

LNG推進系の設計変更に伴う
GXロケットの事業性への影響について

2006年 9月26日

石川島播磨重工業株式会社

航空宇宙事業本部

本部長 渡辺 康之



1. GXロケットの目的

本プロジェクト(GXロケット)の目的は、

「国際市場で競合し得る、高性能で安く、

信頼性の高い商用ロケットを開発し事業化すること」

である。



2. GXロケット実施体制

(1) GX事業実施体制

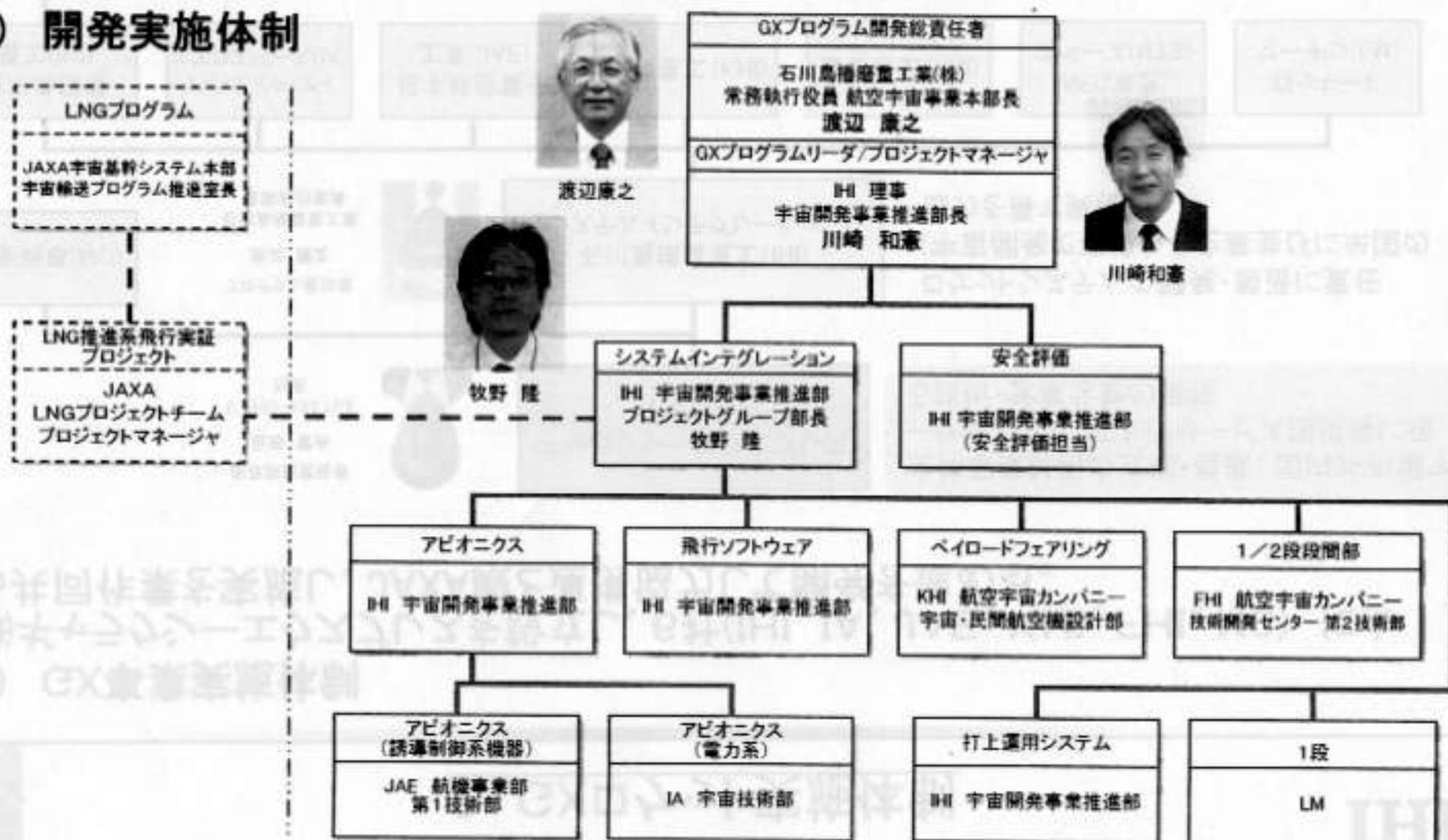
(株)ギャラクシーエクスプレスを設立し、6社(IHI、IA、JAE、KHI、FHI、MC) による共同作業を実施し、JAXA殿と連携協力して開発を進める。





