

次世代中型ロケット GX ロケットの開発

Development of the GX Launch Vehicle, New Medium Class Launch Vehicle of Japan

泉 山 卓 航空宇宙事業本部宇宙開発事業推進部 主幹
志 佐 陽 航空宇宙事業本部宇宙開発事業推進部 主幹
小 林 健 児 株式会社ギャラクシーエクスプレス 技術総括部 部長

GX ロケットは、今後見込まれる中小型衛星の多様な打上げ需要への柔軟な対応や、基幹ロケットの補完、LNG エンジン技術の獲得などを目指している中型ロケットである。本稿では、GX ロケットの構成、他ロケットとの技術的独立性や LNG エンジン使用の特長、基本諸元・性能を紹介するとともに、今後の発展構想について紹介する。

The GX Launch Vehicle is a medium class Launch Vehicle, objectives of which are to support launching demand for medium-size satellite flexibly, to be back-up for the national main space transportation system, and to establish LNG propulsion system technology. This paper describes outline of the GX program such as its configuration, program merits including establishment of the LNG propulsion system, the main characteristics and its performance, etc. The future development concept of the GX is also described.

1. 緒 言

GX ロケットは、今後見込まれる中小型衛星の多様な打上げ需要への柔軟な対応、また基幹ロケットの補完を目的として、2010 年代半ばからの運用を目指して開発している我が国の中型ロケットである。第 1 図に GX ロケットの外観を示す。2 段には将来有望な液化天然ガス (LNG) を燃料とするエンジンを搭載予定であり、開発の過程で LNG エンジンの技術を獲得することによって、将来の宇宙輸送系の開発において我が国が国際的な優位性を発揮することも期待されている。

本稿では、GX ロケットの特長や仕様などプロジェクト

の概要を紹介するとともに、今後の発展構想についても紹介する。

2. GX ロケットの概要

2.1 GX ロケットの構成

GX ロケットは 2 段式の液体ロケットである。第 2 図に GX ロケットの構成を示す。

1 段には米国の最新鋭ロケットで国際的な信頼性も高いアトラス V ロケットの 1 段を採用し、2 段には日本が世界に先駆けて実用化を目指して開発している LNG エンジンを搭載する。日米の最新ロケット技術を組合せた構成であり、GX ロケットは、宇宙開発における日米協力のシンボリックプロジェクトになりつつある。

将来的には日本での打上げを期待しているが、早期に実証試験機を打ち上げて、ロケットの運用を開始できるようにするため、同じ 1 段を使用しているアトラス V ロケットの打上げ基地である米国西海岸射場 (バンデンバーグ空軍基地: 以下、VAFB と呼ぶ) を改修して、共用することを検討している。第 3 図に実証試験機打上げ射場候補 (VAFB) を示す。

