

ISSN 0389-4010
UDC 621.45.01
629.7.036
629.7.036.22

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1042

スクラムジェットエンジンサイクル性能比較

荻田 丈士 ・ 升谷 五郎 ・ 若松 義男
鎮西 信夫 ・ 冠 昭夫

1989年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 仮定および計算方法	2
2.1 エンジンサイクル・スキマティック	2
2.2 エンジン形状	3
2.3 物性値	3
2.4 サイクル・バランス	3
2.5 熱伝達および圧力損失	5
2.6 エンジン正味推力および比推力	6
3. 結果および考察	6
3.1 ポンプ出口圧力	6
3.1.1 飛行マッハ数の影響	6
3.1.2 飛行動圧の影響	7
3.1.3 燃料噴射 / 空気動圧比の影響	7
3.2 燃料流量	7
3.2.1 飛行マッハ数の影響	7
3.2.2 飛行動圧の影響	9
3.2.3 燃料噴射 / 空気動圧比の影響	9
3.3 比推力	9
3.3.1 飛行マッハ数の影響	9
3.3.2 飛行動圧の影響	9
3.3.3 燃料噴射 / 空気動圧比の影響	10
3.4 エンジン正味推力	10
3.5 サイクル性能比較	10
4. 結 論	12
付録 ロケットの代表的なエンジンサイクル	13

スクラムジェットエンジンサイクル性能比較*

荻田 丈士** 升谷 五郎** 若松 義男**
鎮西 信夫** 冠 昭夫**

A Comparison of Scramjet Engine Performances of Various Cycles

Takeshi KANDA, Goro MASUYA, Yoshio WAKAMATSU
Nobuo CHINZEI, Akio KANMURI

ABSTRACT

Assuming an airframe-integrated hydrogen fueled scramjet engine, we compared the performances of engines of various engine cycles: an expander cycle, a staged combustion cycle, a coolant bleed cycle, and a gas generator cycle. Each engine was regeneratively cooled by liquid hydrogen. Effects of flight Mach number, flight dynamic pressure, and fuel injection to air dynamic pressure ratio were examined as related to the power balance of the propellant feed line. It follows that the system pressure of the closed loop cycle increases and the specific impulse of the open loop cycle decreases with increasing flight Mach number, flight dynamic pressure, or fuel injection to air dynamic pressure ratio, i.e., with increasing fuel injector manifold pressure. Of the four cycles, the coolant bleed cycle shows well balanced engine performance, keeping the system pressure within a reasonable range.

記	号		
A	: 断面積	m^2	W : 動力
C_p	: 定圧比熱	$J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$	r : 比熱比
d	: 直径	m	η : 効率
F	: 推力	N	λ : 管摩擦係数
I_{sp}	: 比推力	$m \cdot s^{-1}$	ρ : 密度
\dot{m}	: 質量流量	$kg \cdot s^{-1}$	添字
P	: 圧力	Pa	a : 加速
q	: 動圧	Pa	cl : 冷却剤
Rq	: 燃料噴射 / 空気動圧比	—	f : 燃料, 摩擦
T	: 温度	K	H_2 : 水素
u	: 速度	$m \cdot s^{-1}$	inj : 燃料噴射器
			p : ポンプ
			st : 量論混合比
			t : タービン
			1 : 入口

* 平成元年 9 月 22 日 受付

** 角田支所

- 2 : 出口
 ∞ : 自由流

1. ま え が き

近年、スペースプレーン用エンジンとしてスクラムジェットの研究開発が進められている。ロケットを始めとする宇宙用エンジンの燃料供給方法は、エンジンシステム全体の性能に及ぼす影響が大きいために、燃料供給方式の観点からエンジンサイクルの検討を行う必要がある。著者らのこれまでの検討から¹⁾,

- (1) マッハ数などのエンジン作動環境が変化するとつれて燃料流量、エンジン冷却流量も変化すること。
- (2) 推進剤供給系であるターボポンプの作動点も広範囲にわたること。
- (3) エンジンサイクルによってエンジン性能に違いが出てくること。

等が明らかとなり、推進剤供給系についての検討、すなわちエンジンサイクルの比較検討の重要性が明らかとなった。しかしながら著者らの知る範囲では、燃料供給系について少しでも記述のある報告は少なく¹⁻⁴⁾、種々の燃料供給サイクル間の比較、選定についてはいまだ報告がない。

本報告では機体組み込み型水素燃料スクラムジェットエンジンをいろいろなサイクルで構成し、そのエンジン性能の比較を行った。検討したエンジンサイクルはエキスパンダー・サイクル、二段燃焼サイクル、クーラント・ブリード・サイクル、ガス発生器サイクルである。

