



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



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

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2015-03-24 キーワード (Ja): キーワード (En): Bioethanol, Reusable Rocket Engine, GG Cycle, Anti-Corrosion Coating 作成者: 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 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/3770

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

その他（別言語等） のタイトル	Basic Study on the Propulsion System of Future Transportation Reference System
著者	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
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	64
ページ	3-8
発行年	2015-03-13
URL	http://hdl.handle.net/10258/3770

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

笹木 康平^{*1}, 飯島 明日香^{*1}, 中田 大将^{*2*3}, 湊 亮二郎^{*2*3}, 棚次 亘弘^{*3}, 杉岡 正敏^{*3},
東野 和幸^{*2*3}, 石本 真二^{*4}, 東 伸幸^{*4}

Basic Study on the Propulsion System of Future Transportation Reference System

Kohei SASAKI^{*1}, Asuka IIJIMA^{*1}, Daisuke NAKATA^{*2*3}, Ryojiro MINATO^{*2*3}, Nobuhiro TANATSUGU^{*3},
Masatoshi SUGIOKA^{*3}, Kazuyuki HIGASHINO^{*2*3}, Shinji ISHIMOTO^{*4}, Nobuyuki AZUMA^{*4}

(原稿受付日 平成 26 年 11 月 28 日 論文受理日 平成 27 年 1 月 22 日)

Abstract

The feasibility of GG cycle reusable rocket engine is examined in this study based on the requirements of JAXA reference mission. Bioethanol is used as fuel and LOX is used as oxidizer. The combustion chamber pressure, the expansion ratio and the fuel injection temperature are set to 7 MPa, 25 and 390 K. As a result, 0.6 in its turbine/pump efficiency and 0.954 in its Isp efficiency are needed to satisfy the mission requirements. Besides, the experimental study was conducted to confirm the validity of anticorrosion coating on A6061 alloy in high-pressure and high-temperature ethanol.

Keywords : Bioethanol, Reusable Rocket Engine, GG Cycle, Anti-Corrosion Coating

1 背景・目的

現在, 宇宙空間への輸送システムにはロケット推進系が用いられている。しかし再使用性を持たないために運用コストが高くなる点や, 環境適合性を有さない点について課題が残されており, これらの課題は今後宇宙開発を加速していくうえで問題となる恐れがある。そのため今後は, 環境適合性を有した完全再使用型ロケット推進系の実現が求められる。

そこで近年バイオエタノール (BE) をロケット

燃料として用いることが期待されている。BE は, 植物由来の原料から生産されるので環境適合性の面においても優れている。さらに, 煤の発生は少なく, 再使用性は低下しないと考えられる。

しかし, エタノールを推進系に適用する場合には, 比推力のような性能面においてメタンなどの炭化水素系燃料より劣ることを考慮する必要がある。そのため, システムの成立性に関する検討を要する。

そこで, JAXA では小型衛星の即応的な打ち上げミッション向きの部分再使用型小型打ち上げ機を想定し, 500 kg 以上のペイロードを高度 500 km の地球低軌道に投入するという要求を達成可能なシステムの検討を進めている⁽¹⁾。そして, この検討では再使用ブースターと使いきり上段という二段式

*1 室蘭工業大学 航空宇宙システム工学専攻

*2 室蘭工業大学 もの創造系領域

*3 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

*4 (独) 宇宙航空研究開発機構

の構成を想定している。よって本検討では、ブースター段エタノールエンジンへの適用を目指し、設計点調整を行いやすく開発コストの抑えられる Gas Generator (GG) サイクルに焦点を当て、成立性の検討を行った。なお、本検討における燃焼器冷却通路の圧損や、温度上昇、インジェクター圧損等については基礎実験結果や経験値を反映している。