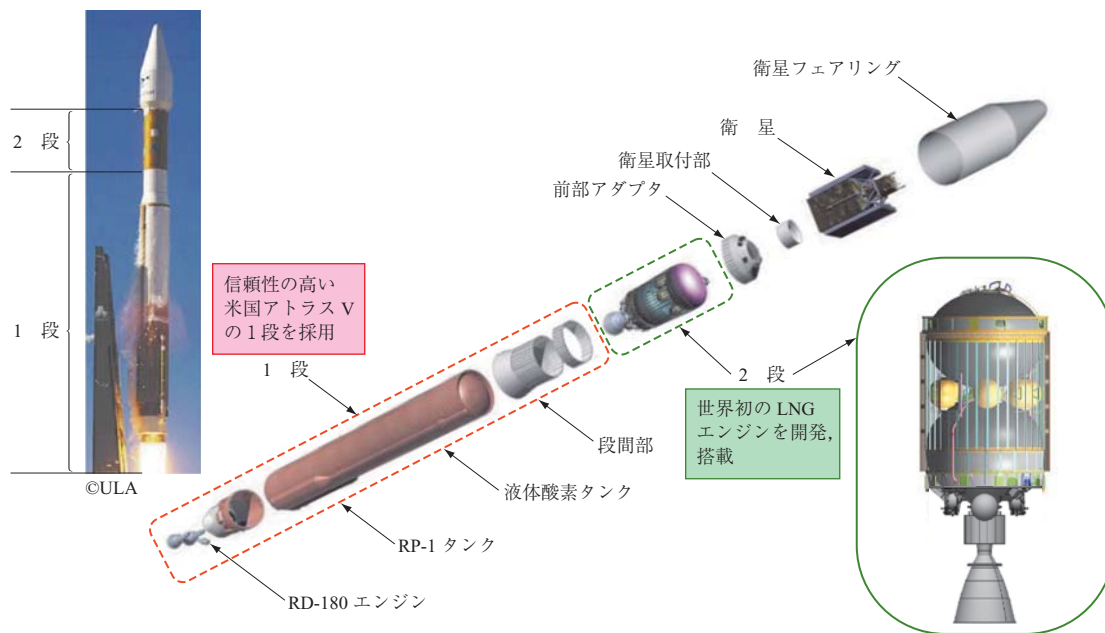
2.2 GX ロケットの特長

2.1 項で述べた構成から GX ロケットは、① 将来性の高い LNG エンジン技術の獲得 ② 基幹ロケットの補完 ③ 米国最新技術の活用 ④ 柔軟な射場の活用、という特長をもつ。

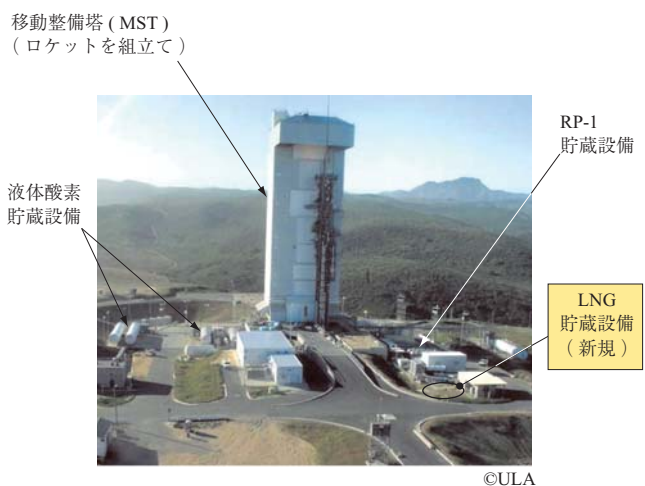


第 1 図 GX ロケット

Fig. 1 Conceptual image of the GX launch vehicle



第2図 GX ロケットの構成
Fig. 2 Major components of the GX launch vehicle



(注) RP-1: ロケットエンジン用燃料, ケロシン

第3図 実証試験機打上げ射場候補 (VAFB)
Fig. 3 Launch site candidate for demonstration flight of the GX launch vehicle (VAFB)

2.2.1 LNG エンジン技術の獲得

LNG エンジンの特長を第1表に示す。LNG エンジン はこれらの特長のため、ロケット用エンジンとしてだけでなく、月・火星探査機に搭載するエンジンとしても注目されており、GX ロケット開発を通じて将来輸送系技術を獲得することができる。

2009年6～9月に、実使用时间より長い600秒の長秒時試験を含む一連のエンジン燃焼試験が成功した。この成功によって、LNG エンジンの技術的見通しが得られ、GX ロケットでの実用化に大きく前進することができた。

