室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

LNG/LOX、バイオエタノール/LOXロケットエンジン燃料器の比較検討

メタデータ	言語: Japanese
	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, 東野, 和幸
	メールアドレス:
	所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008732

LNG/LOX, バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の比較検討

○ 笹山　容資（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)やバイオエタノール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．一方，バイオエタノールは LNG よりも更に高密度であり，常温液体のため取り扱いも容易である．また，バイオエタノールは植物等のバイオマスを原料とし製造され，温室効果ガスの削減に繋がる．

しかし，LNG やバイオエタノール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，材料適合性が挙げられる．そこで，本センターではエンジンシステムに対する技術課題解決のための基礎研究を実施すると共に，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/LOX，バイオエタノール/LOX ロケットエンジンの設計を進めている．また，設計されたロケットエンジンはエンジンシステムの成立性評価の後，本センターで所有している高速走行起動装置の推進器として利用する予定である．

本稿では，推力 1ton 級の LNG/LOX ロケットエンジン，バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の概念設計を実施し，その比較検討結果について述べる．

2. 設計思想･要求項目

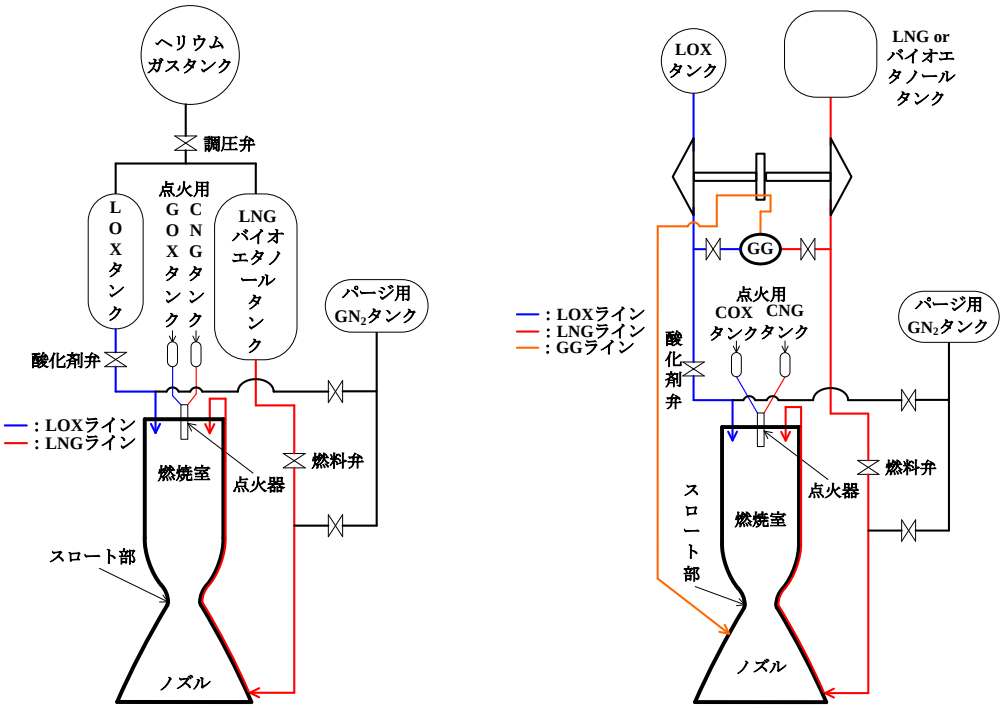
ロケットエンジンの設計思想は以下に示す 4 点である．

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，バイオエタノール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 スロットリング可能
③ 燃焼圧力 7MPaA 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ロケットエンジンの概念を図 1 に示す．同図(a)はガス加圧式，(b)はターボポンプ式である．また，点火器はガス（CNG と GOX）供給である．



