓ (1) 静止衛星打ち上げ性能の向上については、商業衛星の軌道投入に適用する。
- ✓ (2) 衛星搭載環境の緩和及び(3) 航法センサ開発については、主ミッションに影響のない方式でのデータ取得を計画。

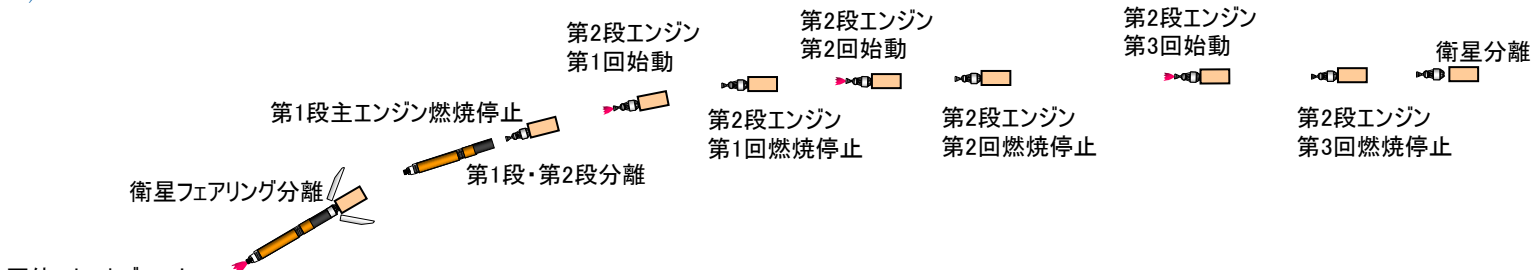


H-IIA 29号機
204型
高度化仕様

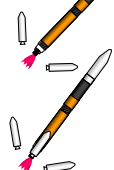
- H-IIAロケット29号機では、基幹ロケット高度化の成果のひとつである「静止衛星打ち上げ性能の向上」の開発成果を適用。
- 第2段エンジンの第2回燃焼停止後、ロングコースト(長時間慣性飛行:約14,000秒*)を行ったうえで、第2段エンジン再々着火(第3回の燃焼)を行い、TELESAT社の通信放送衛星を分離、所定の軌道に投入する。
- 飛行安全用航法センサを搭載し、データ取得を行う。