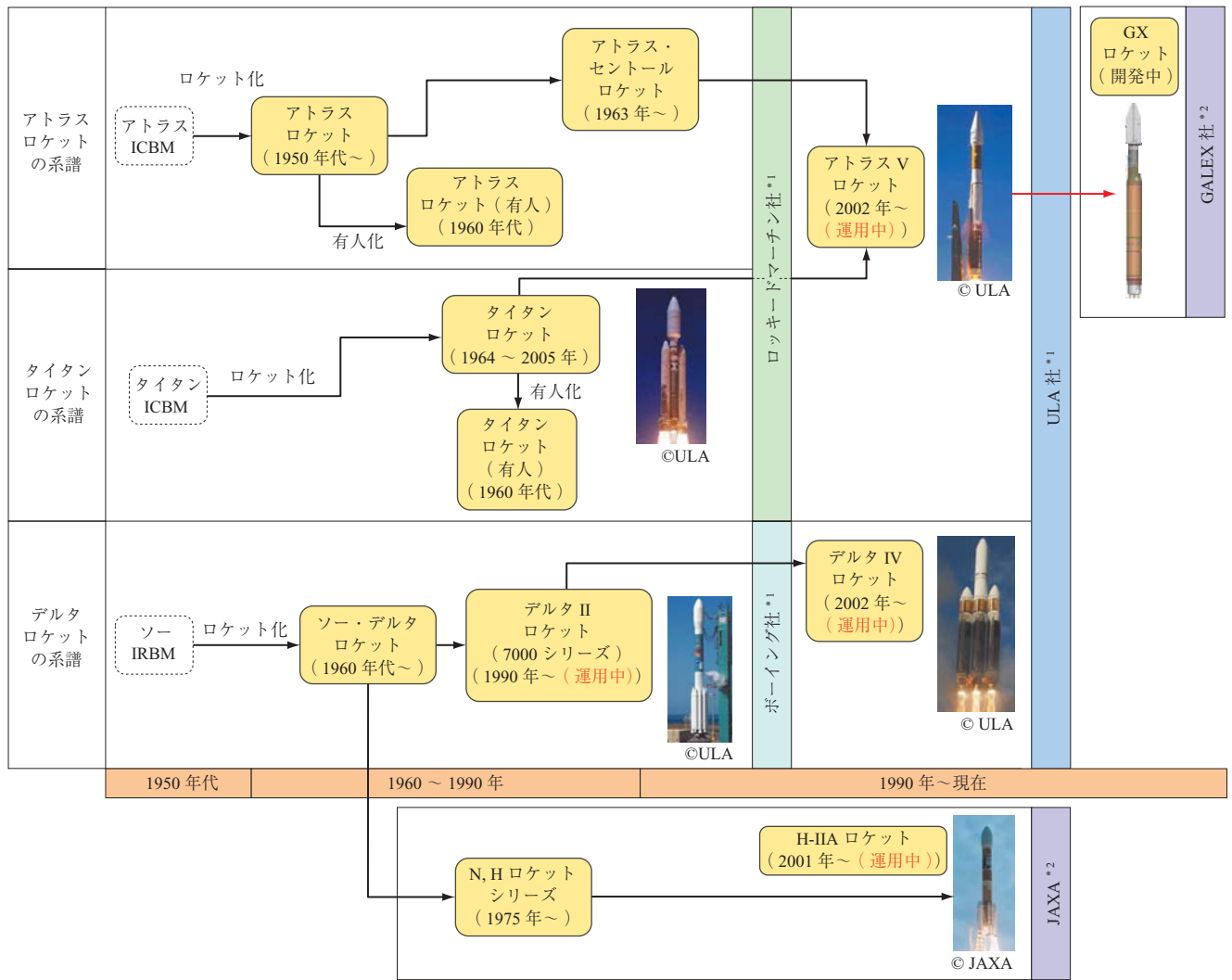
第1表 LNG エンジンの特長
Table 1 Merits of LNG (methane) engine

メリット	特長
環境に優しい	固体燃料と比べると、燃焼ガス中に塩化物を含まないためオゾン層を破壊しない。 炭化水素系燃料ではメタン (LNG の主成分) は最も分子量が小さいため、環境負荷が小さい。
低コスト	液体水素と比較して単位質量当たり約 250 分の 1 になる。
取扱いが容易	液体水素と比べて沸点が高く (-253℃に対して約 -160℃)、密度が高い (0.07 g/cm ³ に対して 0.43 g/cm ³) ため、弁類などの使用温度や要求仕様の軽減や機器の小型化が可能になり、製造・試験が容易になる。
長期保管性	液体水素と比べて沸点が高いため、宇宙空間で気化することなく、長期の保管が可能になる。
無毒性	ヒドラジンなどの貯蔵型推進剤と比べて毒性がないため、有人ミッションでの安全性が高い。