さらに、エタノールロケットエンジンの実現への技術的課題である、BE とロケットエンジン材料の適合性についてもその特徴と対策について基礎実験結果と共に示す。

2 要求性能

本検討では、小型衛星打ち上げシステムに搭載するエンジンの概略検討のため、表 1 に示す要求性能に基づく推進システムの概念検討を実施し、成立性の検討を行う。

表 1 ロケットエンジン要求性能

項目	数値	特記事項
酸化剤	液体酸素	
燃料	エタノール	
2基搭載	真空中推力	785 kN 以上
	海面上推力	706 kN 以上
真空中比推力	315 sec 以上	
ノズル直径	1.6m 以下	

3 検討仕様

3.1 エンジン主燃焼室設計

主燃焼室の設計に際して、燃焼室圧力等の主要な定格は NASA CEA2 を用いたパラメトリックスタディーにより得られたので以下に示す。

1) 主燃焼室圧力 (P_c)

高い燃焼室圧力を持つ燃焼器の開発には技術的困難が伴う。そのため、可能な限り低い燃焼室圧力でシステムを成立させることが望ましい。そこで本検討において P_c は、エタノールの超臨界圧力 6.14 MPaA を上回る圧力 ($P_c = 7$ MPaA) とする。

2) 混合比 (O/F)

LOX/エタノール 2 液推進系の最適 O/F は NASA CEA2 を用いて検討した。最適 O/F は平衡流・凍結流の仮定や燃焼室圧力にも依存するが、CEA では平衡流を仮定し、本検討での O/F は 1.8 とする。

3) 収縮比 (A_c/A_t)

インジェクターとノズル入口間の全圧比が 1 に近い値となる収縮比 ($A_c/A_t = 3$) で固定する。

4) 膨張比 (A_e/A_t)

膨張比は剥離限界を考慮する必要がある。そこで、剥離が生じる壁面静圧 P_{wall} を、式(1)に示す Schilling の実験式⁽²⁾により確認した。ここで、 P_a は外気圧力、 P_c は燃焼室圧力である。

$$P_{wall} = 0.583P_a(P_a/P_c)^{0.195} \quad (1)$$

なお、NASA SP-8120⁽²⁾ではノズル出口圧力は剥離壁面静圧に対して 20%の余裕を見ることが推奨されている。そのため、図 1 に NASA CEA2 より求めたノズル出口圧力と Schilling の実験式に 20%の余裕を持たせた剥離壁面静圧を示す。また、図 2 に膨張比に対する比推力、推力とそれぞれの要求値を併記する。図 1, 図 2 より、本検討では $A_e/A_t = 25$ とする。

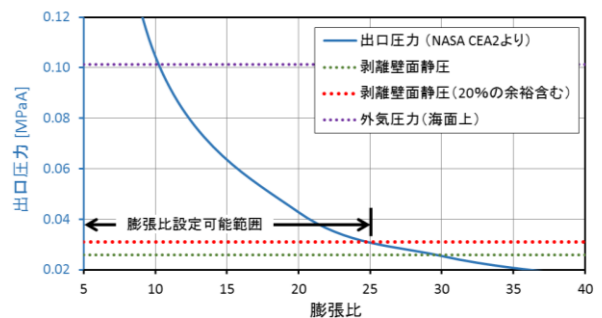


図 1 剥離限界静圧とノズル出口静圧

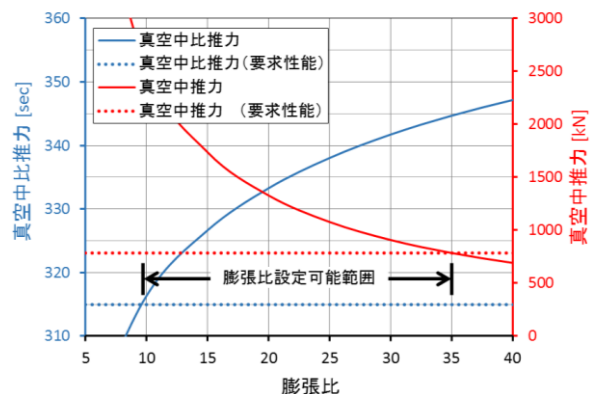


図 2 膨張比と比推力・推力の関係

5) 燃焼室形状

図 3 に主燃焼室のノズル形状を示す。 L_t , L_e については収縮比、膨張比を満たすように決定される。

また、エタノールの燃焼室特性長さ L^* はケロシンの場合の値を NASA SP-125⁽³⁾ より参照し、約 1 m とした。そして、 L_c については式(2)に示す L^* の定義により決定される。

