複合サイクルを用いたロケットエンジンの高比推力化に関する研究

Study of Improving LRE's Isp with Use of Combined Cycle

○ 藤森 光明 (静岡大学大学院)

正 平田 邦夫 (静岡大学大学院)

Mitsuaki Fujimori, Shizuoka University, Johoku3-5-1, Hamamatsu, Japan

Kunio Hirata, Shizuoka University, Johoku3-5-1, Hamamatsu, Japan

Key Words: Rocket Engine, Combined Cycle, Reliability, Simple Turbo Pump Design

1. 緒言

世界の第一段 LH2/LOX ロケットエンジンの性能比較を Fig.1 に示す。一般的に、燃焼室圧力が低いとコストパフォーマンスに優れ、比推力が高いとミッション達成能力が高い傾向がある⁽¹⁾。アメリカ合衆国の基幹ロケットであるデルタIVロケットシリーズには、第一段エンジンとして RS-68 エンジンが使用されている。このエンジンは徹底した低コスト設計が行われ、低圧燃焼ながら推力は大きい。しかしながら、ガスジェネレータサイクルを採用しているため、他の LH2/LOX エンジンに比べ比推力が小さい。

本研究では、この RS-68 をリファレンスエンジンとして、他のエンジンサイクルと組み合わせることで比推力の向上を狙い、より高度なミッション要求に対応できる低コストで信頼性の高いエンジンの提案と評価を目的とする。

研究の流れは、まず RS-68 の性能計算を行い、計算手法の妥当性を確認する。次に提案するサイクルの計算を行い、燃焼室圧力が比推力に及ぼす影響について既存のサイクルと比較する。最後に実際に打ち上げたときの比推力変化を計算し、平均比推力がどの程度向上したかを考察する。

2. ロケットエンジンサイクル

2.1 ガスジェネレータ (G.G) サイクル

Fig.2.1 に示すように、ガス発生器に推進剤の一部をブリードし、発生させた燃焼ガスによってタービンを駆動させるサイクルである。タービン駆動ガスを排出してしまうため、閉サイクルと比較して比推力が小さい。

2.2 ガスジェネレータ (G.G) + エキスパンダ (EX) サイクル

比推力向上のためには、タービン排気ガスの流量を減少させればよい。そこで Fig.2.2 に示すように、ガスジェネレータで発生させた燃焼ガスで LH2 タービンを駆動し、燃焼器を冷却して得た高温の酸素ガスで LOX タービンを駆動するサイクルを考案した。また、このサイクルを採用することで、LH2 タービンを水素リッチの燃焼ガス、LOX タービンを酸素ガスで駆動できるので、ターボポンプのシールが簡素にでき、信頼性のより高いエンジンが期待できる。

3. 数値計算

3.1 固定パラメータ

各サイクル計算において、燃焼室流量、燃焼室混合比、GG 混合比、各ポンプ入口圧力、GG タービン出口圧力を固定する。またこれらの数値は RS-68 のデータを用いる。

3.2 G.G サイクル計算

各ポンプ必要馬力、LH2 タービン流量、LOX タービン流量を反復計算で求める。RS-68 の性能計算では、実際のノズル膨張比を用い、サイクル比較のための計算では、剥離限界膨張比ノズルを用いて推力・比推力を計算する。

3.3 G.G + EX サイクル計算

まず各ポンプの必要馬力を計算する。次に LH2 タービンはタービン流量、LOX タービンは圧力比を反復計算で求め、剥離限界膨張比ノズルを用いて推力・比推力を計算する。なお燃焼室からの受熱量は RL10A3-3 (EX サイクル) エンジンの緒元を元に、RS-68 での受熱量を仮定する。

Fig.3 に計算の流れを示す。

Fig.1 LH2/LOX rocket engine performance comparison

Fig.2.1 G.G Cycle

Fig.2.2 G.G + EX Cycle

Fig.3 Calculation Flow

4. 基礎式

記号

E_p ; ポンプ馬力	ΔP ; 圧力損失	ρ ; 燃料密度
E_t ; タービン馬力	k ; 圧力損失係数	γ ; 比熱比
η_p ; ポンプ効率	P_c ; 燃焼室圧力	P_a ; 外気圧
η_t ; タービン効率	g_0 ; 重力加速度	C_p ; 定圧比熱
MRC ; 燃焼室混合比	$\dot{m}_t$; タービン流量	$\dot{m}_p$; ポンプ流量
$\dot{m}_c$; 燃焼室燃料流量	$\dot{m}_g$; GG 燃料流量	C_F ; 推力係数
C^* ; 特性排気速度	P_e ; ノズル出口圧力	P_s ; 剥離限界圧