エンジンサイクルの評価には燃料供給系のパワーバランスから定まる燃料供給系の圧力レベルおよびエンジンシステム全体の推力および比推力などの性能の検討が必要である。燃料供給系のパワーバランスに関連して、エンジン性能に影響を及ぼすと考えられる要因に次の3つが挙げられる。すなわち(1)飛行マッハ数 M_∞ 、(2)飛行動圧 q_∞ 、(3)燃料噴射位置における燃料噴流と空気流の動圧比 Rq 、である。これら3つ要因の及ぼす効果について検討を行った。

飛行マッハ数

飛行マッハ数と、燃料供給系を考慮しないスクラムジェットのエンジン性能との関係については幾つかの報告がある^{5,6)}。しかしながら飛行マッハ数と燃料供給サイクルによるエンジン性能との関係について調べることも、飛翔解析上、重要であると思われるが、これまで検討がなされていない。ここでは飛行マッハ数6から12の範囲で検討を行った。

飛行動圧

これまで行われたスペースプレーンの飛翔解析では、スクラムジェット作動時には飛行動圧一定の経路に沿って飛行することが想定されている⁷⁾。飛行動圧はエンジン推力に影響するだけでなくエンジンシステムの圧力レベル、特に燃料噴射器マニホールド圧力にも影響を及ぼす。ここでは飛行動圧25kPaから150kPaの範囲で検討を行った。

燃料噴射 / 空気動圧比

超音速で流入する空気と燃料との効率良い燃焼という観点からいえば、燃料噴射 / 空気動圧比には最適値が存在すると考えられるが、しかしながらその値はまだ明らかではない⁸⁾。一方、燃料供給系の設計上の観点からいえば燃料噴射 / 空気動圧比は低い方が望ましい。そこで著者らは、燃焼器での混合性能から要求される燃料噴射 / 空気動圧比をパラメータに選び、0.5から5の範囲で検討を行った。

検討にあたって、飛行マッハ数10、飛行動圧100kPa、燃料噴射 / 空気動圧比3をエンジン作動上の基準状態とにおいて、性能その他の比較の際の標準とした。検討範囲を図1に示す。

2. 仮定および計算方法

2.1 エンジンサイクル・スキマティック

本報告で検討を行ったエンジンサイクルのスキマティックを図2に示す。(a)はエキスパンダー(Expander, Ex.)サイクル、(b)は二段燃焼(Staged Combustion, S.C.)サイクル、(c)はクーラント・ブリード(Coolant Bleed, C.B.)サイクル、(d)はガス発生器(Gas Generator, G.G.)サイクルである。これらのエンジンサイクルの本質はロケット

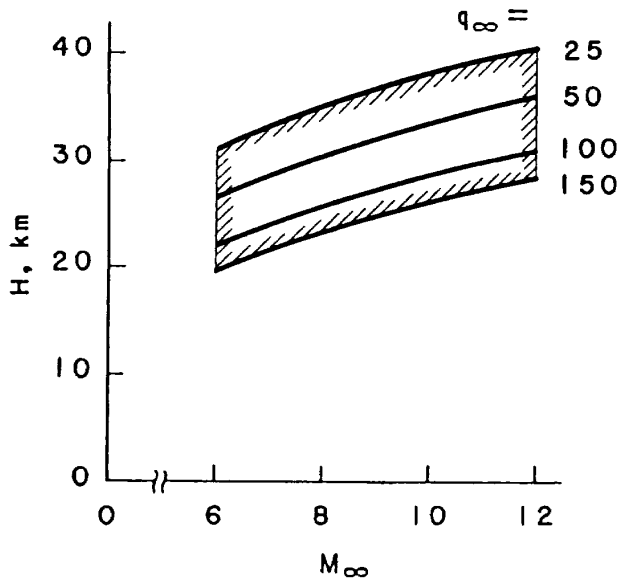


図1 検討範囲(斜線囲み部分)

エンジンで利用されてきたものと同じである。

Ex. サイクルと S.C. サイクルはタービンを駆動するガスをすべて燃焼器に噴射する閉ループサイクルである。一方, C.B. サイクルと G.G. サイクルはタービン駆動ガスを燃焼器の外へ排気する開ループサイクル(ブリード・サイクル)である。

見方を変えると, S.C. サイクルと G.G. サイクルはプリバーナーあるいはガス発生器で燃焼した高温ガスによってタービンを駆動するホット・ガス・サイクルである。また, Ex. サイクルと C.B. サイクルは再生冷却ジャケットで熱交換を行い高温になった冷却剤によってタービンを駆動するコールド・ガス・サイクルである。

