

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

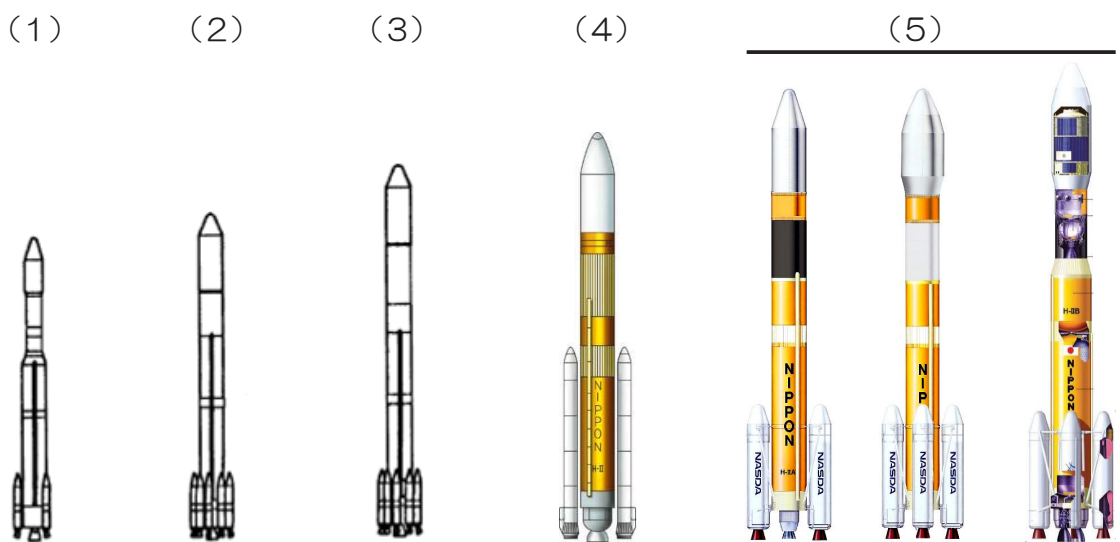
1. N・H系ロケットの歴史と現状
2. 宇宙輸送システムの
 - a. 開発と数値シミュレーション
 - b. 企画と数値シミュレーション



渡辺篤太郎
元H-IIAプロジェクトマネージャ

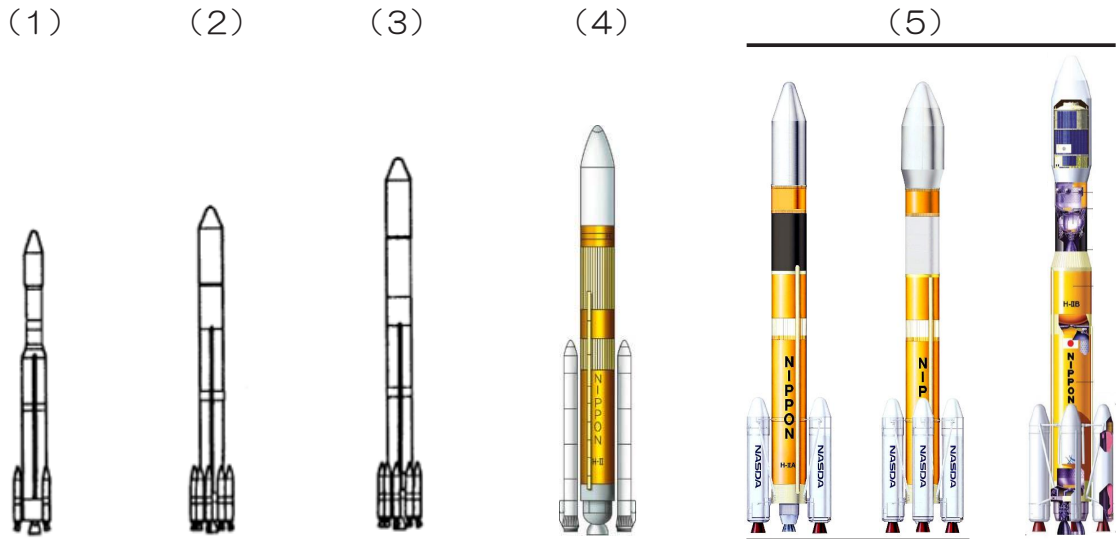
出展：JAXAデジタルアーカイブス

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)