(※)はやぶさ2の打上げではロングコースト技術を一部適用し、約5,000秒のロングコーストを実施



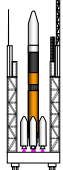


固体ロケットブースタ
第2ペア分離

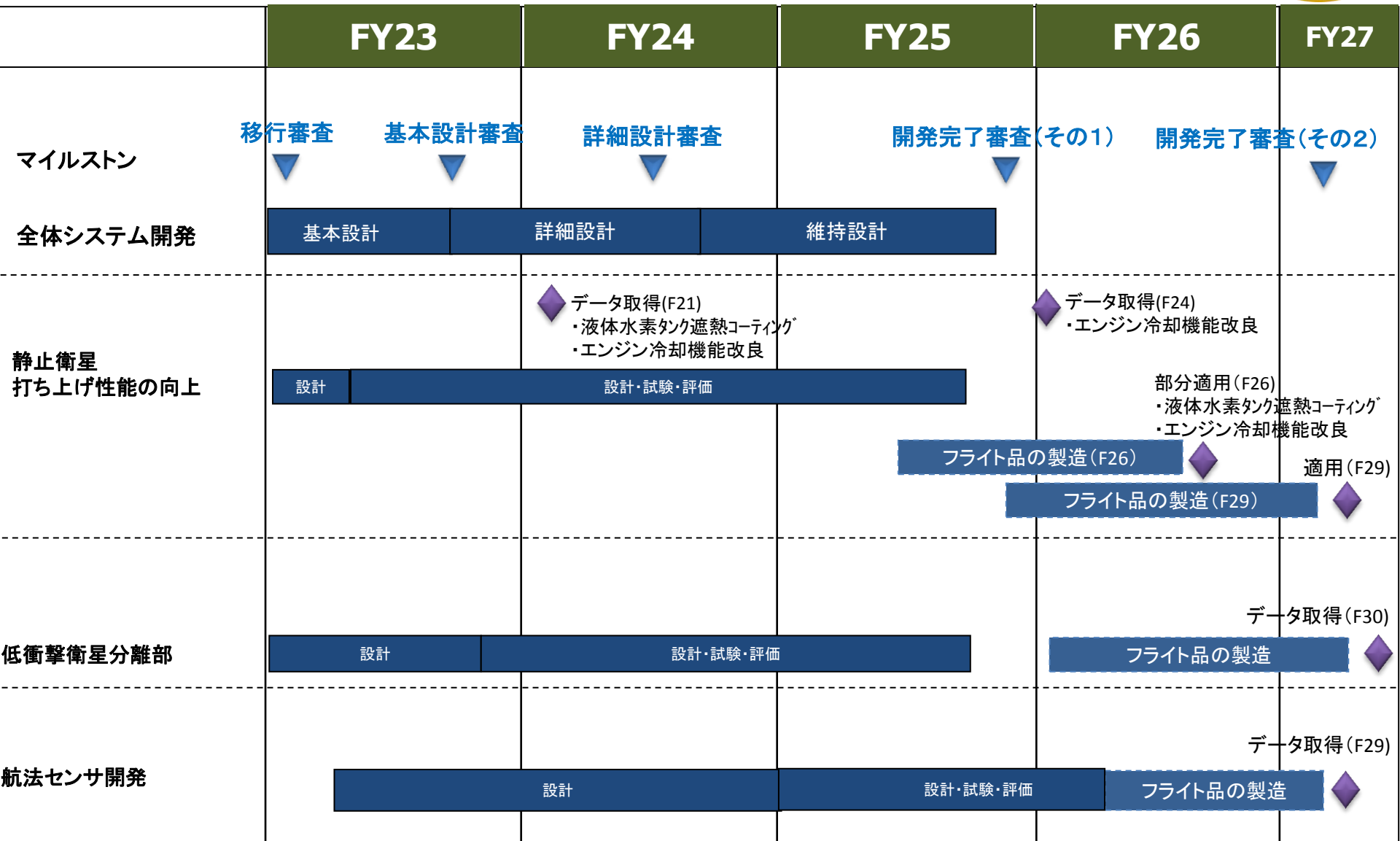


固体ロケットブースタ
第1ペア分離

リフトオフ



	シーケンス	打上後時間	高度 (km)
(1)	リフトオフ	0秒	0
(2)	SRB-A燃焼終了	1分56秒 (116秒)	68
(3)	SRB-A第1ペア分離	2分07秒 (127秒)	79
(4)	SRB-A第2ペア分離	2分10秒 (130秒)	83
(5)	衛星フェアリング分離	3分25秒 (205秒)	150
(6)	第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6分40秒 (400秒)	242
(7)	第1段 / 第2段分離	6分48秒 (408秒)	245
(8)	第2段エンジン第1回始動 (SEIG1)	6分54秒 (414秒)	247
(9)	第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	11分07秒 (667秒)	262
(10)	第2段エンジン第2回始動 (SEIG2)	22分46秒 (1,366秒)	189
(11)	第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	26分37秒 (1,597秒)	197
(12)	第2段エンジン第3回始動 (SEIG3)	4時間22分45秒 (15,765秒)	33,720
(13)	第2段エンジン第3回燃焼停止 (SECO3)	4時間23分31秒 (15,811秒)	33,754
(14)	衛星分離	4時間26分56秒 (16,016秒)	33,902
(15)	追加データ取得実験終了	5時間36分16秒 (20,176秒)	35,553



- 基幹ロケット高度化は、信頼性の高いH-IIAロケットの設計を大きく変えることなくニーズの変化に対応したロケットとする改良開発。
- ロケットの機能・性能の向上により、これまで打ち上げることができなかった海外の通信衛星など商業打ち上げ市場に対応する能力を手に入れることができる。
- 運用基盤の強化により、地上設備の簡素化を実現し、設備の老朽化更新・維持費の縮減につながる。
- 基幹ロケット高度化は、日本のロケット技術のステップアップであり、その成果はH-IIAロケットの性能向上だけではなく、H3やイプシロンにつなげる。

- 自転する地球表面との相対関係を常に一定に保つ軌道
 - 衛星の軌道周期を地球の自転周期(23時間56分4.09秒)と一致させる
 - 軌道周期は衛星の高度(軌道半径)で決まる
 - 軌道長半径 a :42164km(高度:約36000km)、速度:約3km/s
 - 軌道面が赤道面内(軌道傾斜角 $i=0$)、円軌道(離心率 $e=0$)

- ⇒地表から見ると空に静止しているように見える利点:衛星から常に同じ地表が見える
 - 欠点:地表から遠い通信に電力が必要
 - 細かい観測が出来ない

- 通信衛星、気象衛星に利用
 - 通信:きく8号、きずな、商用通信衛星
 - 気象:ひまわりシリーズ