燃料には液体水素を用いるものとした。ホット・ガス・サイクルのプリバーナーおよびガス発生器では機体に搭載した液体酸素を用いるものとした。

上記エンジンサイクルはロケットのエンジンサイクルを基にして構成した。ロケットのエンジンサイクルについて付録に示す。

スクラムジェット燃焼器内の当量比は原則として1に保つものとしたが, エンジン冷却に必要な水素流量が量論混合比水素流量を上回る場合には, 冷却に要する水素を全て燃焼器内へ噴射するものとした。そのとき燃焼器内の当量比は1以上になる。2段燃焼サイクルの場合, プリバーナーで予燃焼後の残留水素が流入空気と当量比1になるようにした。

6基のエンジン・モジュールを機体下面に搭載し, その燃料は1基のターボポンプで供給することを想定した。但し流量, 回転数に拠らずポンプ効率を一定に仮定しているため, エンジン・モジュール1基ごとにターボポンプを1基用いるものとしても結果に違いはない。

2.2 エンジン形状

今回の検討で用いたエンジン形状を図3に示す。空気取入口の入口での正面断面積はエンジン・モジュール1基あたり6m²である。外部ノズルは上面だけに固体壁を持ち, 内部ノズル間には隔壁はない。またカウルは燃焼器入口から内部ノズル出口までを覆う。各モジュールは燃料噴射用ストラットを2基備えている。

上記の6基のモジュールで構成されるエンジンは飛行マッハ数10, 飛行動圧100kPaで約2500kNの正味推力を発生する。

2.3 物性値

水素, 酸素および水素/酸素燃焼ガスの物性値の計算には, 水素/酸素ロケットエンジン用に開発された物性値高速計算コード‘TROY’⁹⁾を用いた。空気および空気/水素燃焼ガスの粘性の計算には Sutherland の公式を用いた。エンジン内部を流れる空気および空気/水素燃焼ガスの物性値計算には先に報告した準一次元的な方法を用いた⁶⁾。

2.4 サイクルバランス

ポンプおよびタービンの動力は次の式を用いて計算した。

$$W_p = \frac{\dot{m}_p \cdot (P_{p2} - P_{p1})}{\eta_p \cdot \rho_{p1}} \quad (1)$$

$$W_t = \eta_t \cdot \dot{m}_t \cdot C_p \cdot T_{t1} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{t2}}{P_{t1}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \quad (2)$$

水素ポンプおよび酸素ポンプの入口圧力は0.3 MPaとした。ロケットエンジンでの値を参考に¹⁰⁾閉ループサイクル・エンジンのタービン効率を0.6, 開ループサイクル・エンジンのタービン効率を0.3に, 水素ポンプ効率を0.6, 酸素ポ