2.2.2 基幹ロケットの補完

信頼性が高いロケットでも平均すると 20 回に 1 回程度は失敗をする。打上げに失敗した場合、同型ロケットのみならず、同じ技術を用いていれば他機種でも、失敗が連鎖しないように、不具合原因究明・是正措置がなされるまでは、打上げを再開することができない。このため、基幹ロケットと異なる技術を用いた補完機 (バックアップ機) を所有することが重要であると考えられている。

第4図に示すように、H-IIA ロケットは米国デルタロケットの技術を自主技術化したものを使用している。GX ロケットはロッキードマーチン社 (現、ユナイテッド・ローンチ・アライアンス社 (ULA 社)) と共同で開発することによってアトラス、タイタンロケットの技術を踏襲



第4図 日米ロケットの系譜
Fig. 4 Japan-U.S. launch vehicle lineage

(注) *1:米 国
*2:日 本

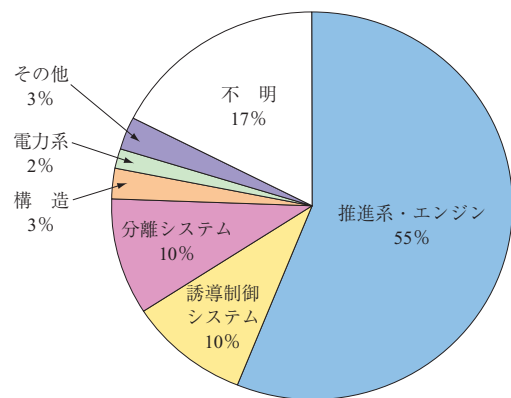
する。すなわち、異なる系譜の技術を使用する。

また、第5図⁽¹⁾に示すように不具合の大半は推進系・エンジンに起因する。GX ロケットは LNG エンジンを使用するため、液体水素エンジンを使用する H-IIA ロケットとは、この点でも技術が異なっている。