2. GXロケット実施体制

(2) 開発実施体制





3. LNG推進系設計変更の影響

【仕様の変更等】

複合材推進タンクの不適合によりタンクを金属タンクに変更し、合わせて推進供給方式を「ガス押し方式」から「ブーストポンプ方式」に変更する。

	変更前	変更後	備考
打上げ能力 (目標)	○低軌道(軌道傾斜角30°): 4.4 トン ○太陽同期軌道(軌道高度800km): 2.0トン	←	
主な仕様	推進薬: 液化酸素/液化天然ガス タンク: FRPクラスタタンク 推進薬供給方式: ガス押し式 有効推進薬重量: 約10 トン	推進薬: 液化酸素/液化天然ガス タンク: 金属タンデムタンク 推進薬供給方式: ブーストポンプ方式 有効推進薬重量: 約17 トン	ガス押し式の燃焼器の技術を継承 既存H-2Aポンプを改修 ATLASロケット実績範囲で大型化



3. LNG推進系設計変更の影響

【信頼性】

ブーストポンプ方式への変更に伴い、部品構成は若干複雑になったが、主要構成機器であるブーストポンプは、H-II Aで使用されているターボポンプであり、高い信頼性を有する。その他の構成機器も実績のあるものを使用しており、LNG推進系全体としても高い信頼性を確保出来る。

【性能】

LNG推進系として所定の性能を確保することで全体ロケットシステムの性能は確保される。

【市場競争力の確保】

本変更に伴うLNG推進系のコスト増に対しては、今後生産における習熟(ラーニング)の加速やVE等コストダウン活動を推進することにより、市場競争力を確保出来ると考えている。



4. 市場の状況および事業性

1. 国内外の市場において、中型衛星需要は今後拡大基調にあり、GXロケットは、そのニーズに対応できると考えている。
国内においては、JAXA殿計画の、防災・危機管理及び、地球環境監視に供される中・小型衛星がGXロケットの対象である。海外では、Globalstar、Iridiumの後継、その他、リモートセンシング用中型衛星がGXロケットの対象である。
2. GXロケットは、中型ロケット分野を狙ったもので、競合するデルタ2型ロケットとも価格面において、十分競争力を有している。
3. 打上の実績を積むことにより、商業打上に関しては、共同事業に参画しているロッキードマーチン社(LM社)のラインアップの一つとして、同社の子会社であるILS社(International Launch Services社)が受注活動を行うこととなっている。これにより、海外、特に米国の衛星を取り込むことも可能となる。
4. 製造については、習熟(ラーニング)の加速及びVE等のコストダウンを進めることにより、必要な利益を確保出来る見通しである。



5. 平成22年度、LNG推進系を含む全てのサブシステムの開発 完了及びロケットGTV着手の必要性について

本プロジェクトは事業開始時の初号機打上げ時期から、既に4年遅れており、中小型衛星顧客の信頼・信用の確保が緊急の課題である。平成22年度を目途に、LNG推進系を含む全てのサブシステムの開発を完了し、ロケットのGTV(地上での組立試験)に着手することが重要と考えている。