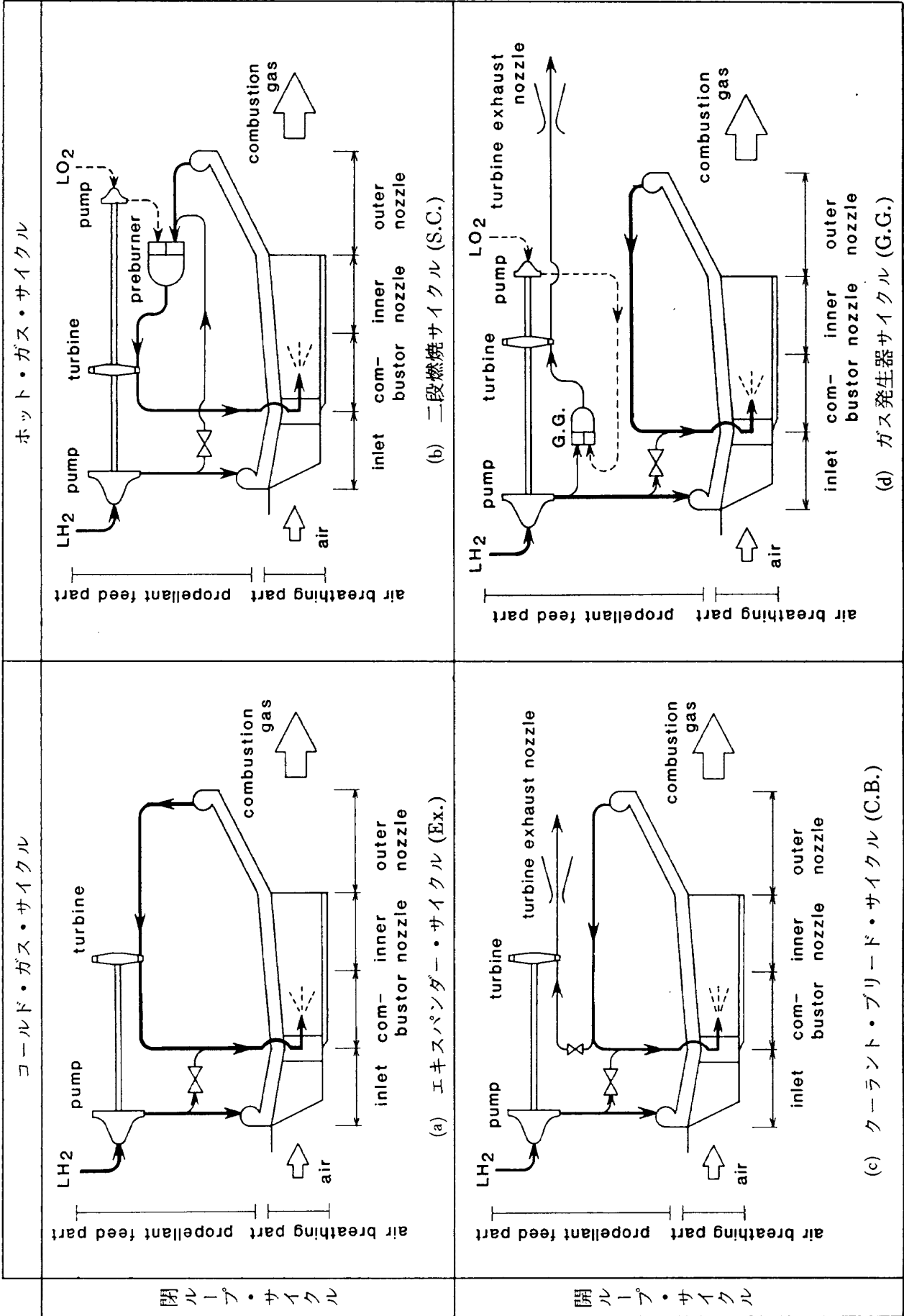


図2 エンジンサイクル・スキマティック

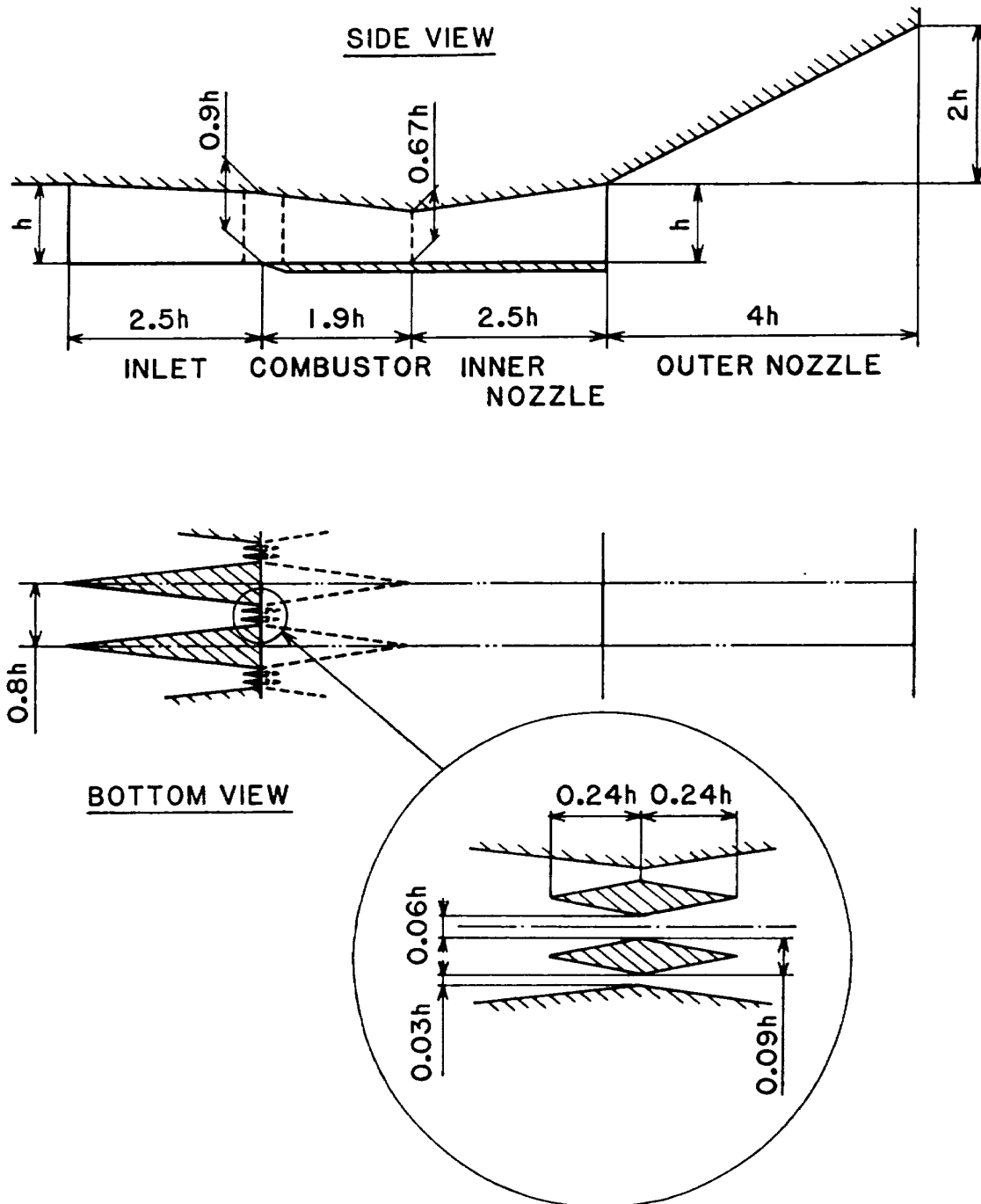


図3 エンジン形状

ンプ効率を0.4と仮定した。

開ループサイクル・エンジンのタービン排気が、タービン排気ノズル内部で剥離を起こさず常に不足膨張となる様に、タービン排気マニホールド圧力を設定した。ホット・ガス・サイクル（2段燃焼サイクル，ガス発生器サイクル）のタービン入口でのガス温度は850Kに設定した。コールド・ガス・サイクルのタービン入口でのガス温度は再生冷却ジャケットを出た水素の温度（700K）である。

2.5 熱伝達および圧力損失

側板及びストラットの前縁などの熱伝達率は極めて高く、その冷却は重要な要素技術課題であるが、サイクルバランス計算において問題になるのは全熱交換量であり、こういった高熱伝達部での局所的な高熱伝達は考慮していない。

エンジンをコンポーネントごとに、すなわち空気取入口、燃料噴射用ストラット、燃焼器、内部ノズルおよび外部ノズルをそれぞれ別々に再生冷

却するものとして熱伝達の計算を行った。流入空気および燃焼ガスといった高温ガス側の熱伝達係数の計算には Mayer の式を用いた¹¹⁾。

スクラムジェットの高温ガス側の熱伝達率は高圧ロケットエンジン、例えばスペースシャトル・メイン・エンジン¹²⁾ などよりも小さい。この違いはスクラムジェットのエンジン内部の圧力が低いことに因る。そこでエンジンはニッケル合金で製作することを想定し、高温ガス側壁温を1000Kの等温壁として熱伝達量の計算を行った。再生冷却ジャケット出口での水素温度は700Kに設定した。

