



## LNGロケットエンジン燃焼器の概念設計：エンジン

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 笹山, 容資, 立川, 藍子, 東野, 和幸 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008712">http://hdl.handle.net/10258/00008712</a>

# エンジン – LNG ロケットエンジン燃焼器の概念設計

---

- 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)
  - 立川 藍子(航空宇宙システム工学専攻)
  - 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 

## 1. 緒言

近年、液体ロケットエンジンの推進剤候補として、液化天然ガス(以下 LNG)が注目を集めている。LNG は液体水素と比較して、高密度で機体の小型化が可能になる、沸点が高く漏れにくいいため扱い易く貯蔵性に優れる、低コストである等の利点を有する。また、炭化水素系燃料であるが燃焼する際に煤がほとんど発生しないという利点もある。

しかし、LNG はこれまでロケット燃料として実用化されておらず、LNG 推進系の実現には多くの技術課題があり、エンジンシステムに対しては燃焼特性、冷却特性、材料との共存性が挙げられる。また、LNG 特有の化学的な技術課題として、サルファアタック (LNG 硫黄成分による腐食) やコーキング (LNG 炭化水素成分の熱分解に伴う煤の発生) といった問題がある。特に再生冷却エンジンにおいてサルファアタックやコーキングは燃焼性能、燃焼安定性、再生冷却性能、構造強度へ影響を及ぼす可能性が懸念されている。

そこで、本センターではサルファアタックやコーキングの基礎研究を実施すると共に、上述した技術課題を統合したエンジンシステムの成立性評価を目的とし、推力 1ton 級の LNG ロケットエンジンの設計を進めている。本稿では、推力 1ton 級の LNG ロケットエンジンの実現のため、概念設計を実施した結果について述べる。

## 2. 設計思想・要求項目

本ロケットエンジンの設計思想は以下に示す 4 点である。

- ① 燃焼特性や冷却特性、材料との整合性等のエンジンシステムの技術課題を総合したエンジンシステムの成立性を評価する。
- ② LNG を燃料とした再生冷却エンジンの特性を研究する。
- ③ 基礎研究から得られた知見 (LNG 特有のサルファアタックやコーキング等) の実証試験における供試体として使用
- ④ 製作後、エンジンは高速走行軌道装置の推進器として利用 (運用と共にエンジン長寿命化の研究を実施)