$$L^* A_t = L_c A_c + V_t \quad (2)$$

ここで、 V_t は狭まり部の燃焼室体積である。

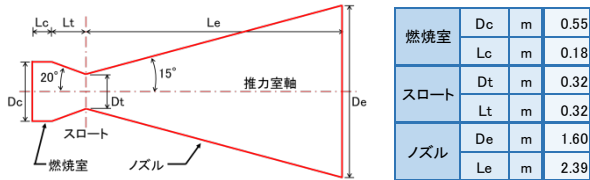


図3 主燃焼室ノズル形状

以上より、海面上推力や燃焼室流量等が上記の設計値により求めることができる。そこで、本検討における主燃焼室の定格一覧を表2に示す。

表2 主燃焼室 定格一覧

燃焼室圧力	MPaA	7	真空中	推力	kN	1078.4
燃焼室温度	K	3455		推力係数	-	1.916
投入温度	燃料	K	390	比推力	sec	338.0
	酸化剤	K	90	海面上	推力	kN
混合比	-	1.8	海面上	推力係数	-	1.798
膨張比	-	25		比推力	sec	317.4
収縮比	-	3	特性排気速度	m/sec	1731	
出口直径	m	1.6	燃焼室流量	kg/sec	325.3	

3.2 ガス発生器 (GG)

GG 燃焼室圧力は主燃焼室と同じ値に設定し、GG 燃焼室温度は再使用に伴う耐久性を考慮して 850K 程度とした。そして、O/F は NASA CEA2 による平衡計算を行い、燃焼室温度を満たす値に決定した。図4に示す計算結果より、GG の混合比は O/F = 0.05 とする。また、本検討における GG の定格一覧を表3に示す。

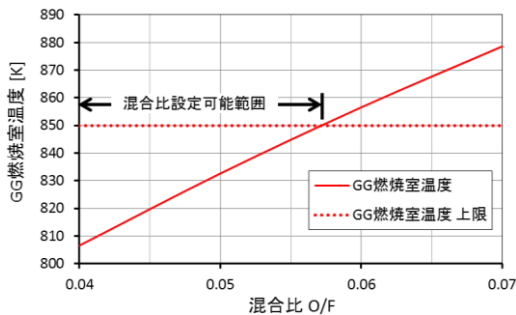


図4 混合比 O/F と GG 燃焼室温度

表3 GG 定格一覧

燃焼室圧力	MPaA	7	投入温度	燃料	K	300
燃焼室温度	K	833		酸化剤	K	90
縮小比	-	1.5		混合比	-	0.05

3.3 タンク初期条件・圧損係数

LOX とエタノールの密度は近い値であることから、タービンを共有して 1 軸とする設計も考えられる⁽⁴⁾。しかし、本検討では設計点の柔軟性を重視して図5に示す 2 軸式とする。

タンク圧についてはターボポンプキャビテーションを避けるため、NPSH を考慮して図5の値とする。なお、酸化剤側ポンプの NPSH については NAL TR-696⁽⁵⁾、NAL TR-716⁽⁶⁾などを参照し、燃料側ポンプの NPSH については RP-1 の場合⁽³⁾を参照した。いずれも 0.3 MPaA 程度が下限として妥当な値である。