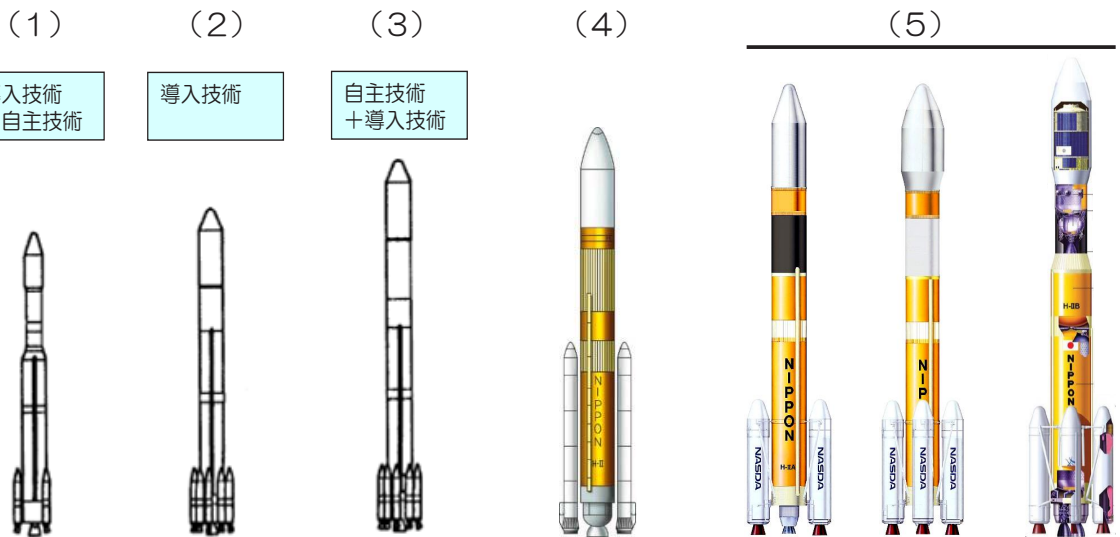
名称： N-I N-II H-I H-II H-II A H-II B

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



開発目的 (2)



名称： N-I N-II H-I H-II H-II A H-II B

開発目的

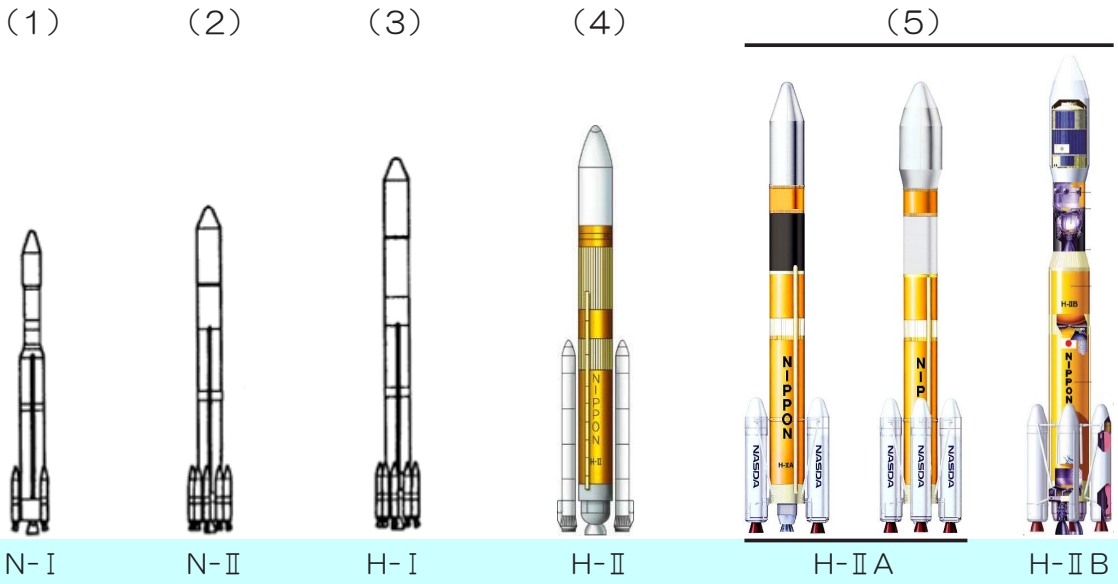
自主技術の研究開発
 ○ 第2段 (液酸液水推進系)
 ○ 慣性誘導システム
 ○ 第3段固体ロケット

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



開発目的 (3)

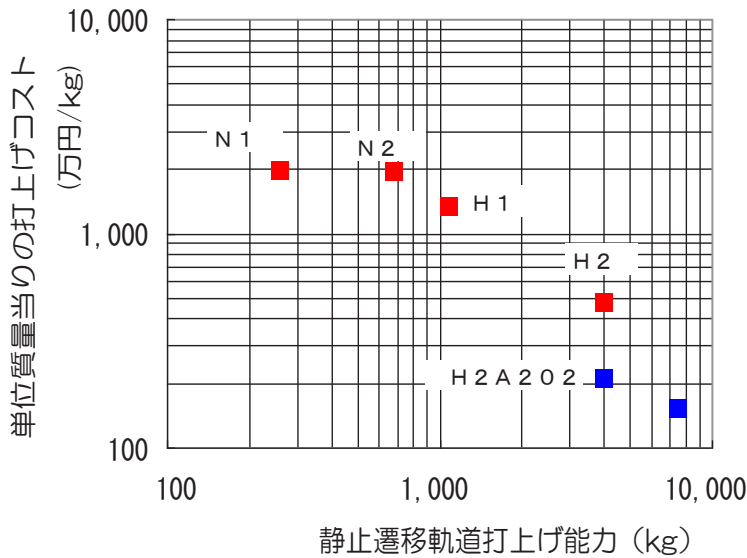


開発目的

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、
単位質量当たりの打上げ
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