再生冷却管は円形のパイプから構成され、管内の圧力損失は摩擦によるもの¹³⁾と加熱膨張加速によるもの¹⁴⁾とを考えた。それぞれ下記の式で表わされる。

$$\Delta P_f = \frac{1}{4} \cdot \lambda \cdot \frac{1}{d_{cl}} \cdot \left(\frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{\rho_2} \right) \cdot \left(\frac{\dot{m}_{cl}}{A_{cl}} \right)^2 \quad (3)$$

$$\Delta P_a = \left(\frac{\dot{m}_{cl}}{A_{cl}} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1} \right) \quad (4)$$

ここで(3)式の管摩擦係数 λ は板谷の式¹⁵⁾を用いて計算した。

その他、再生冷却ジャケットの入口マニホールドおよび出口マニホールド、燃料噴射器流路、燃料噴射器マニホールド、タービン入口および出口マニホールドでの圧力損失も考慮した。これらの圧力損失はロケットエンジンでの値を参考にしながら¹⁰⁾、噴射器マニホールド圧力で無次元化した圧力損失係数を用いて計算した¹⁾。

2.6 エンジン正味推力および比推力

開ループサイクルの場合には、推力は各エンジン・モジュール以外にタービン排気ノズルでも発生する。エンジン正味推力はこれらの推力の合計からラム抗力とプルーム抗力とを引いた値である。タービン排気ノズル内の流れは準一次元であると仮定し、ノズル効率は100%とした。エンジン比推力はこのエンジン正味推力を使用燃料流量で割った値であり、タービンで消費される燃料および酸化剤も含まれる。