また、各ラインにおける圧損係数については基礎実験結果や経験値を反映して図5のように仮定する。なお、圧損係数の定義については当該ラインにおける (上流圧力 - 下流圧力) / 基準圧力とした。

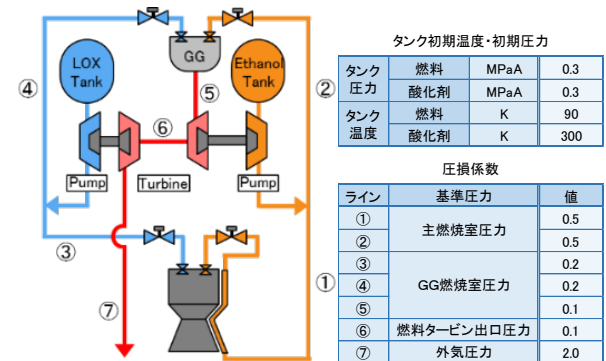


図5 系統図, タンク条件, 圧損係数

4 設計点解析手法

ブリード比の決定は図6に示すプロセスにより実施した。まず、GG 流量仮定値を用いて燃料側および酸化剤側の必要ポンプ仕事を算出する。次に燃料側タービン圧力比を仮定すると自動的に酸化剤側タービン圧力比も決まるので、この時に必要ポンプ仕事と釣り合うために燃料・酸化剤側タービンが要求するブリード比 (BL_{fu} , BL_{ox}) を決定する。燃料・酸化剤側タービン圧力比を振った際に、 $BL_{fu} = BL_{ox}$ となる点がブリード流量最小

となる点である。そして、この結果を反映して GG 流量を更新し、再度ポンプ仕事を求めるイタレーションを行う。GG 流量のイタレーションについては 3~4 回のループで更新幅 0.01 kg となるため、ここで計算を打ち切った。

参考として、燃料側タービン圧力比に対する燃料側・酸化剤側要求ブリード流量の関係を図 7 に示す。交点の所でサイクルの要求するブリード比は最小となり燃料側タービン圧力比がこれよりも小さい場合には燃料側タービンは多くのブリード流量を要求し、酸化剤側は少ないブリード流量で成立する。この差分はバイパスして排ガスとすることでシステムを成立させることは可能であるが、1 次検討では最小ブリード流量で成立する点を探るものとし、燃料側要求流量と酸化剤側要求流量がつりあう点を設計点とする。

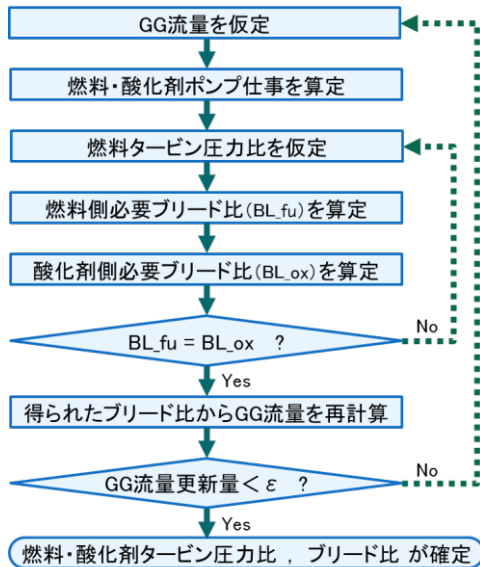


図 6 ブリード比の推算プロセス

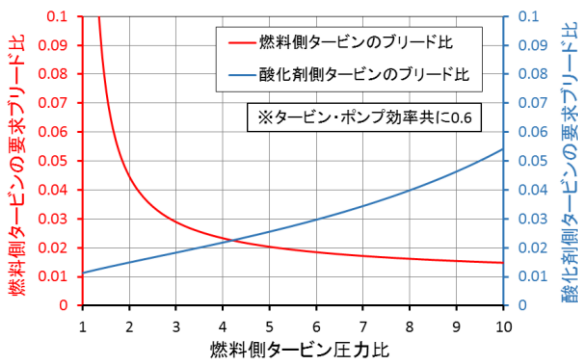


図 7 最適ブリード比

5 GG サイクル設計点解析結果

ブリード比の計算結果を表 4 にまとめる。表 5, 図 8 に示すシステム比推力(真空中)はチャンバ比推力に対してブリード比の割合だけ低下する。なお、ここでは必要な Isp 効率を逆算できるよう、Isp 効率を 1.0 と仮定した場合のマッピングを行った。