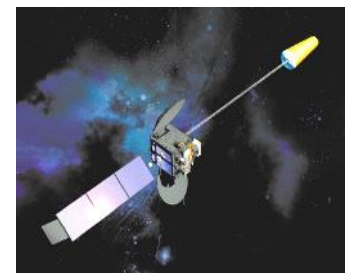
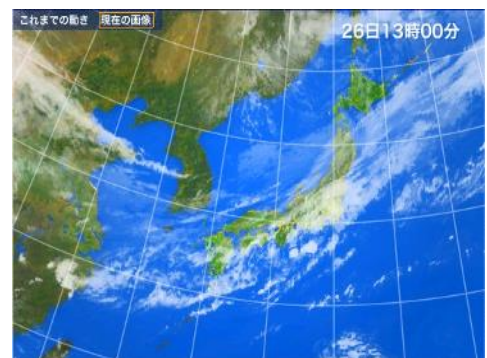
■ 効果

- 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（H2A 22機（内1機失敗）, H2B 4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）

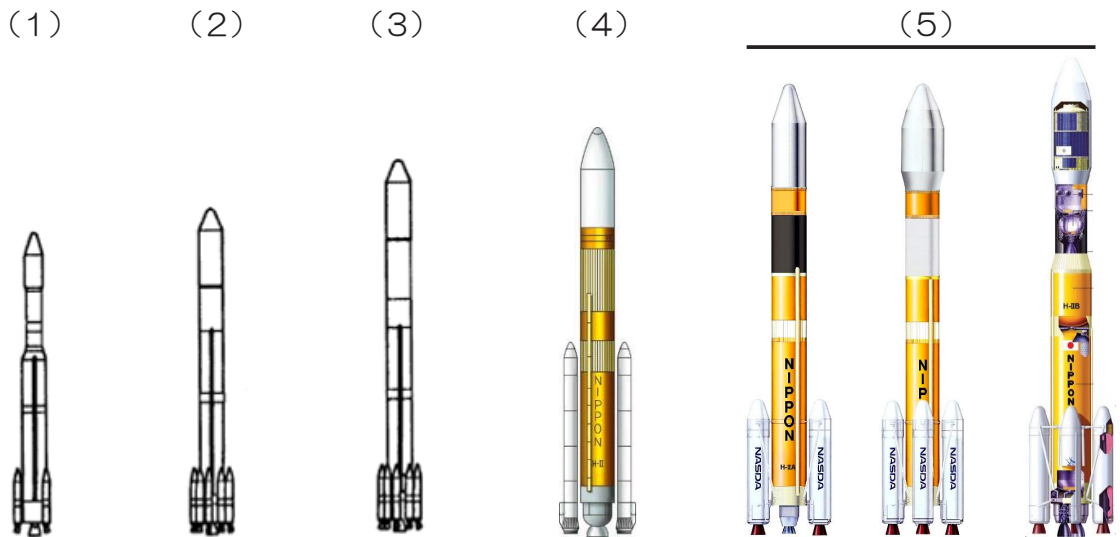
- N1～H2の時代：25年間に31機打上げ = 1.1機/年
- H2A以降：12年間に26機打上げ = 年間2.2機/年

