

バイオエタノール推進系の概念検討

著者	中田 大将, 笹木 康平, 飯島 明日香, 小川 大輔, 東野 和幸
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2014
ページ	9-13
発行年	2015
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009129

バイオエタノール推進系の概念検討

○中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
笹木 康平 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期2年)
飯島 明日香 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期2年)
小川 大輔 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)
東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. はじめに

本学ではバイオエタノールを用いた次世代ロケットエンジンの基礎研究を各種進めているが、ケロシン、LNGといった他の炭化水素系燃料に比べ、エタノールは比推力が相対的に低い。このため、要求されるミッションに対しての成立性についての事前検討を行ってきた。今年度は様々なタービン効率、ポンプ効率を想定した場合の成立性や、再使用回数エンジン重量等についての試算も実施している。なお、本概念検討はJAXA 輸送ミッション本部との共同研究「再利用輸送系リファレンスミッションの推進系に関する研究」の枠組みを通じて実施されたものである。

2. 要求仕様

要求仕様を表1に示す。これは500 kgの衛星を高度500 kmの低軌道に打ち上げることを想定して検討された2段式再使用型スペースプレーンのブースターエンジンの仕様である。エンジンが2機の場合及び3機の場合があるが、本検討例では2機の場合を採用する。

表1 要求仕様[1]

酸化剤	Liquid oxygen	
燃料	Ethanol	
2エンジン使用 の場合	真空中推力	> 785 kN
	地上推力	> 706 kN
3エンジン使用 の場合	真空中推力	> 523 kN
	地上推力	> 471 kN
真空中比推力	> 315 s	
スロットリング	100%–70%	
再利用回数	> 100 回	
ノズル出口径	< 1.6 m	
エンジン重量 (2or3機の合計)	< 2000 kg	

本検討では仕様では推進剤供給システムの形態として Gas Generator サイクル (GG サイクル) を採用する。GG サイクルは実機開発プロセスにおける出力調整が容易であり、開発コストの低減につながるからである。また、GG サイクルで成立性を検討する過程で Staged Combustion サイクルでの成立性は容易に示される。図1にサイクルの系統図を示す。エンジン重量削減の観点では共通のタービンに燃料と酸化剤ポンプを設ける一軸式ターボポンプの採用が有効であるが、出力バランスの調整を容易にするため、タービンは酸化剤、燃料別個に設ける。

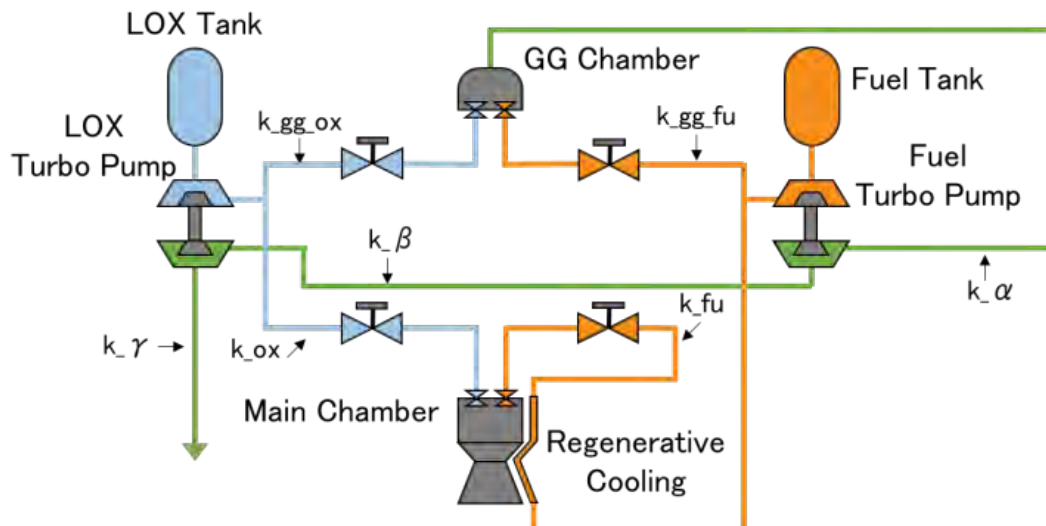


図1 GGサイクル系統図

3. 検討結果

3-1. システム比推力

燃焼室の基本的なパラメタを表2に示す。これらの詳細検討プロセスについては参考文献[2]を参照されたい。燃焼室圧力は低いほど開発が容易となるが、インジェクタおよび再生冷却パス通過時には臨界点通過に伴う急激な物性の変化を経ないことが望ましい。エタノールの臨界圧力6.14MPaAを考慮し、設計点としては全領域亜臨界か、または全領域で超臨界とする。前者の場合は仕様を満たす解を得ることは難しいため、後者の全領域超臨界の指針を採用し、7MPaとした。