F-1 エンジン, H-1 エンジンなどの GG サイクルを用いたケロシン/LOX エンジン実機におけるタービン・ポンプ効率はその燃焼室圧力や推力レベルによらず 0.6~0.7 程度以上達成しており⁽⁷⁾, タービン段数と重量とのトレードオフスタディは必要であるものの、このレベルの効率は実現可能性があると考えられる。本検討においては、タービン・ポンプ効率共に 0.6 の場合、GG サイクルによりシステムが成立するには Isp 効率 0.954 が必要であることが表 5 より逆算される。JAXA 角田でのエタノール燃料を用いた基礎特性試験ではこのような Isp 効率は得られていないが⁽⁸⁾, チャンバが大型化すれば効率は良くなる傾向があることや、ブリードガスの燃焼室への再投入による推力寄与分も含め、現時点において開発コストの低い GG サイクルでの成立可能性についてはさらに精査する価値があると判断する。なお、2 段燃焼サイクルでの成立可能性はチャンバ比推力 338 秒に Isp 効率を乗じたものであり、こちらも Isp 効率 0.932 以上と比較的高い効率を要求する。ブリード比の分がそのまま GG サイクルとの差となっている。

表 4 ブリード比

BL [%]	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	22.0	13.9	10.2	8.1	6.7	5.6
	0.3	14.4	9.2	6.7	5.3	4.4	3.8
	0.4	10.7	6.9	5.1	4.1	3.4	2.9
	0.5	8.5	5.5	4.1	3.2	2.7	2.3
	0.6	7.2	4.6	3.4	2.7	2.3	2.0
	0.7	6.2	4.0	3.0	2.4	2.0	1.7

表 5 システム比推力

システム Isp [sec]	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	310.7	315.4	319.0
	0.3	289.4	307.0	315.3	320.0	323.2	325.2
	0.4	301.7	314.8	320.8	324.3	326.7	328.4
	0.5	309.2	319.5	324.2	327.2	329.1	330.4
	0.6	313.8	322.5	326.4	328.9	330.3	331.4
	0.7	317.2	324.6	327.9	330.0	331.4	332.4

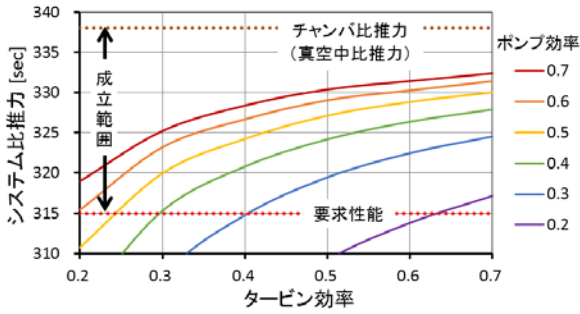


図 8 成立範囲とシステム比推力

6 技術的課題 (材料適合性)

6.1 概要

エタノール推進剤はアルミニウムおよびゴム製 O リング等に対する腐食性が高く、防食等の対策が必要である。室蘭工業大学ではこれまで、BE とロケットエンジン材料の適合性についての系統的な基礎実験を行っており⁹⁾定量的な知見を得ているので、その一例を紹介する。

6.2 A6061+アルマイト防食の評価

6.2.1 実験装置・実験方法

本実験で使用した実験装置を図 9 に示す。図 9 のオートクレーブを用いた高温高压実験では、供試液と試験片を投入した容器を窒素ガスで加圧後、ヒーターで加熱して一定温度に保持した。