■ 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

2機失敗

1機失敗

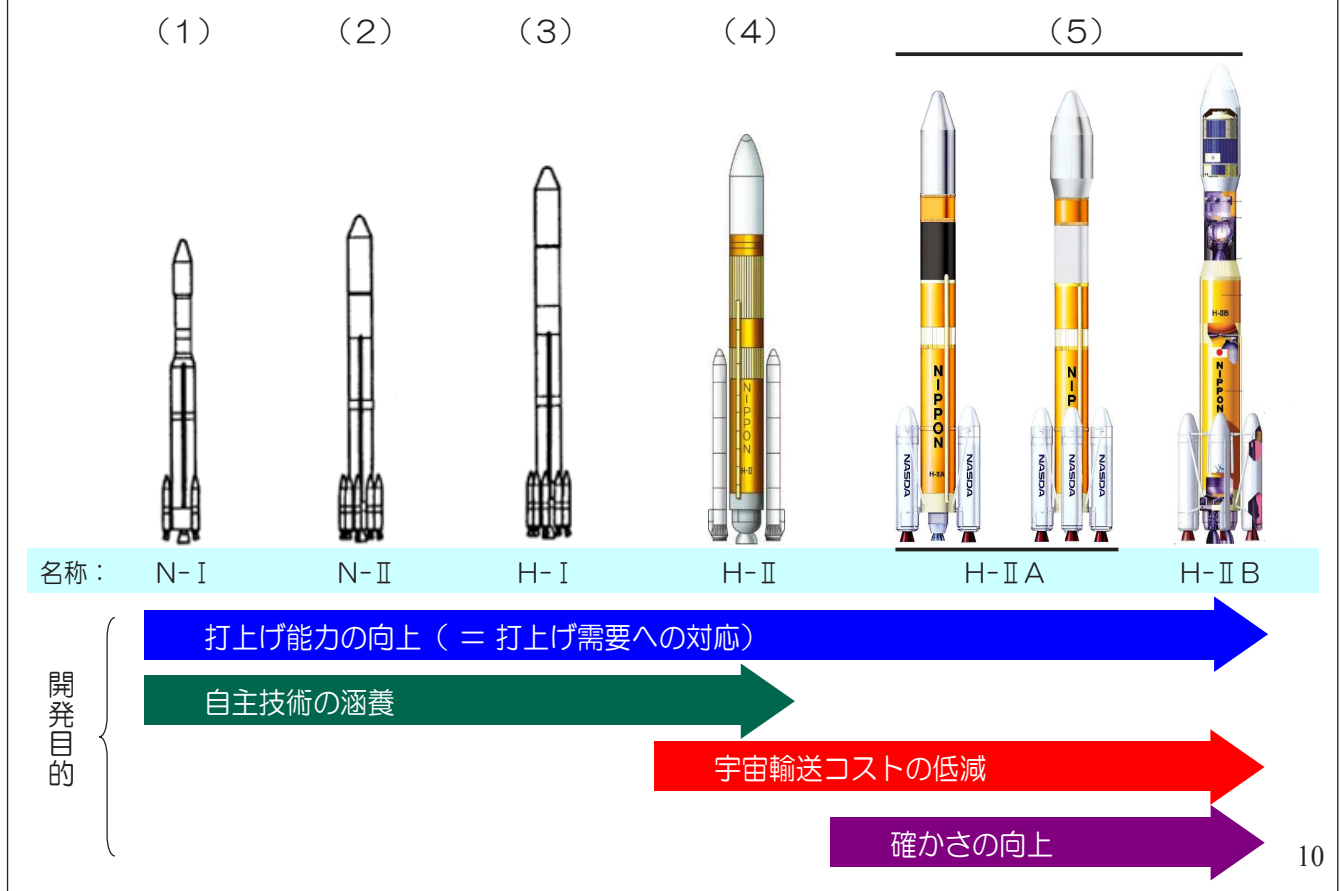
確かさの向上

ミッション達成率：95%

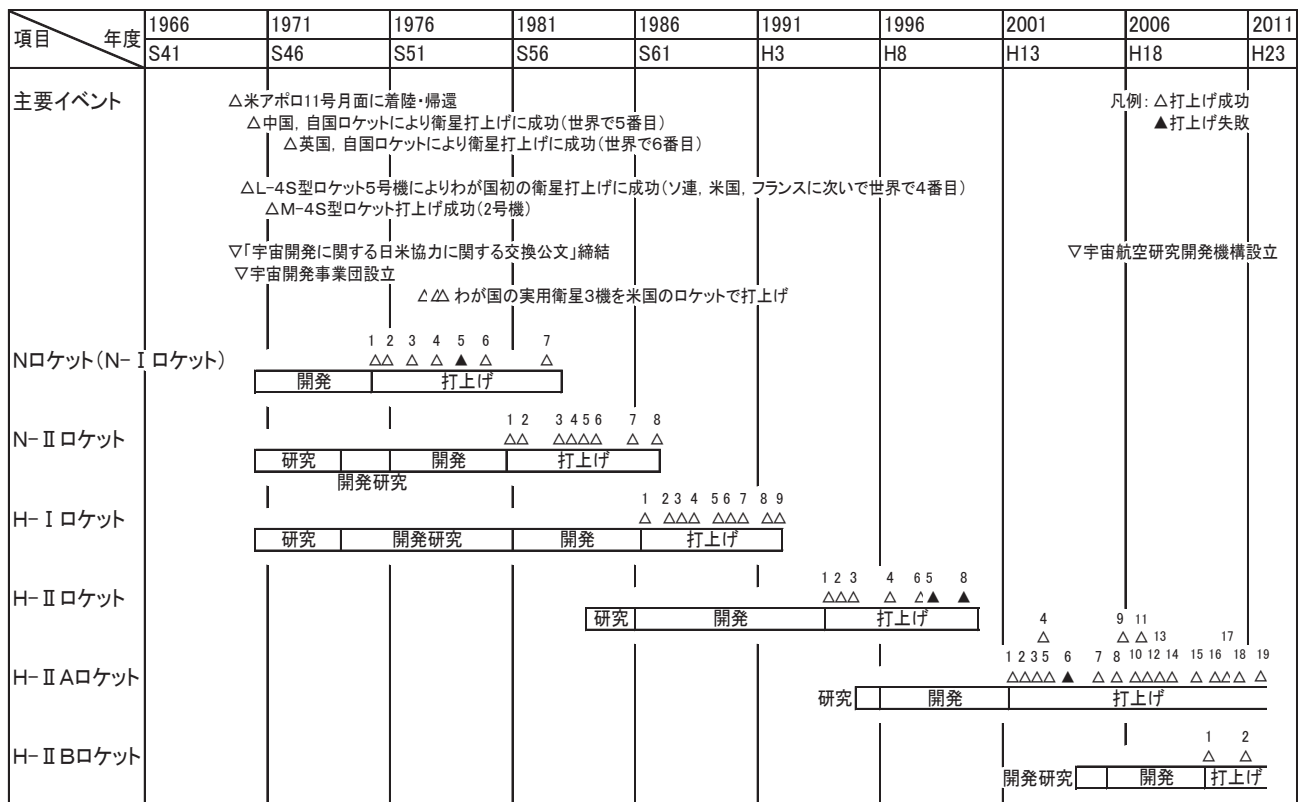