表2 燃焼室主要パラメタ

燃焼室圧	7 MPa
燃料投入温度	390 K
酸化剤投入温度	90 K
混合比	1.8
主燃焼室圧	3455 K
特性排気速度	1731 m
真空中推力係数	1.916
地上推力係数	1.798
真空中比推力	338.1 s
地上比推力	317.4 s
ノズル膨張比	25
スロート径	0.32 m
真空中推力	1078.5 kN
地上推力	1012.5 kN
燃料流量	116.2 kg/s
酸化剤流量	209.1 kg/s

得られる真空中チャンバ比推力は338.1秒で、これにブリード比とIsp効率を考慮したものが最終的なシステム比推力となる。

表3 タービン・ポンプ効率を変化させた場合の Isp 効率

Isp[s]		ポンプ効率					
		0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
タービン効率	0.2	263.8	291.0	303.6	310.8	315.5	319.0
	0.3	289.5	307.0	315.3	320.0	323.3	325.3
	0.4	301.8	314.8	320.9	324.3	326.7	328.5
	0.5	309.2	319.5	324.3	327.2	329.1	330.5
	0.6	313.8	322.5	326.4	328.9	330.3	331.5
	0.7	317.2	324.6	328.0	330.1	331.5	332.5

* Chamber Isp = 338.1 s

表3はタービン効率・ポンプ効率を0.2-0.7までふった場合の真空中システム比推力である。この表ではIsp効率を1.0と仮定しているが、要求仕様が315秒であることから成立に必要なIsp効率を逆算することが出来る。例えば、タービン・ポンプ効率とも0.6の場合には上表よりシステム比推力は330.3秒である（ブリード比は0.023）から、 $315/330.3=0.954$ より、Isp効率が0.954以上あれば成立すると言える。

3-2. 詳細解析

前節のパラメトリックサーベイの結果をさらに精査すべく、商用ソフトウェア Rocket Propulsion Analysis(RPA) ver2.2による詳細解析を実施した。前提条件として下記の3ケースを考慮した。詳細は参考文献[2]を参照されたい。

- ・Nominal：3-1節の解析と同条件の仮定でRPAにより計算を実施したもの
- ・Case A：3-1節の条件に加え、ノズルをコンカルからベルノズルに変更
- ・Case B：Case Aの条件に加え、ポンプ効率のみ0.7に変更。（タービン効率は0.6のまま）

その結果を表4に示す。RPAではインデューサロスと仮定することからブリード比が2.3%から4.4%と大きくなった。推算されたIsp効率は0.955であり、システム比推力はNominalの場合312.6秒となり仕様を満たさない。Case Aではコンカルノズルからベルノズルとすることでノズル効率が改善し、システム比推力は314.1秒となる。Case Bにおいてポンプ効率を0.7とするとシステム比推力は315.3秒となり仕様を満たす。ポンプ効率0.7は炭化水素系エンジン実機では実現可能な値である。

表4 RPAによる解析結果.

	Nominal	Case A	Case B
真空中チャンバ比推力, s	336.6	336.6	336.6
ブリード比	0.044	0.044	0.036
Isp 効率	0.9551	0.9597	0.9597
真空中システム比推力, s	312.6	314.1	315.3
GG 流量, kg/s	14.4	14.4	12.3
エンジン重量, kg	913.3	877.4	877.4
推重比	92	96	96

エンジン重量については RPA のデータベースよりコニカルノズルの場合で 1 機あたり 913 kg, ベルノズルの場合では 877 kg となり, 仕様の 2 機で 2000 kg の目標をクリアする. なお, 燃焼室圧を 7MPa からさらに増加させると I_{sp} は若干向上するが (但し, 出口径固定問題であるので膨張比を大きく取るためにはスロート径を小さくする) エンジン重量の増加を伴い 8-9MPa 程度までが限度である.

3-3. 再生冷却成立性および再使用回数について

図 2 に示すようなチャンネルウォール構造の再生冷却溝を想定し, 再生冷却の成立性について計算を行った. 前提条件および結果を表 5 に示す. エタノールは液体水素等と比べ冷却能力で劣り, かつケロシンのようにコーキング層による Hot gas 側での熱伝達量の低下も望めないことから再生冷却の成立性は非常に厳しいものとなる. フィルムクーリングは I_{sp} の要求仕様成立性が厳しいことから本検討では採用しない.