6. 結論

- GXロケットプロジェクトとしては、LNG推進系の設計変更があったものの、初期の目的を達成出来る見込みである。
- GXロケット事業を成功させるため、平成22年度を目途に、LNG推進系を含む全てのサブシステムの開発を完了し、ロケットのGTV(地上での組立試験)に着手し、その後、速やかに打上げ実証を行うことをお願いしたい。

LNG推進系プロジェクトに対する提言

平成18年9月26日

LNG推進系飛行実証プロジェクト評価小委員会
委員 棚次 亘弘

GXロケットの方向

LOX/LNG推進系に対する基本的な考え

LOX/LNG推進剤は、LOX/ケロシンには及ばないもののLOX/LH2よりも比重が大きいことから、打上ロケットの初段に適しており、また、LNGはLH2に比較すると宇宙での貯蔵性にも優れていることから軌道間輸送機(OTV)にも適している。更に、LNGはLH2よりも安価であり、ケロシンより低公害であることからLOX/LNG推進系は将来有望であると思われる。

LNG推進系プロジェクトに対する考え方

- (1) 打上ビジネスとして捉えた場合、コストが安く、信頼性が高いことが優先され、性能は重要ではない。

既存のロケットの打上コスト(次ページ参照)に比較して、GXロケットの打上コストが十分に低ければ、性能が低くとも打上ビジネスに供せる可能性がある。

開発当初は、このような方向性を目指していたのではないか。

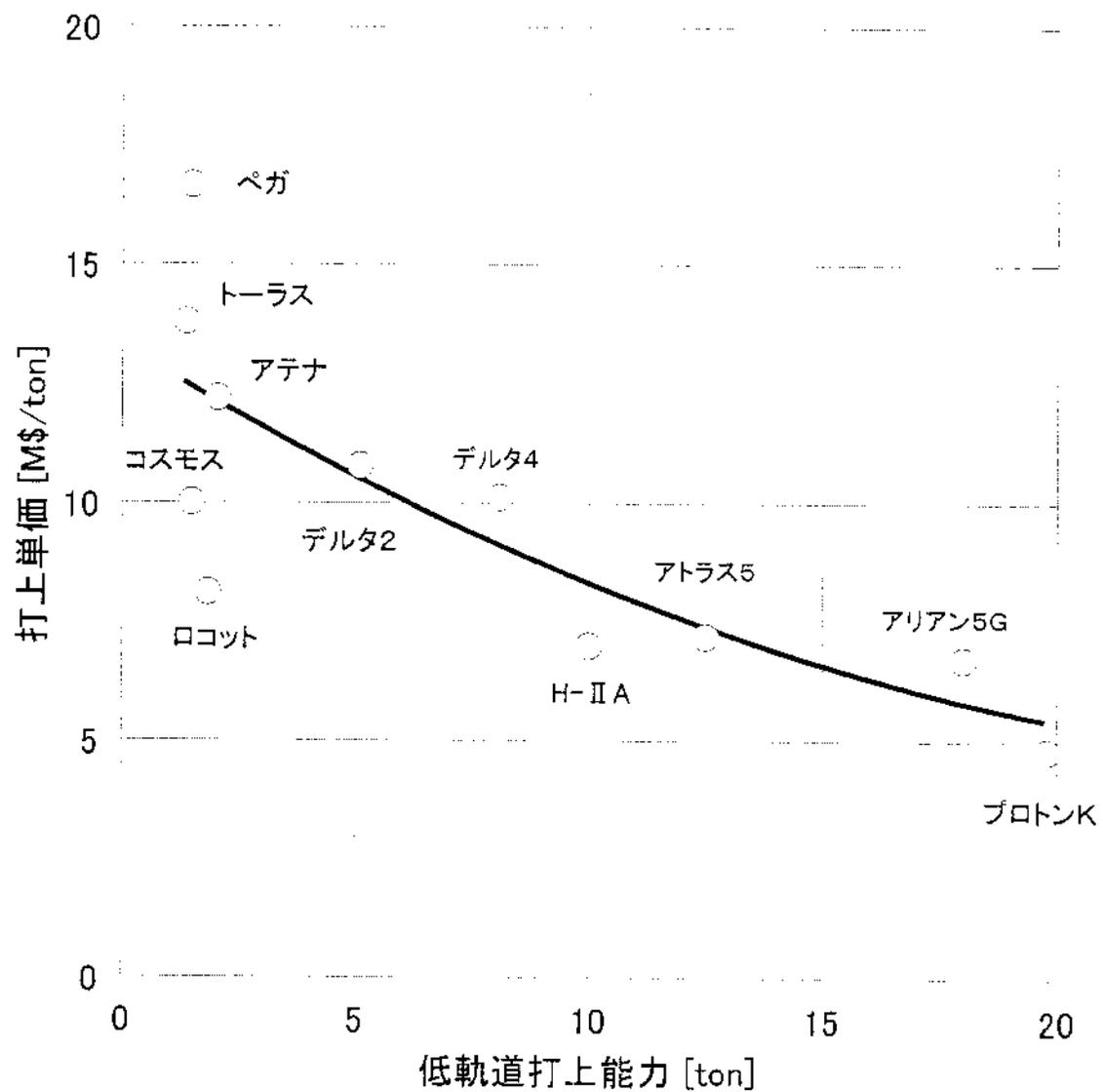
- (2) 将来の価値を目指した技術開発として捉えた場合、打上ロケットの初段あるいは軌道間輸送機(OTV)の推進系に活かされる基盤技術(ターボポンプ、再生冷却燃焼器等)の構築に資することを重要である。