開発目的

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



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!

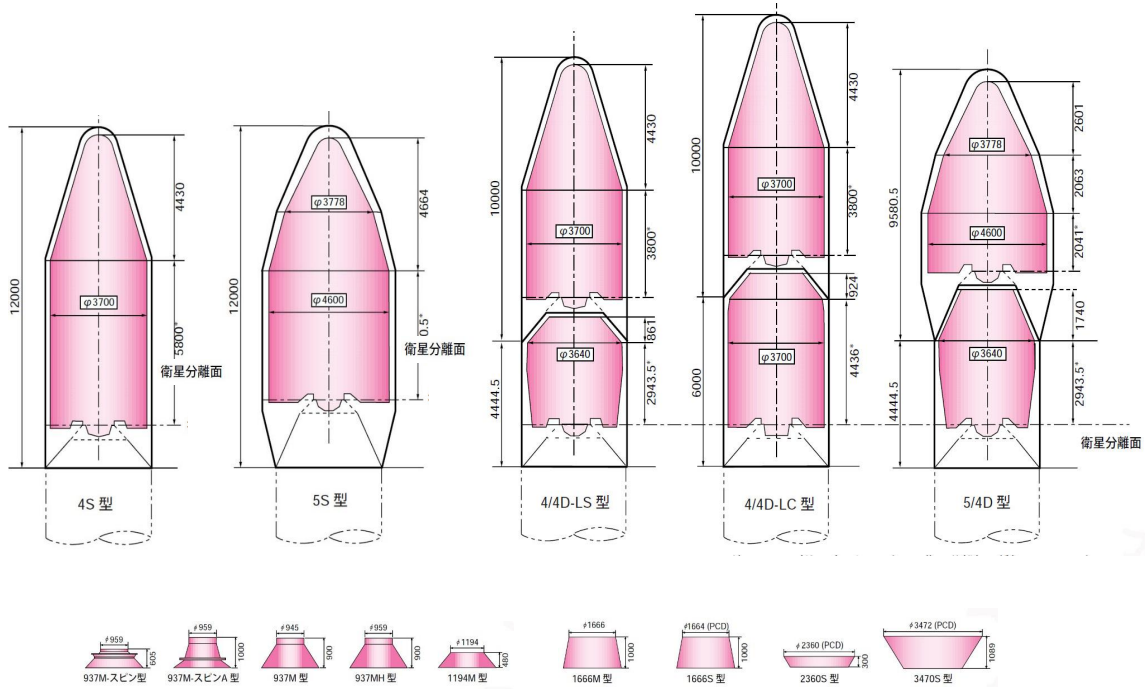
End to End Test.