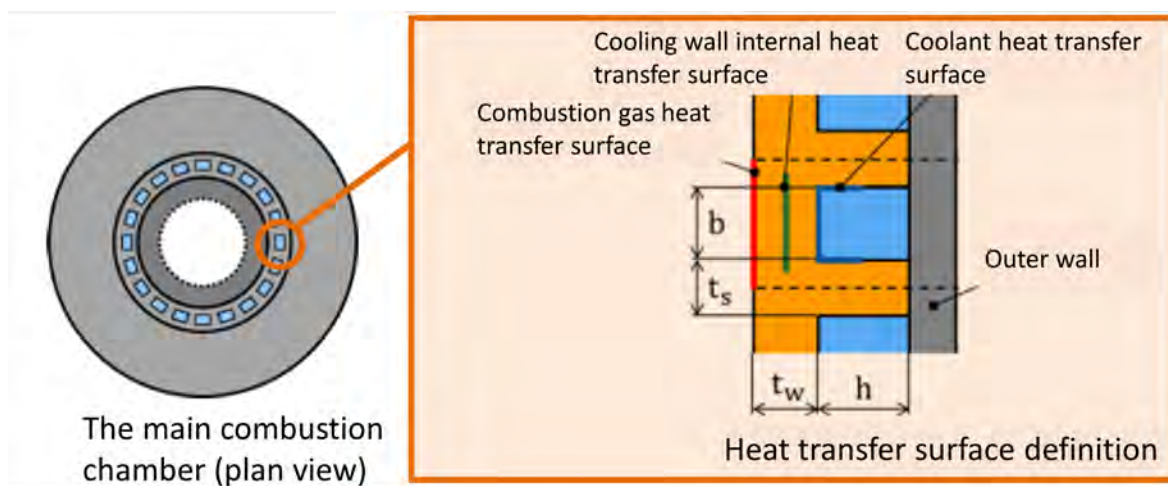


図 2 チャンネルウォール構造の再生冷却溝

表 5 再生冷却溝の解析結果.

	Nominal
冷却剤入口圧, MPa	10.5
冷却剤入口温度, K	300
スロート部溝幅 b , mm	2
スロート部溝高さ h , mm	12
スロート部壁面厚み, mm	0.5
冷却剤出口圧, MPa	10.5
冷却剤出口温度, K	371.3
スロート部燃焼室側壁面温度, K	935
スロート部冷却剤側壁面温度, K	754

表 5 に示す通り, スロート部の燃焼室側壁面温度は 935 K となり, 銅合金の降伏応力が大幅に低下する 850 K を超過していることから再使用ロケットエンジンとしては許容できない. そこで,

サーマルバリアコーティング (Thermal Barrier Coating :TBC) を施した場合の壁面温度についても検討した。10 μm 程度のイットリア安定化ジルコニア (熱伝導係数 3 W/m-K) をコーティングすることで燃焼室側壁面温度は 836 K (冷却剤側は 686 K) となり, 許容範囲に収まる。さらに 50 μm の TBC を適用した場合では燃焼室 (銅合金部) 厚みを 0.5 mm から 0.8 mm としても壁面温度は 800 K 以下に出来る。

再使用回数については低サイクル熱疲労の観点から前年度より精査しているが, 燃焼室に使用する銅合金の降伏応力の値に関して正確なデータベースが必要となる。一般に 850 K 程度から降伏応力は急激に減少する。本検討では米国で実施された一連の耐久試験[3]において燃焼時 Hot Gas 側壁面温度 800 K, クーラント側温度 600 K の時に疲労破壊までの回数が 1000 回であったことを鑑み, 内外温度差 200 K 程度までは許容できる範囲であると考えている。

サーマルバリアコーティングそのものの耐久性についてはさらに精査する必要があるが, 文献[4]によれば燃焼室製造後にコーティング (溶射等) を施す従来の方法に対し, マンドレルにコーティングし, コーティング層の上に電鍍にて銅合金を積層する手法だと 70 回程度までの低サイクル熱疲労に対する耐久性を有したとの報告がある。再生冷却に対する成立性については製造手法を含めたさらなる実証研究が不可欠であると言える

4. まとめ

再使用型エタノールロケットエンジンの成立性について概念検討を行った。下記のような設計点で JAXA リファレンスマッション要求仕様を満たす。

- ・燃焼室圧 7MPa, Isp 効率は 0.96 以上
- ・GG サイクル, タービン効率 0.6, ポンプ効率 0.7
- ・0.01-0.05 mm 程度のサーマルバリアコーティングを採用

上記は成立のための最低限度の設計点を提示したものであり, 燃焼室圧を 8~9MPa 程度まで増やす, タービン効率を向上させる, Staged Combustion サイクルを採用する, 等によりさらに Isp 向上できる。再使用型サーマルバリアコーティングに関する実証研究は今後必須であると思われる。

参考文献

- [1] Ishimoto, S., Okita, K., "Design Study and Technology Development for Future Reusable Space Vehicles.", Proceedings of the 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015.
- [2] 笹木 康平, 飯島 明日香, 中田 大将, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘, 杉岡 正敏, 東野 和幸, 石本 真二, 東 伸幸, JAXA 将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する基礎検討, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014
- [3] Quentmeyer, R. J., Experimental Fatigue Life Investigation of Cylindrical Thrust Chambers, NASA TM X-73665, 1977
- [4] Quentmeyer, R. J., Thrust chamber thermal barrier coating techniques, NASA-TM-100933, 1988.