量論混合比の状態での6基のエンジン・モジュール

から発生される推力と比推力とを基準推力、基準比推力とした。

S.C.サイクルでは、噴射器マニホールド内部のガスはプリバーナーで予燃焼があるために余分な水蒸気を含んでいるはずである。今回のS.C.サイクルの検討では、エンジン性能の定性的な傾向を調べるために、エンジン内部での化学反応は水素/空気/水蒸気の燃焼ではなく、水素/空気の燃焼で代用して熱伝達、推力、比推力の計算を行う簡便法を用いた。

3. 結果および考察

3.1 ポンプ出口圧力

エンジンシステム圧力、例えばポンプ出口圧力はスペースプレーンの全体性能、エンジン開発の難易などに影響を及ぼす。系の圧力が高いエンジンでは冷却ジャケット、配管などの壁が厚くなりエンジン重量が重くなる。また高圧になればなるほど開発が難しく、かつエンジンコントロールが困難になると予想される。

飛行マッハ数、飛行動圧、燃料噴射/空気動圧比によってポンプ出口圧力がどのように変わるかを図4に示す。破線は燃料噴射器マニホールド圧力、 P_{inj} である。

3.1.1 飛行マッハ数による影響

飛行動圧一定、燃料噴射/空気動圧比一定の条件では、Ex.サイクルを除く3つのサイクルでポンプ出口圧力は飛行マッハ数の増加と共に上昇している(図4(a))。噴射器マニホールド圧力も飛行マッハ数と共に上昇している。これは燃料噴射位置での空気の動圧が増加するためである。

開ループサイクル(Ex.サイクル, S.C.サイクル)の圧力は開ループサイクル(C.B.サイクル, G.G.サイクル)の圧力よりも高い。これは閉ループサイクルではタービンがスキマティック上、ポンプと燃料噴射器との間に位置するためである。

Ex.サイクルのポンプ出口圧力は他のサイクルのポンプ出口圧力よりも高い。低飛行マッハ数領域で特に高いが、これは低飛行マッハ数領域では熱交換量が僅かであるため、ポンプ所要動力を産み出すには大きなタービン圧力比が必要となるた

めである。

3.1.2 飛行動圧の影響

飛行マッハ数一定、燃料噴射 / 空気動圧比一定の条件では、燃料噴射器マニホールド圧力は飛行動圧に比例して増加する（図4(b)）。閉ループサイクルと開ループサイクルのポンプ出口圧力の差は、飛行動圧が高い領域、すなわち燃料噴射器マニホールド圧力が高い領域で顕著となる。

これは先にも述べたように閉ループサイクルのタービンがポンプと燃料噴射器との間に位置するためである。すなわち閉ループサイクルにおいて高いポンプ出口圧力を実現するためには大きなタービン圧力比が必要とされるが(1)式、(2)式参照)、大きなタービン圧力比を実現するとポンプ出口圧力は更に高くなる。燃料噴射器マニホールド圧力が高い程、高いポンプ出口圧力が要求されるが、上記のような理由から、閉ループサイクルにおいては噴射器マニホールド圧力が高くなればなる程、ポンプ出口圧力は急激に高くなる。

3.1.3 燃料噴射 / 空気動圧比の影響

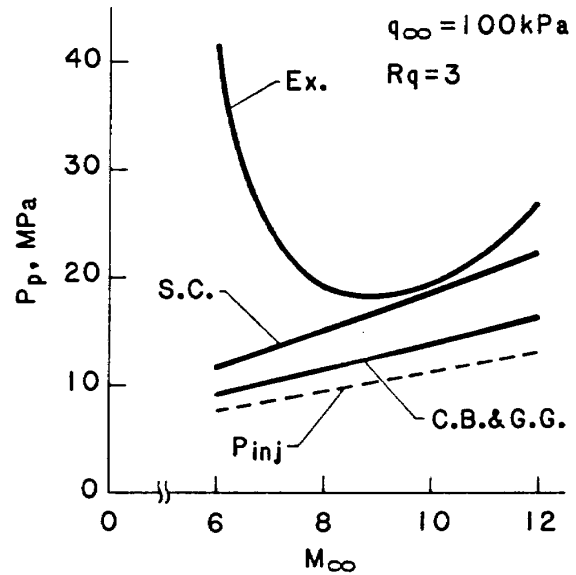
飛行マッハ数一定、飛行動圧一定の条件では燃料噴射器マニホールド圧力は燃料噴射 / 空気動圧比に比例する（図4(c)）。燃料噴射 / 空気動圧比が大きな領域で、すなわち燃料噴射器マニホールド圧力が高い領域で閉ループサイクルのポンプ出口圧力は開ループサイクルのポンプ出口圧力よりも特に高い。理由は3.1.2の高飛行動圧の場合と同じである。