◆ 実はフレーズの通りに開発を行うことは難しい。

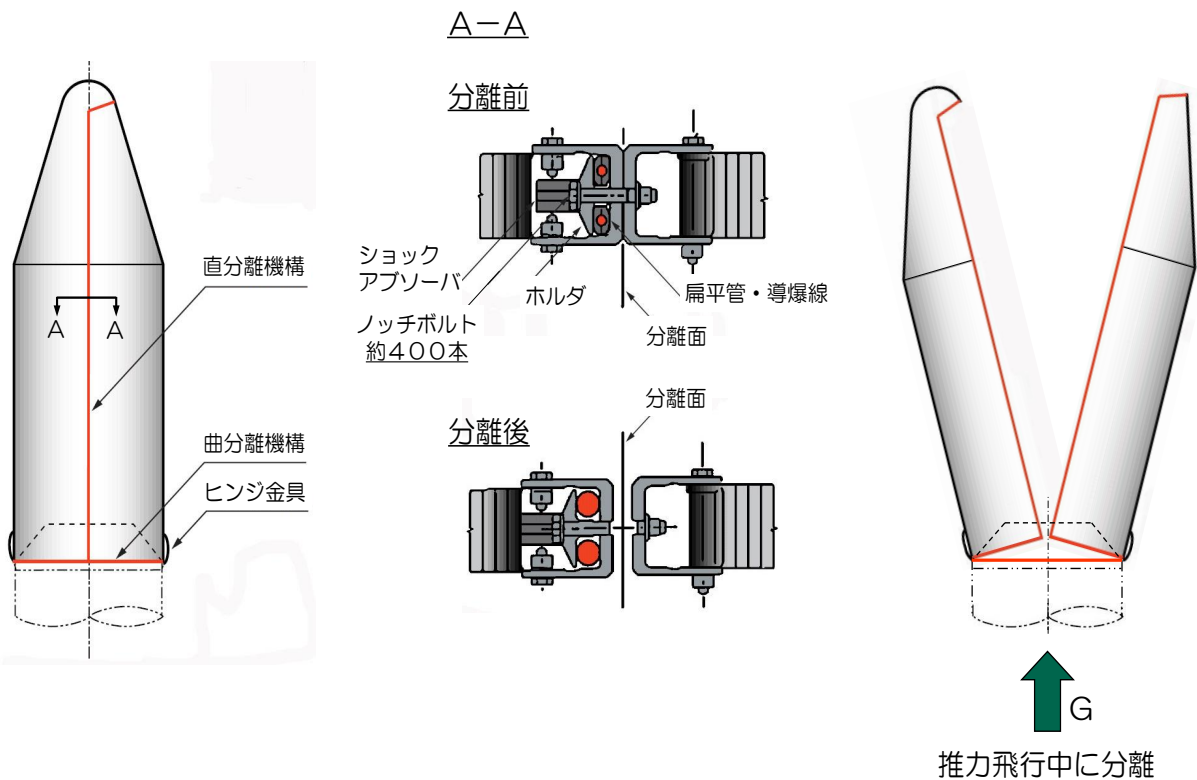
- ロケットは元来真空・無重力中で動作するシステム
- 開発環境は、一部を除いて大気中，1気圧，1G環境
- 実飛行では，空気力，空力加熱，真空，高加速度，無重力，振動等が複合作用
- 供試体の開発費，試験費は高額（可能な範囲で省略せざるをえない）