これらの技術の独立性から、GX ロケットは H-IIA ロケットの補完機としての役割を果たし得るロケットである。

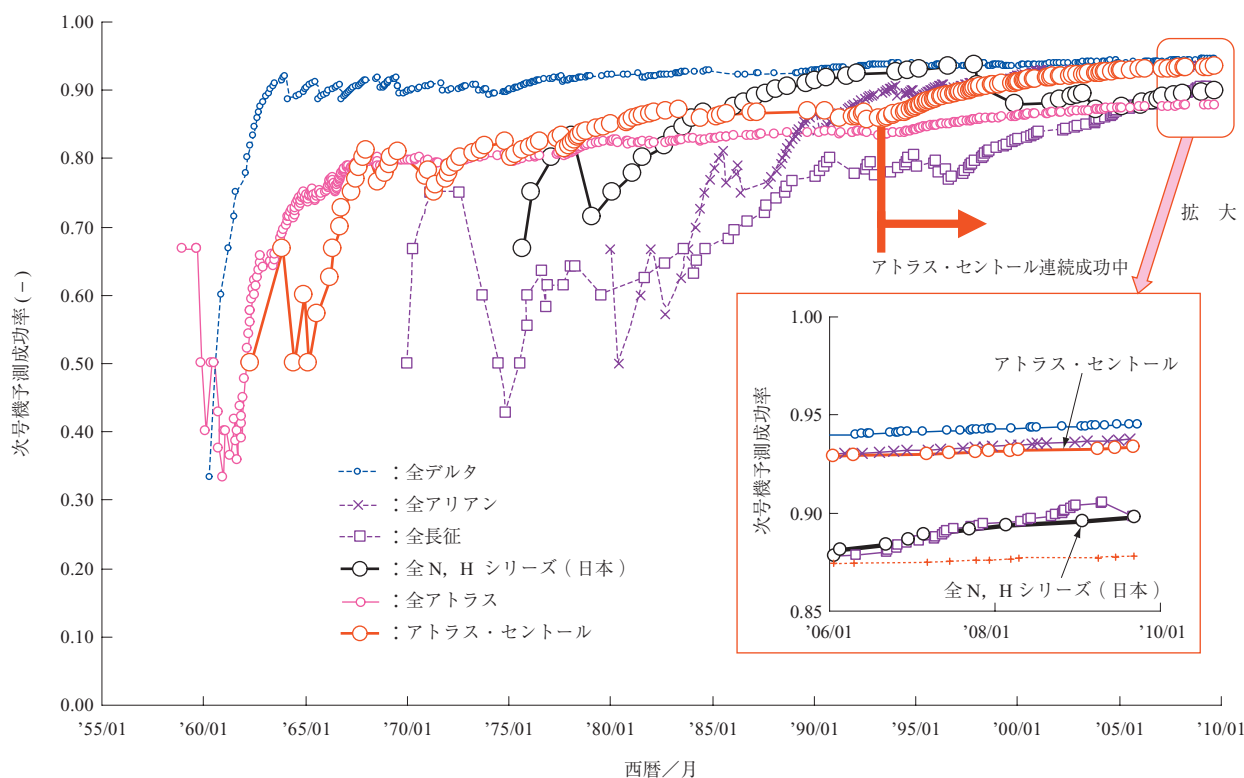
2.2.3 米国最新技術の活用

アトラスロケットは、米ソのロケット揺籃期から運用され続けており、長い歴史の中で技術ノウハウが蓄積されてきた。このため、現アトラスロケットの原型であるアトラス・セントールシリーズ（1963年から運用）の信頼度（次号機予測成功率）は世界最高級である。第6図に主要なロケットの信頼度（次号機予測成功率）を示す。ま



第5図 ロケットの不具合原因（1980～1999年）
Fig. 5 Launch vehicle subsystem failure (1980-1999)

た、アトラスロケットは1993年以降80機以上連続して成功していることから、最も信頼性の高いロケットであると評価されている。



第6図 主要なロケットの信頼度 (次号機予測成功率)
 Fig. 6 Major launch vehicle reliability (Mean predicted probability of success for next launch attempt)

アトラス V ロケットは、米空軍が発展型使い切りロケット (EELV) として開発し、2002 年から運用を開始した基幹ロケットで、アトラスシリーズの最新型ロケットである。最新技術の適用に加え、運用・整備の標準化や発展性を考慮して設計されている。

GX ロケットは、このアトラス V ロケットを使用するとともに、アトラスロケットで実績が確認されている信頼度を高めるエンジニアリング技術を導入することによって、高い信頼性が期待できる。

2.2.4 柔軟な射場の活用

米国の打上げ射場である VAFB は日本の射場と比べて以下のメリットがある。

- (1) ロケットの打上げ能力最大化 (極軌道)

地球観測衛星などの極軌道衛星を打ち上げる場合、陸地・島を迂回することなく、真っ直ぐ南方に打ち上げることができる。
- (2) 打上げ時期の制約なし

1 年中、また 1 日のどの時間帯でも打ち上げることができる。

現在の日本の射場は打上げ可能期間が年間最大 190 日に制約されているため、軽微な異常でも、発生すると最悪数か月打上げ延期となる可能性がある。

(3) 高度なセキュリティ環境の提供

米軍基地内にあるため周辺監視や設備の管理が厳格であり、不審者の接近を排除することができる。

GX ロケット実証試験機の打上げを VAFB で行う場合、上記のメリットが期待できるとともに、得られた経験を生かすことによって、将来の日本の射場開発・運用における技術リスクを低減できる。