3.2 燃料流量

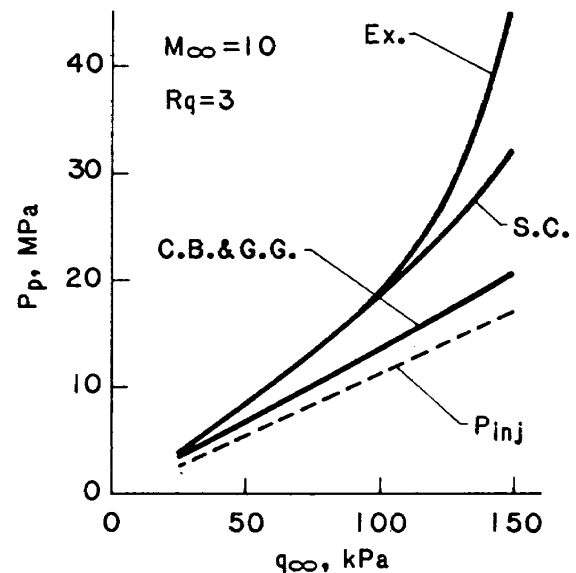
飛行マッハ数、飛行動圧および燃料噴射 / 空気動圧比によってエンジン水素流量がどのように影響を受けるかを図5に示す。水素流量はエンジン・モジュール6基分の合計流量である。開ループサイクルの場合にはタービン駆動用水素流量も含まれる。冷却流量、 \dot{m}_{cl} は全てのサイクルに共通である。図中、total は水素流量と機体搭載酸素流量との和である。開ループサイクルの水素流量は閉ループサイクルの水素流量よりもかなり多い。

3.2.1 飛行マッハ数の影響

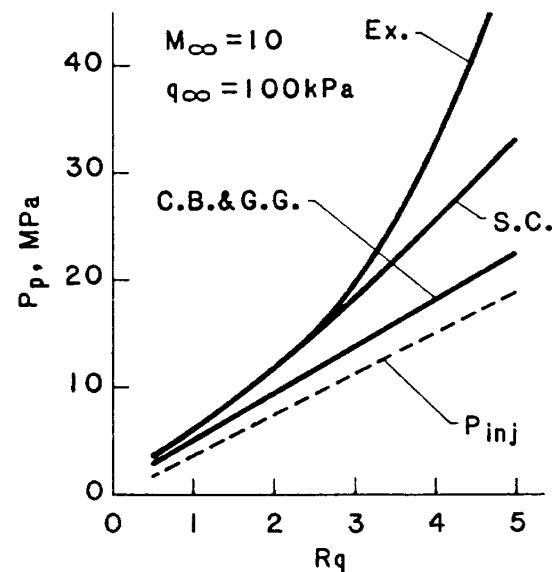
流入空気に対する量論混合比水素流量、 \dot{m}_{st} は、



(a) ポンプ出口圧力-飛行マッハ数の影響



(b) ポンプ出口圧力-飛行動圧の影響



(c) ポンプ出口圧力-燃料噴射 / 空気動圧比の影響

図4

飛行マッハ数10あたりでエンジンの再生冷却に要する水素流量に一致する(図5(a))。このマッハ10以下の領域での燃焼器噴射水素流量は量論混合比水素流量である。S.C.サイクルでは、これに予燃焼に必要な水素流量が加わる。

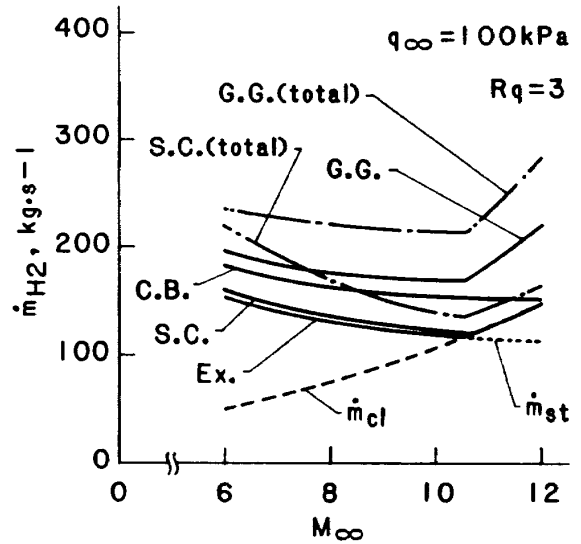
飛行マッハ数約10以上の高飛行マッハ数領域では、Ex.サイクルの水素流量は冷却に要する水素流量に一致させた。従ってこの領域ではエンジン内部の当量比は1を超えている。