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

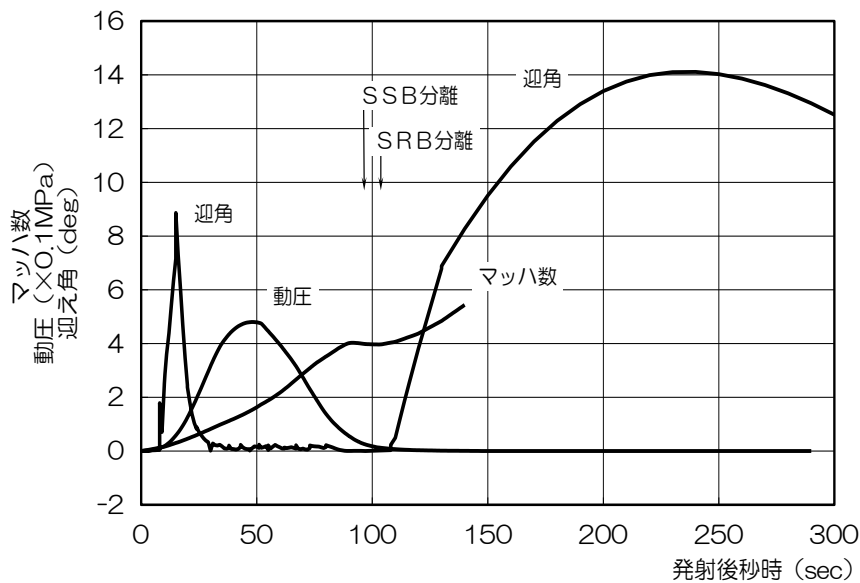


H2F3の飛行シーケンス（ノミナル飛行経路）



16

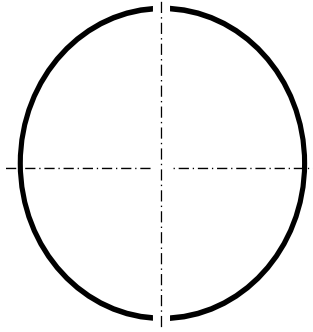
H2F3の飛行シーケンス（ノミナル飛行経路）



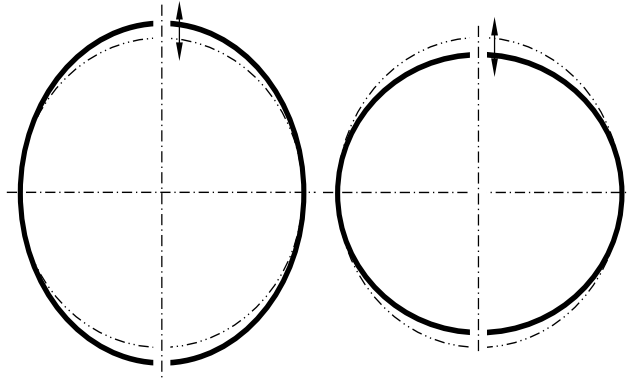
- ・ノミナル飛行経路：標準風モデルに対して設計。
- ・打上げ時の風向，風速は必ずしも標準風モデルに一致しない。
→ フェアリングが受ける空力加熱は不均一。

17

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

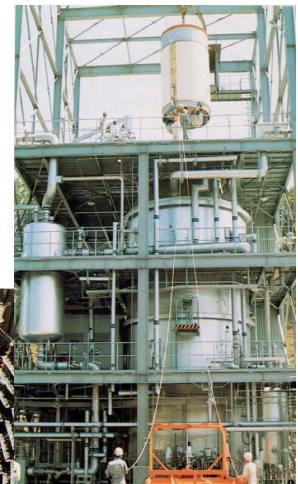


開頭・分離試験（大気中）

- 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（システムの案、サブシステムの主要諸元）

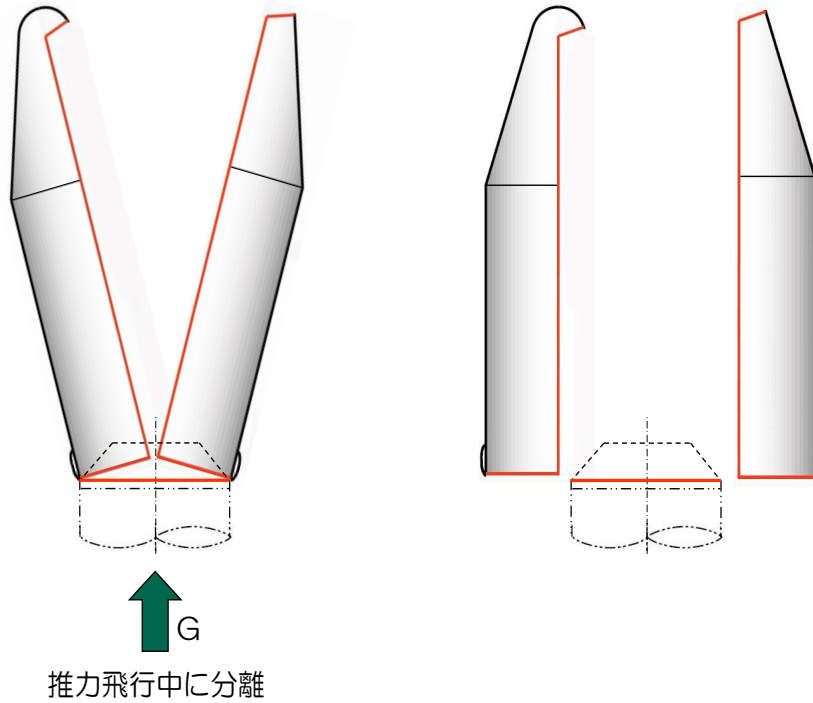
- ◆ 予算が極めて少ない。
- ◆ 提案やトレードオフは、開発経験者の知見、過去の開発データ、文献情報等に基づく。
→ 相応の試作試験に基づくものもあるが、多くの課題は「開発段階で確認」。
開発段階で開発と研究を同時並行的に実施。ときに開発遅延や開発費増の一因。
- ◆ 「確実な開発」を期す。
→ 革新的なコンセプトや新技術を取り入れにくい。
- ◆ 企画段階で試作試験を伴うトレードオフを実施できれば・・・。