(a)ガス加圧式　　(b)ターボポンプ式

図 1　LNG ロケットエンジン概念図

3. LNG/LOX, バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の概念設計

3.1 理論性能計算

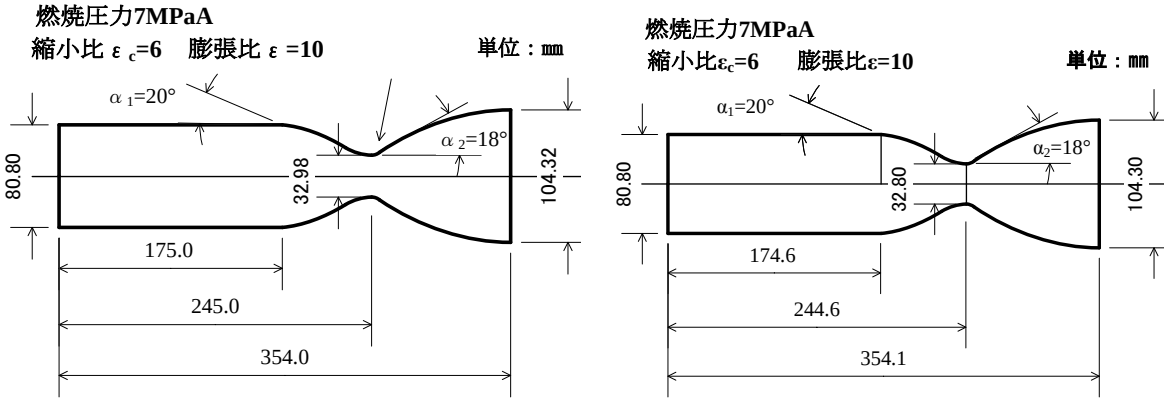
本設計では，エンジン理論性能計算は本エンジンの設計思想，要求項目，理論燃焼解析結果を考慮し，TEQWORKS[1)]を用いて実施した．その結果を表 1 に示す．

表 1　エンジン理論性能計算結果

項目	記号	単位	LNG	バイオエタノール
真空中推力	F0	kg	1000	
燃焼圧力	(Pc)ns	MPaA	7	7
混合比(O/F)	MR	−	3.3	1.85
理論膨張比	ε	−	10	10
真空中比推力	Isp[(Is)ts]	s	307.9	292
理論推力係数	Cf	−	1.639	1.64
特性排気速度	c*	m/s	1842.4	1746.8
ノズル出口圧力	Pe	MPa	0.107	0.11
地上比推力	Isp_a	s	280.8	266.24
地上推力1000kg出力するのに必要な推進剤流量	mtc	kg/s	3.562	3.756
地上推力1000kg出力するのに必要な燃料流量	mf	kg/s	0.828	0.873
地上推力1000kg出力するのに必要な酸化剤流量	mo	kg/s	2.734	2.883

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[2)]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.



(a)LNG/LOX 燃焼器形状　　(b)バイオエタノール/LOX 燃焼器形状

図 2　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/LOX，バイオエタノール/LOX 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比較検討した．その結果，地上比推力は LNG/LOX で約 281s，バイオエタノール/LOX で約 266 s であった．燃焼器全長は LNG/LOX で約 354.0mm，バイオエタノール/LOX で約 354.1mm，ノズル出口直径は LNG/LOX で約 104.3mm，バイオエタノール/LOX で約 mm104.3 であった．これらの結果より，推力 1ton 級の燃焼器サイズは LNG/LOX でもバイオエタノール/LOX でも同程度であることが判明した．そのため，以降は常温で取り扱いが可能であり，密度が高く設備の小型化が図れるバイオエタノール/LOX エンジンの設計を進め, 必要に応じ製造されたエンジンを利用し LNG/LOX のシステムの成立性評価を実施する．今後はインジェクターやマニホールドの設計を進めると同時に再生冷却性能推算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) Dieter K.Huzeland David H.huang, DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES, NASA SP-125, 1967.