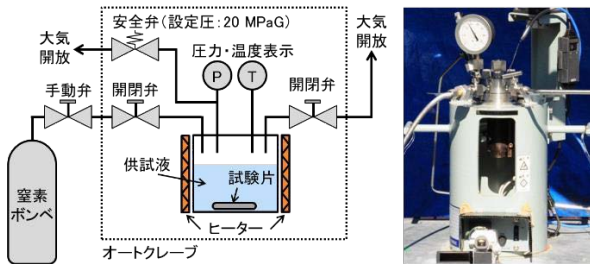


図 9 実験装置 (オートクレーブ)

6.2.2 実験条件

実験条件一覧を表 6 に示す。本実験では Al 合金系材料の A6061 (Al-Mg-Si 系合金) にアルマイト処理を施した試験片を用いた。なお、試験片作製時に生じる未処理部分には、適合性が確認されている Ni メッキを施した。実験条件ではエタノールの臨界点 (約 514 K, 約 6.14 MPaA) および材料の耐熱温度等を考慮した。

表 6 実験条件

供試材料	温度	圧力	時間	供試流体	BE投入量
A6061+アルマイト (皮膜厚さ:30 μ m)	523 K	約10 MPaG	120 min	BE	20 ml

6.2.3 実験および分析結果

実験および分析結果を図 10 と図 11 に示す。外観観察では実験前後での変化は見られず、防食効果を確認した。次に、実験後の試験片の端面を研磨し、EPMA で面分析したが、BE による腐食は確認されなかった。また、角部は皮膜が非常に薄いことが確認できた。このように極めて薄い皮膜でも防食効果を示したが、端部では皮膜が成長しにくいことが確認された。この技術を実際の推進システムに適用するためには、前処理に面取りなどを行い、皮膜の成長を促進させることが必要と考えられる。

Al は両性金属であり、その酸化物であるアルマイト皮膜でも、中性であるエタノールに対して良好な耐食性を示すと考えられる。また、アルミナは絶縁体であり、電子の授受を伴う腐食反応の進行を抑制したと推測される。

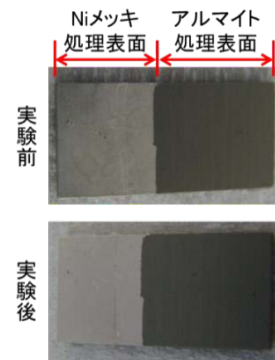


図 10 外観観察結果

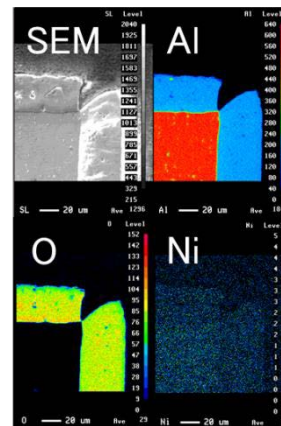


図 11 EPMA 分析結果

6.3 現在までの材料適合性評価結果

本実験では BE ロケットエンジンにおける材料適合性評価と, Al の腐食に関する基礎的知見を得るために浸漬実験を実施した. 実験により現在までに得られた知見の一覧を表 7 に示す⁽¹⁰⁾.