韓国のLNG/LOXエンジン(CHASE-10)は、このような方向性の素地を有している。

現状のGXロケットのLNG推進系には、将来に発展すべき基盤技術が乏しい。

現状のGXロケットの開発では、その方向性が曖昧になってきたように思われる。

低軌道への打上コスト



韓国のLNG/LOXエンジン(CHASE-10)について

- (1) 一軸構造のターボポンプ、再生冷却燃焼室を有するガスジェネレーターサイクルを採用しており、推力は10トン級で、燃焼室圧力は約7MPaであり、エンジンの目標重量は164kg(推重比:約60)であることから、侮りがたいエンジンである。
- (2) 1998年から、エンジンを構成する主要なコンポーネントであるターボポンプ、ガスジェネレーター、燃焼器の単体試験を行い、かなりの速度で開発を進め、2006年にはこれらを組み合わせてエンジンシステムにして、短秒時(10秒程度)の試験を実施している。公開されたビデオから燃焼終了時の後燃えなどシーケンスに改善の余地はあるが、エンジンやコンポーネントの緒元などをみるとエンジンシステムとしての最適化が図られており、長秒時試験も可能な状況である。
- (3) 現段階では、BBMLレベルであり、フライトエンジン／推進系にまとめるには少なくとも数年はかかると思われる。
- (4) エンジン試験の状況からは、燃焼終了後もターボポンプは数秒間20,000RPM以上で回転しており、かつ後燃え状況はひどく、推進薬弁の閉止後に予冷弁を開いていないようで無負荷運転ではないか？ 燃焼室とノズル冷却液排出終了までに時間を要していることからパーズが不十分である可能性がある。従って、システムとしての完成度は今一步の感がある。
- (5) 比推力が低い(321秒)のにも疑問が残る。HATS試験が実施できるまでには、総合的に仕上げていく余地がある。
- (6) ロシアの支援があるものと思われる。ターボポンプはロシア(THE KELDYSH Research Center in Moscow)、燃焼器は韓国の合作に思えるが、システムマッチングやハードの供給体制の確保は未知である。

参考文献 : Kyoung-Ho Kim and Dae-Sung Ju, " DEVELOPMENT OF 'CHASE-10' LIQUID ROCKET ENGINE HAVING 10tf THRUST USING LOX & LNG(Methane)", AIAA2006-4907。