また、本ロケットエンジンには以下のような要求項目、制約条件を設定した。

- ① 地上推力 1000kg(1ton)級
- ② ガス加圧式
- ③ スロットリング可能
- ④ 燃焼圧力 4.5MPaA 以上

以上に示した設計思想，要求項目・制約条件を考慮した LNG ロケットエンジン概念図を図 1 に示す．また，点火器はガス（CNG と GOX）供給である．

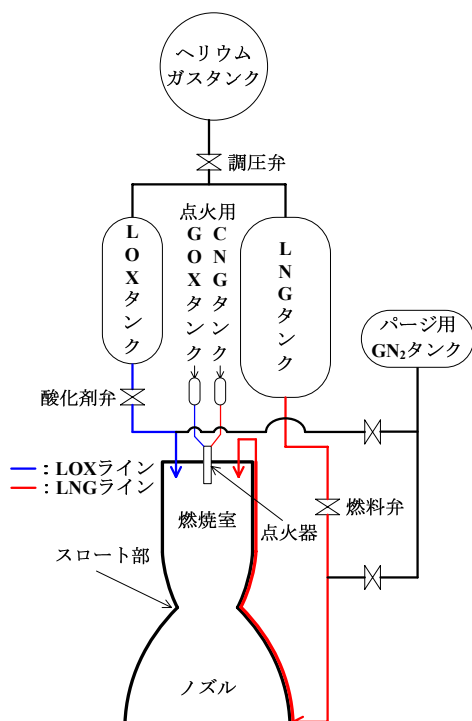


図 1 : LNG ロケットエンジン概念図

### 3. LNG ロケットエンジン燃焼器の概念設計

#### 3.1 理論理論性能計算

本設計では，エンジン理論性能計算は本エンジンの設計思想，要求項目，理論燃焼解析結果を考慮し，TEQWORKS を用いて実施した．その結果を表 1 に示す．

表 1 : エンジン理論性能計算結果

項目	記号	単位	数値
地上推力	F	kg	1000
燃焼圧力	(Pc)ns	Pa	4.50E+06
混合比	MR	-	3.3
理論膨張比	$\epsilon$	-	15.0
地上比推力	Isp[(Is)ts]	s	259.4
真空中比推力	Isp[(Is)ts]	s	323.0
熱分解ガスの定圧比熱	Cp	J/(kg·K)	3165.5
理論推力係数	Cf	-	1.7
特性排気速度	c*	m/s	1846.8
ノズル出口圧力	Pe	Pa	41703.0

### 3.2 エンジン燃焼器形状計算

燃焼器形状計算はエンジン理論性能計算結果，過去の経験値や実在するエンジンの値，NASA SA-125<sup>3)</sup>に記載されている適用範囲などを利用し，燃焼室，ノズルスカートについて計算することで実施した．形状計算の結果より得られたLNG ロケットエンジン燃焼器の形状を図4に示す．

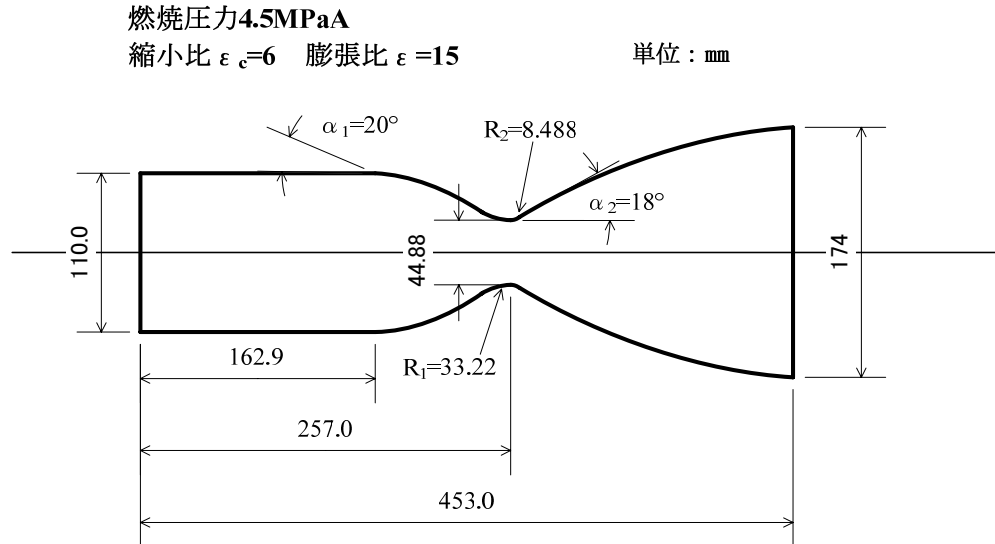


図4：燃焼室形状計算結果

### 4. 結言

本研究では，エンジンシステムの成立性評価を目的とした LNG ロケットエンジン燃焼器の概念設計を実施し，エンジン性能やエンジンサイズを検討した．その結果，本エンジンの地上比推力は約 259s，推進剤質量流量は約 3.9(kg/s)，燃焼器全長は約 453mm，ノズル出口直径は約 174mm であった．今後は概念設計結果を用いて，再生冷却溝やインジェクターの形状設計を実施し，その後再生冷却性能の評価を実施する予定である．

### 参考文献

- (1) Sanford Gordon and Bonnie J.McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, NASA SP-273, 1971.
- (2) NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA (CHEMICAL PROPULSION), LIQUID ROCKET ENGINE NOZZLES, NASA SP-8120, 1976.
- (3) Dieter K.Huzeland David H.huang, DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES, NASA SP-125, 1967.