21

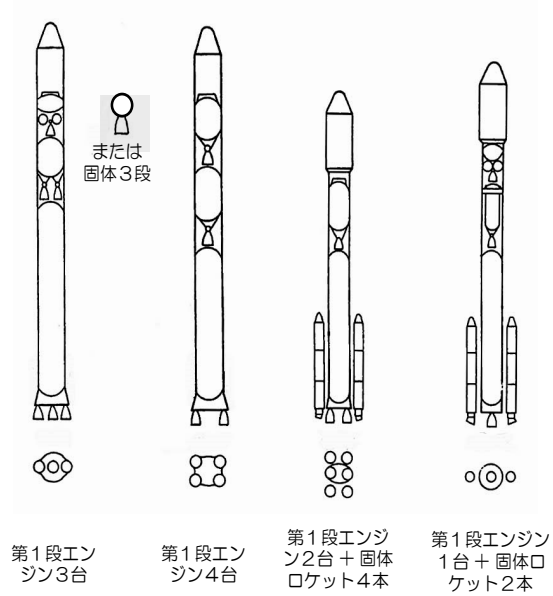
衛星フェアリングの代表的な開頭方式

クラムシェル開頭方式

平行開頭方式

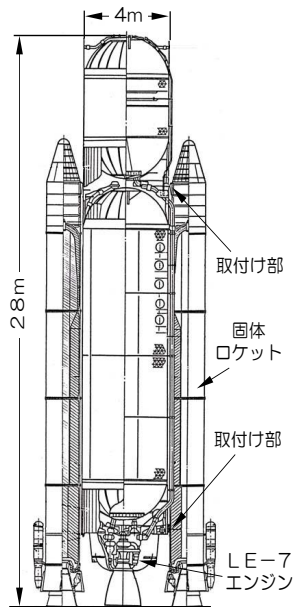


検討途上のH2ロケット案



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（燃烧室周りの艀装）
- ◆ 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

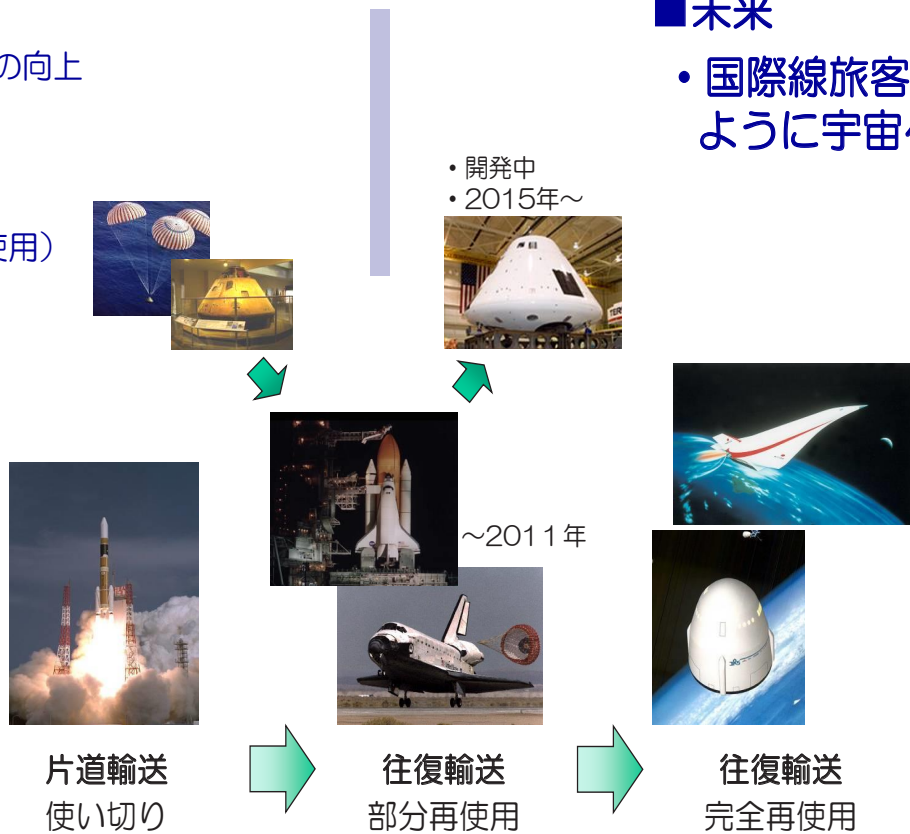
宇宙輸送の現状と未来

■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)

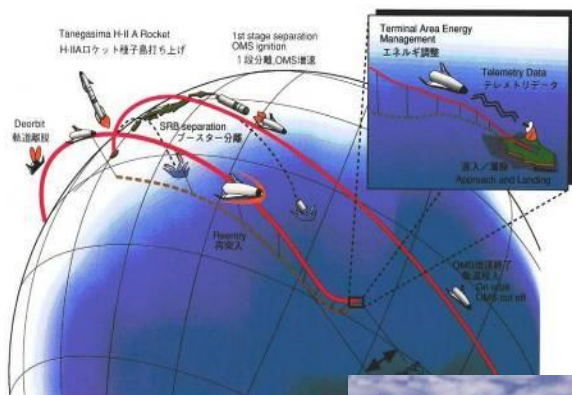
■未来

- 国際線旅客機のように宇宙へ



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

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
 - ・ ？