韓国におけるLNG/LOX (Methane/LOX)エンジン開発に関する文献 (1/2)

- (1) Kyoung-Ho Kim, Dae-Sung Ju, "DEVELOPMENT OF CHASE-10 LIQUID ROCKET ENGINE HAVING 10tf THRUST USING LOX & LNG (Methane)", AIAA 2006-4907

概要: エンジン緒元、概観および主な試験結果を参考資料に示した。1998年から、エンジンを構成する主要なコンポーネントであるターボポンプ、ガスジェネレーター、燃焼器の単体試験を行い、かなりの速度で開発を進め、2006年にはこれらを組み合わせたエンジンシステムとして短秒時(10秒程度)の試験を実施している。公開されたビデオからカットオフ時の後燃えなどシーケンスの改善の余地があるが、エンジン緒元、コンポーネント緒元などをみるとエンジンシステムとしての最適化は図られており、長秒時試験も可能な状況である。ロシアの支援があるものと思われる。(詳細は参考資料参照)

- (2) H.J.Kim, K.J.Lee, H.S.Choi and W.S.Seol, "An Experimental Study on Acoustic Damping Enhancement by The Gap of Baffled Injectors", AIAA2005-4446。

概要: スピーカーを使用した音響試験により、バルフルの効果について解析と試験データから、バルフル高さやインジェクター間とのギャップをパラメータにしてダンピング効果の大きい組み合わせを調査している。

- (3) Kwang-Jin Lee, Seonghyeon Seo, Joo-Young Song, Yeoung-Min Han, Hwan-Seok Choi and Woo-Seok Seol, "Combustion Stability of Double Swirl Coaxial Injectors Using Simulant Propellants", AIAA2005-4443。

概要: フルスケールインジェクター(LOX/ケロシンあるいはメタン、プロパン)を用いて同軸エレメント内で両推進薬ともスワールをかけ、モデル(5エレメント)にて混合のメカニズムが燃焼安定性(特に1T)に及ぼす影響を調査している。酸素ポストのリセス距離についてもパラメータにして調査している。

- (4) H.J.Namkung, P.G.Han, K.H.Kim and Chongam.Kim, "Analysis on nozzle plume and performance of the engine using Liquefied Natural Gas as a Fuel", AIAA2004-4144。

概要: 液体メタンの成分構成、内容量が特性排気速度や燃焼温度に及ぼす影響について、CFD結果と実際の温度測定値や赤外線カメラの観察結果と比較している。90%以上のメタン含有量が必要である提言している。

韓国におけるLNG/LOX (Methane/LOX)エンジン開発に関する文献 (2/2)

- (5) Sun Tak Kwon, Changjin Lee and Jae-Woo Lee, "DEVELOPMENT OF Fuel Rich Gas Generator for 10 tonf Liquid Rocket Engine", AIAA2004-3363。

概要: 10tonケロシンエンジンの燃料過剰GGに関して、インピンジング型について、衝突距離や運動量比などを試験データ(ケロシンと水を使用)をもとに選択し、解析ともよく一致したことを報告している。また、実燃焼試験にて攪拌スリングが温度の均一化に効果があったことも報告している。

- (6) Y.H.Cho and H.S.Chang, "Hot Firing Tests of Liquid Rocket Engine Using LOX/LNG", AIAA2004-3528。

概要: 燃焼圧および混合比をパラメータにして、2, 10t級の水冷却メタンエンジンの燃焼試験を実施し、衝突型噴射機器に比較して、同軸型ではC*効率およびISP効率は、いずれも数%上昇することを示している。

- (7) P.G.Han, H.J.Namkung, K.H.Kim and Y.B.Yoon "A Study on the Cooling Mechanism in Liquid Rocket Engine", AIAA2004-3672。