表 7 現在までの適合性評価結果

ロケットエンジン材料		温度範囲[K]				備考	
分類	試験片材料	常温	~400	~523	~750		
Cu, Cu合金	OMC	○	○	○	-	EPMAでSの検出	
	SMC	○	○	○	○		
	OFHC	○	○	○	○		
Ni, Ni合金	Ni	○	○	○	○	EPMAでSの検出	
	HASTELLOY-X	○	○	○	○	EPMAでSの検出	
	Inconel600	○	○	○	○		
ステンレス	A286	○	○	-	-		
	SUS304	○	○	○	○		
	SUS316	○	○	-	-		
Ti	Ti	○	○	○	○		
Al合金	A6061	x	x	x	-		
	A6061+Niメッキ	○	○	○	-		
	A6061+アルマイト	○	○	△	-		熱サイクルで酸化
樹脂	PEEK	○	○	-	-		
	PTFE	○	○	-	-		
	EP/CF	x	x	x	-		
	BMI/CF(積層板)	△	△	△	-		
	BMI/CF(織物)	○	x	x	-		織物では亀裂発生
	PI/CF	○	x	x	-		亀裂発生
	SI/GF	△	x	x	-		
CFRP+Niメッキ	○	○	○	-	線膨張係数に注意		
ゴムシート	エチレンプロピレン	○	○	-	-	メタルのリング等の使用が望ましい	
Oリング	シリコン(VMQ)	x	x	-	-		
	フッ素(FKM)	○	x	-	-		
	ニトリル(NBR)	x	x	-	-		
	HNBR	○	x(380)	-	-		
	ACM	x	x	-	-		
	EPDM	○	x	-	-		
	FVMQ	x	x	-	-		
	Viton(フッ素ゴム)	-	x	-	-		
	Kalrez	○	x	x	-		
	Viton+Teflon	○	x	x	-		

※ ○:適合性あり, △:条件付き適合性, x:適合性なし, -:未実施

7 結言

JAXA リファレンスミッションにおいて提示された要求仕様に対して, バイオエタノール/LOX を推進剤とする 2 液式エンジンに GG サイクルを採用した場合の成立性について検討した. 燃焼室圧力を 7 MPaA, 膨張比を 25, 燃料投入温度を 390 K に設定した場合, タービン・ポンプ効率共に 0.6 で,

Isp 効率 0.954 ならば仕様を満たすことが判明した.

また, エタノールを推進剤として使用する際には, アルミ等への腐食性の問題を解決する必要がある. しかし, 高圧・高温環境を模擬したオートクレーブ内でアルマイト防食されたアルミニウムはエタノールによる腐食を受けないことを定量的に確認した.

参考文献

- (1)石本真二:”再使用将来輸送系リファレンスモデルの検討状況”, 第 3 回再使用将来輸送系ワークショップ, 2014.6.26
- (2)”Liquid Rocket Engine Nozzles”, NASA SP-8120, 1976
- (3)Huzel,D.H., Huang,D.K.:”Design of Liquid Propellant Rocket Engines”, NASA SP-125, 1971
- (4)河津要, 根岸秀世, 山西伸宏:”LOX/エタノール再生冷却ロケットエンジンのシステム成立性検討”, JSASS-2010-4494, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010
- (5)上條謙二郎, 志村隆, 橋本亮平, 山田仁, 野坂正隆, 渡辺光男, 渡辺義明, 長谷川敏, 菊池正孝, 十亀英司:”液酸・液水ロケットエンジンターボポンプシステムの研究”, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-696, 1982
- (6)山田仁, 上條謙二郎, 渡辺光男, 平田邦夫:”ロケット用液体酸素および液体水素ポンプ・インデューサの吸込性能” 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-716, 1982
- (7)”Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines”, NASA SP-8107, 1974
- (8)笹山容資, 東野和幸, 牧野隆, 石川康弘, 野口雄一:”バイオエタノールロケットエンジン燃焼器噴射エレメントに関する実験的研究”, JSASS-2011-4396, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011
- (9)泉俊太郎, 杉岡正敏, 東野和幸:”バイオエタノールロケットエンジンにおけるアルミニウムの材料適合性に関する研究”, JSASS-2012-4403, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012
- (10)泉俊太郎, 杉岡正敏, 東野和幸, 東伸幸, 小林悌宇:”液体ロケットエンジンにおけるバイオエタノールの材料適合性に関する実験的研究”, JSASS-2013-H046, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会, 2013