3. GX ロケットの性能・諸元

3.1 GX ロケットの主要諸元

GX ロケットの主要諸元を第 2 表に示す。全長約 50 m 強、衛星を除いた推進薬搭載時の全備質量が約 300 トン強のロケットである。衛星フェアリング (衛星を守るために使用されるカバー) については、中型衛星用として直径 3.3 m を基本としているが、H-IIA ロケットとの互換性を確保するため、オプションとして直径 4 m の衛星フェアリングも検討中である。

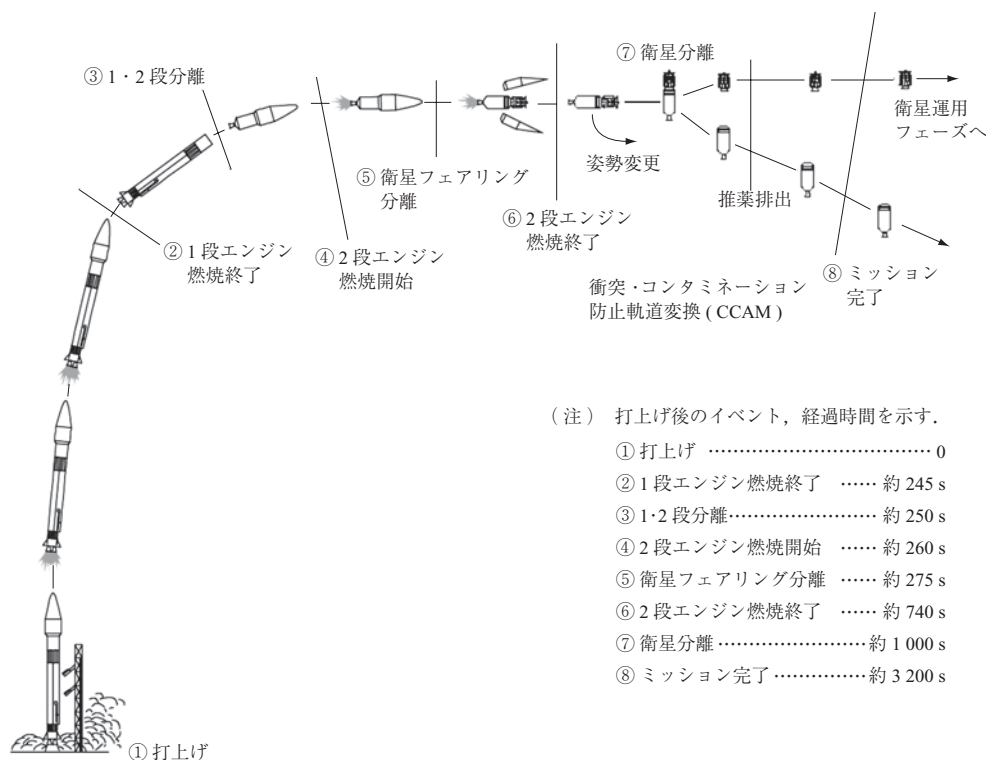
3.2 飛行プロファイル・打上げ能力

GX ロケットの飛行プロファイルを第 7 図に示す。打上げ後、1 段エンジンが約 4 分間燃焼、その後、1 段を分離、2 段エンジンが約 8 分強燃焼し、所定の軌道に衛星を投入する。衛星フェアリングは 2 段飛行中に分離

第2表 GX ロケット主要諸元
Table 2 Major characteristics of the GX launch vehicle

項目	単位	1 段	2 段	衛星 フェアリング	
長さ	長さ	m	約 42	約 11	
	全長	m	約 53		
	直径	m	3.8	3.1	3.3 ^{*1}
質量	各段質量 (全備)	t	約 311	約 21	約 1
	全段質量 (全備)	t	約 333		
推進系	推進薬種類	—	ケロシン (RP-1) / 液体酸素	液化天然ガス (LNG) / 液体酸素	—
	真空中推力	kN	4 152 (可変)	107	—
	真空中比推力	s	338.4	313	—
誘導方式	—	慣性誘導方式			—
制御	ピッチ・ヨー	—	ジンバル	ジンバル ^{*2}	—
	ロール	—	ジンバル	ガスジェット	—