概要: LOX/ケロシンについて、10tスラスト級の再生冷却、フィルムクーリングに関する解析を実施し、特に、フィルムクーリングの効果についての諸特性の評価を詳細に述べている。

- (8) P.G.Han, S.W.Lee, K.H.Kim and Y.B.Yoon, "Performance Analysis of the Thrust Chamber in Liquid Rocket Engine using Liquefied Natural Gas as a Fuel", AIAA2004-3860。

概要: 2tf, 9.5tfの2種の推力について、54回のメタン/液酸エンジン燃焼試験を実施し、その結果から、燃料温度、燃焼圧力、膨張比が特性排気速度や比推力におよぼす影響を調査している。また、メタン純度の影響も詳細に調査している。

- (9) Yong-Hoon Lee and J.S.Park, J.M.Lee and S.H.Kang, "A Study on Cavitation Interaction between Inducer and Impeller in Turbopump", AIAA2004-4026。

概要: 一軸式メタン/液酸ターボポンプを対象にして、水を用いてインデューサーとインペラの流れ場の干渉について可視化を含む実験的および解析的評価をしている。吸い込み性能は設計流量で最良なことやキャビテーションが低圧、低流量で発生した場合、ポンプヘッドが直前に上昇することなどを詳細に観察している。

参考資料

AIAA2006-4907(抜粋)

DEVELOPMENT OF 'CHASE-10' LIQUID ROCKET ENGINE HAVING 10tf THRUST USING LOX & LNG (Methane)

Kyoung-Ho Kim*, Dae-Sung Ju

C&SPACE Inc. (CSI)

Bundang-gu, Seongnam-shi, Gyeonggi-do, Korea (463-420)

Table 1. Specification for the CHASE-10

Gas-Generator Cycle	
Turbo-Pump Fed	
LOX+LNG	
Mixture Ratio	3.0
Thrust (Sea Level)	92 kN
Thrust (Sea Level)	107 kN
Vacuum Specific Impulse	321 sec
Chamber Pressure	7.2 MPa
Weight	164 kg
Height	1,955 mm
Diameter	420 mm



Fig. 1 Schematic of the CHASE-10

CSI Challenge and
SPACE Inc.

<http://www.candspace.com/>

Table 2 Test conditions for regenerative cooling

Parameters	Value	Unit
Propellants mixture ratio	2.5	-
Chamber Pressure	6.5	MPa
LNG mass flow rate for the combustion chamber cooling channel	2.8	kg/s
LNG mass flow rate for the nozzle cooling channel	5.3	kg/s
Burn time	10	Sec

Table 3. Test condition for GG operation

Chamber Pressure	6.5 MPa
Mixture Ratio	0.24
Propellants Flowrate	1.55 kg/s

Table 4. Test condition for TPA tests

GG Propellants Flowrate	1.46 kg/s
LOX Exit Pressure	10.6 MPa
LNG Exit Pressure	15.6 MPa
Turbine Rotation	46,000 rpm

Table 5. Engine system test condition

GG Chamber Pressure	7.2 MPa
GG Mixture Ratio	0.24
GG Propellants Flowrate	1.4 kg/s
LOX Exit Pressure	9.0 MPa
LNG Exit Pressure	15.2 MPa
Turbine Rotation	46,000 rpm
CN Pressure	6.5 MPa
CN Mixture Ratio	2.7
Turbine Power	750 kW

In summary, the final firing test result is shown as follows:

- LOX pump exit pressure=9.0 MPa
- LOX mass flow rate=22.0 kg/s
- LNG pump exit pressure=15.2 MPa
- LNG mass flow rate=8.3 kg/s
- Turbine speed=46,000 rpm
- GG mass flow rate=1.4 kg/s
- GG chamber pressure=7.2 MPa
- GG mixture ratio=0.2
- Chamber pressure=6.5 MPa
- Total mixture ratio=2.5

燃烧試験映像

<http://www.candspace.com/multi.htm>