

## LNG推進系プロジェクトに対する提言

平成18年10月13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が重要である。

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。

## 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。

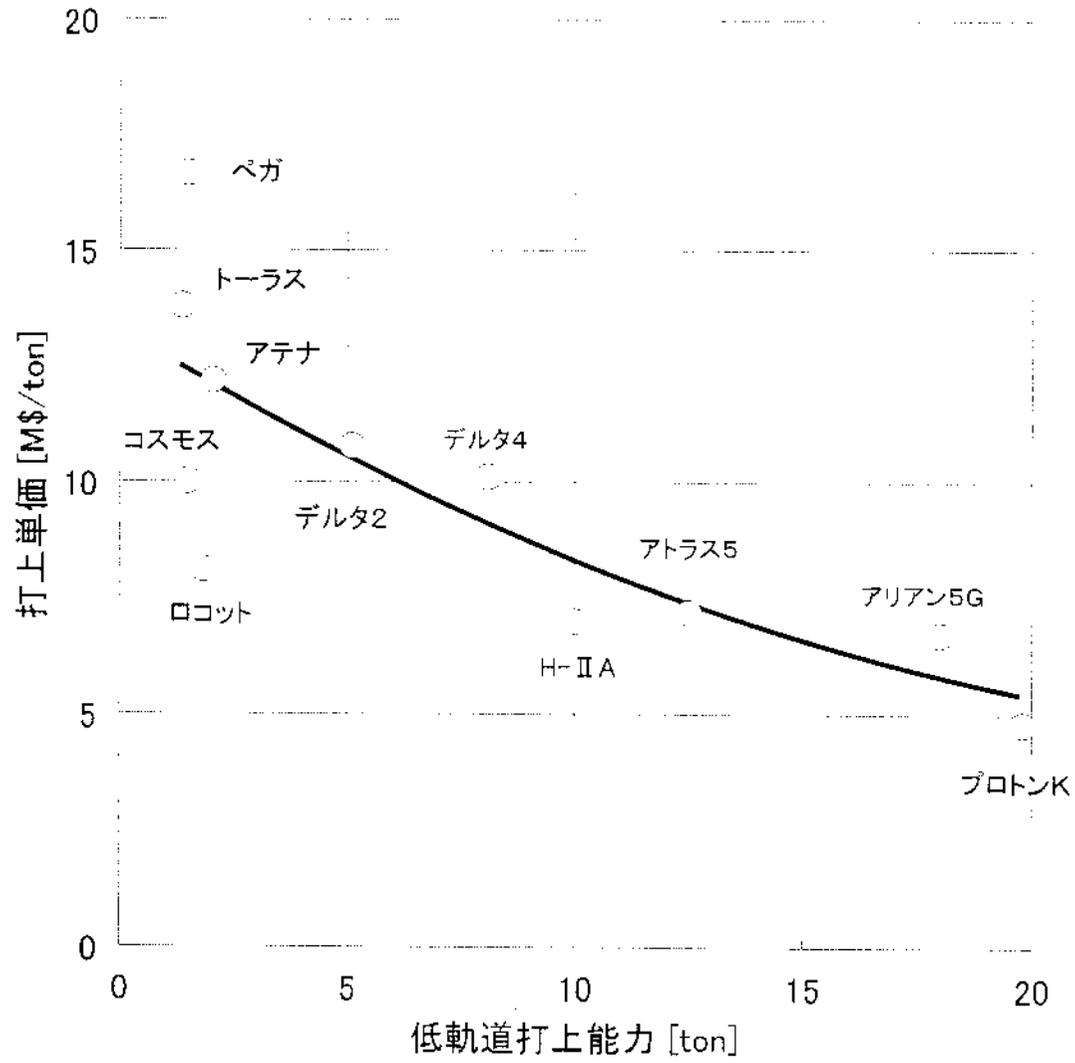
開発当初は、このような方向性を目指していたのではないか。

- (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が重要である。

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、BBM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, C&SPACE Inc., " 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 (1/3)

- (1) Kyoung-Ho Kim, Dae-Sung Ju, (C&SPACE Inc.), "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, (Korea Aerospace Research Institute), "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, (Korea Aerospace Research Institute), "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, (Rotem Company and Seoul National University), "Analysis on nozzle plume and performance of the engine using Liquefied Natural Gas as a Fuel", AIAA 2004-4144。  
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 (2/3)

- (5) Sun Tak Kwon, Changjin Lee and Jae-Woo Lee, (Konkuk University), "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GGI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つたことも報告している。
- (6) Y.H.Cho and H.S.Chang, (Rotem Company), "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, (Rotem Company and Seoul National University), "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, (Rotem Company and Seoul National University), "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, (Rotem Company and Seoul National University), "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。

## 韓国におけるLNG/LOX (Methane/LOX)エンジン開発に関する文献 (3/3)

- (10) Young-Ho LEE (李 英治)、「液体推進ロケットエンジン用高圧ターボポンプの開発」、ターボ機械、第33巻、第9号、2005年9月

韓国流体機械工業会発行の流体機械ジャーナル第7巻第3号(2004年6月)の特集記事「ターボポンプ分野研究動向」からLee Kyoung-Hoon, Kim Kyung-Ho, WooYu-Cheol著の「液体推進ロケット用ターボポンプの開発」を翻訳したものである。

概要: 韓国の衛星打上げ用液体推進ロケットに用いる高圧ターボポンプの研究開発の状況が解説された論文である。燃料には液体メタン、酸化剤には液体酸素を用いており、1999年から2年間の基礎研究および3年間の開発研究を行い、ターボポンプシステムを製作し、試験を行っている。主たる研究開発機関は(株)ロテムで、韓国航空宇宙研究院、韓国科学技術研究院、韓国位階研究院等の国の研究機関とハンドルポップ、BM金属、ピツロテク等の民間企業およびソウル大学が共同参画している。核心の基盤技術はロシアのKeRC(Keldysh Research Center)との国際協力で確保しているが、国産化している。高圧ターボポンプに必要な基盤技術について系統的に詳細な研究がなされている。このターボポンプがCHASE-10エンジンに用いられている。

參考資料

AIAA2006-4907 (投稿)

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

Kyoung-Ho Kim<sup>1</sup>, Dae-Sung Ju

C&SPACE Inc. (CSI)

Bundang-gu, Seongnam-si, 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

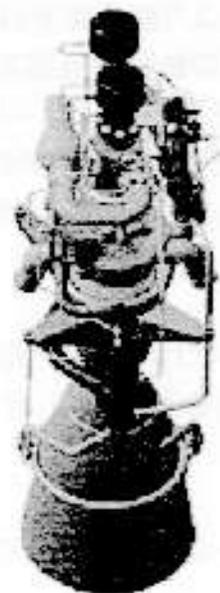


Fig. 1 Schematic of the CHASE-10

**CSI** Challenge and  
SPACE Inc.

<http://www.cardspace.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>