(注) *1: 4 m 衛星フェアリングもオプションとして検討中
*2: 慣性飛行中はガスジェットでピッチ・ヨー方向も飛行制御



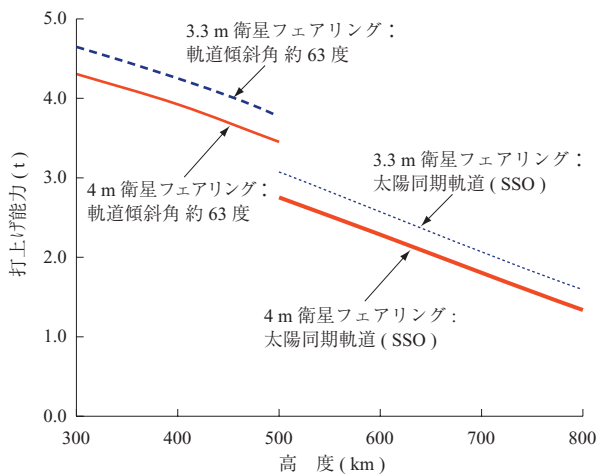
- (注) 打上げ後のイベント, 経過時間を示す.
- ① 打上げ 0
 - ② 1 段エンジン燃焼終了 約 245 s
 - ③ 1・2 段分離 約 250 s
 - ④ 2 段エンジン燃焼開始 約 260 s
 - ⑤ 衛星フェアリング分離 約 275 s
 - ⑥ 2 段エンジン燃焼終了 約 740 s
 - ⑦ 衛星分離 約 1 000 s
 - ⑧ ミッション完了 約 3 200 s

第7図 GX ロケット飛行プロファイル
Fig. 7 GX launch vehicle flight profile

投棄される。また、宇宙デブリ (宇宙ごみ) 発生防止のため、使用済みのロケット上段の推進薬や加圧ガスの排出が求められている。衛星分離後、軌道変換を行い、衛星に排出ガスなどがかからない位置で残留液・ガスの排出を行う。

GX ロケットの VAFB からの打上げ能力を第 8 図に示

す。地球観測衛星などが使用する太陽同期軌道には、約 3 トン (高度 500 km) の衛星を打上げることができる。また、VAFB から打上げ能力が最大となるのは南南東方向に発射し、軌道傾斜角約 63 度の軌道に投入する場合で、打上げ能力は約 4.5 トン (高度 300 km) である。



第 8 図 GX ロケット打上げ能力
Fig. 8 Payload performance of the GX launch vehicle

4. GX ロケットの将来構想

GX ロケットは、実証試験機を米国西海岸射場 (VAFB) で、その後、日本射場での打上げを期待している。IHI グループとしては、実証機打上げ以降も、VAFB を日本射場のバックアップとして継続使用することによって、柔軟な衛星打上げサービスを提供し、我が国の宇宙利用に貢献していきたいと考えている。

また、GX ロケットで獲得した技術を自主技術化し、全段 LNG エンジンとした次世代型ロケット (GX-X) などの開発に活用していく。

5. 結 言

GX ロケットの特長を中心に開発の概要を紹介した。GX ロケットは、宇宙利活用の社会的ニーズに対応する効率良い輸送手段を提供するとともに、我が国の宇宙への継続的なアクセスを保証するための基幹ロケットの補完機として重要な意義を担っている。

また、異なる系譜のロケット技術と我が国がもつ技術との融合で、ロケット技術のさらなる革新が期待できる。IHI グループは、本プロジェクトを礎にして、最新のロケット技術をもつロケットメーカーとして飛躍していく。

— 謝 辞 —

GX ロケットの計画の検討に当たって、ご支援とご指導をいただいている宇宙航空研究開発機構宇宙輸送ミッション本部 LNG プロジェクトチームおよび関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (1) I-S. Chang : Space Launch Vehicle Reliability Crosslink Vo.2 No.1 Winter 2000/2001 pp. 22 - 32