A_t ;スロート面積 A_e ;ノズル出口面積 F ;推力
 P_{pi} ;ポンプ入口圧力 P_{pe} ;ポンプ出口圧力 I_{sp} ;比推力
 P_{ti} ;タービン入口圧力 P_{te} ;タービン出口圧力
 M_s ;剥離限界マッハ数 T_i ;タービン入口温度

4.1 圧力損失

各圧力損失は燃焼室圧力に比例するものとする.

$$\Delta P = k \cdot P_c \quad \dots (1)$$

4.2 ポンプ馬力・タービン馬力

ポンプ馬力とタービン馬力の式を次に示す.

$$E_p = \frac{\dot{m}_p (P_{pe} - P_{pi})}{\eta_p \rho} \quad \dots (2)$$

$$E_t = \eta_t \cdot \dot{m}_t \cdot C_p \cdot T_i \left(1 - \left(\frac{P_{te}}{P_{ti}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \quad \dots (3)$$

ロケットエンジンが定常運転中のとき、次式を満たす.

$$E_p = E_t \quad \dots (4)$$

4.3 剥離限界ノズル

サイクル比較の際、ノズル条件は同じにする必要がある。
 ここでは燃焼室圧力に対応した剥離限界ノズルを用いる。
 このノズルの膨張比の式を次に示す.

$$\frac{P_a - P_s}{P_s} \approx 0.55 M_s \quad \dots (5)$$

$$\frac{P_s}{P_c} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_s^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \dots (6)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_c}{P_s} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad \dots (7)$$

このノズルの推力係数の式を次に示す.

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \frac{A_e}{A_t} \quad \dots (8)$$

4.4 推力・比推力

特性排気速度は、燃焼室混合比の関数となる.

$$C^* = f(MR_c) \quad \dots (9)$$

推力・比推力の式を次に示す.

$$F = \dot{m}_c \cdot C^* \cdot C_F \quad \dots (10)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}_c + \dot{m}_g) \cdot g_0} \quad \dots (11)$$

5. 計算結果

計算結果を Fig.4 に示す.

5.1 RS-68

RS-68 と同じ燃焼室圧力のとき、計算結果と実際のデータはほぼ一致した。よって計算手法は妥当であることが確認された。

5.2 G.G サイクル

RS-68 に剥離限界膨張比ノズルを採用したとき、海面上比推力は RS-68 よりも劣るが、真空中比推力は向上する。しかし、燃焼圧が 12[MPa]を超えると、それ以上真空比推力は上昇しなくなり、さらに 18[MPa]を超えると低下する。

5.3 G.G + EX サイクル

GG サイクルに比べて、比推力は海面上で 2.7~4.9 [s], 真空中で 3.4~5.9 [s]向上する。またできる限り高い燃焼室圧力にしたほうが、比推力が向上する。しかし燃焼室圧力が 12.4[MPa]を越えると、サイクル成立解が存在しなくなる。

5.4 最大 LOX 吐出圧

Fig.5に GG+EX サイクルにおける燃焼室圧力によるポンプ吐出圧の変化を示す。システムが成立する最大燃焼室圧力付近において、LOX 吐出圧が急激に上昇する。そのため、それ以上の燃焼室圧力ではサイクルが成立しない。

最大 LOX 吐出圧は 50[MPa]程度となり、これは SSME と同程度である。しかし SSME が一部の LOX を昇圧しているのに対し、このサイクルでは全ての LOX を昇圧する必要がある。

5.5 平均比推力

飛行高度による比推力の変化を Fig.6 に示す。サイクル比較のために、一段目に RS-68 を 5 基使用する Ares V をリファレンスロケットとする。燃焼室圧力は RS-68 と同じ 9.72[MPa]とし、高度は Ares V のデータ⁽²⁾より 122[km]まで計算を行う。この間の平均比推力は、RS-68 が 405.8[s], GG サイクルが 412.3[s], GG+EX サイクルが 417.2[s]となる。RS-68 が剥離限界膨張比ノズルを採用するだけで、平均比推力が 6.5[s]向上するが、EX サイクルとの複合サイクルにすれば、平均比推力がさらに 4.9[s]向上する。

6. 結言

比推力が低い GG サイクルの比推力を向上させるため、EX サイクルを組み合わせた複合サイクルを考案した。

複合サイクルは、燃焼室圧力に限界があるが、同じ燃焼室圧力において GG サイクルと比較して、比推力を 4.9[s]を向上させることができる。また、ターボポンプのタービン駆動ガスとポンプ流体が混合した場合も安全なので、ターボポンプの設計を簡易にし、より信頼性の高いものにできる。

Fig.4 Calculation result

Fig.5 Pump Outlet Pressure

Fig.6 Change of Isp

参考文献

- (1) B. K. Wood 「Propulsion for the 21st Century-RS-68」 AIAA2002-4324, 2002
- (2) 「Ares V Overview ESMD Technology Exchange Conference」