低飛行マッハ数領域ではS.C.サイクルの水素流量はEx.サイクルの水素流量を僅かに上回っている。これはプリバーナーでの予燃焼があるために、2.1に述べたように量論混合比以上の水素が必要となるためである。

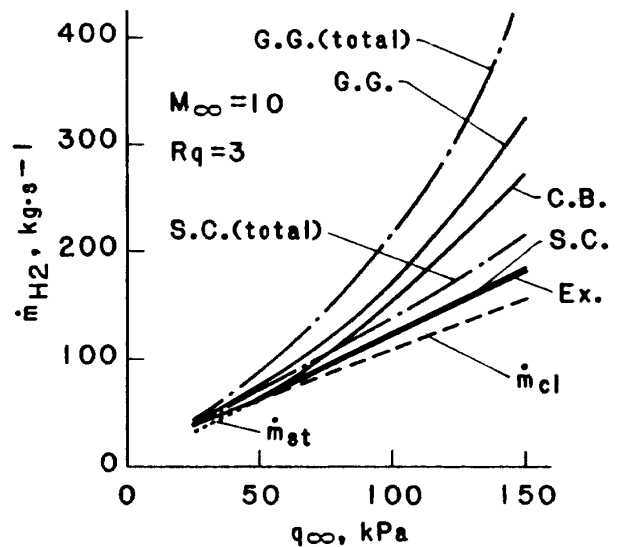
冷却に要する水素流量あるいは冷却剤に伝達される熱量は飛行マッハ数と共に増加する。一方、量論混合比水素流量は飛行動圧一定の条件では飛行マッハ数にほぼ反比例する。飛行マッハ数、飛行動圧と水素流量との関係については文献16に詳述する。

図5(a)に示すように、飛行マッハ数が増加するにつれて、量論混合比水素流量の減少に伴いエンジン水素流量は減るが、C.B.サイクルを除く他の3つのサイクル(Ex., S.C., G.G.)では、ある飛行マッハ数に至ると今度は冷却流量の増加に拠ってエンジン水素流量は増加する。C.B.サイクルでは飛行マッハ数の増加と共にエンジン水素流量は減少し続ける。C.B.サイクルでは冷却流量の一部がタービン駆動に利用されているが、図5(a)に示す範囲では量論混合比流量とタービン駆動流量との和が常に冷却水素流量を上回る。飛行マッハ数の増加に伴い単調に減少する量論混合比流量と単調に増加するタービン駆動ガス流量(図中、C.B.と \dot{m}_{st} との差)との合計がエンジン水素流量となるために、今回検討した飛行マッハ数の範囲では、図のようなエンジン水素流量のなだらかな変化となる。

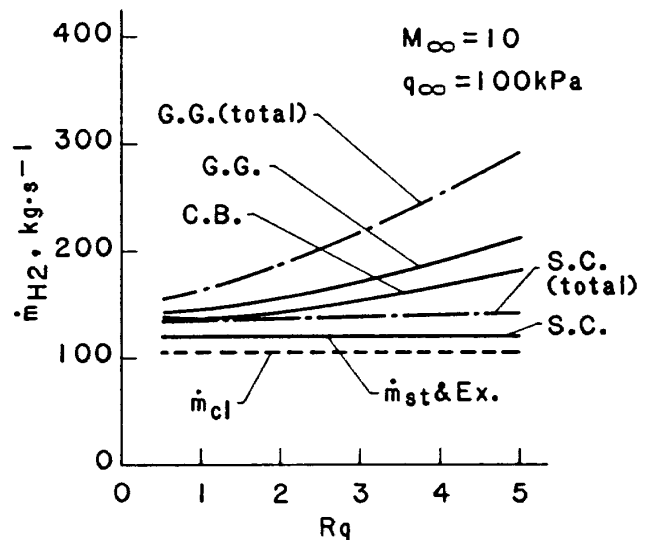
G.G.サイクルとS.C.サイクルは機体搭載酸素を使用する。それぞれのサイクルの水素と酸素との総流量(図中、total)を図5(a)に一点鎖線で示す。G.G.サイクルの総流量は他のサイクルの



(a) エンジン水素流量-飛行マッハ数の影響



(b) エンジン水素流量-飛行動圧の影響



(c) エンジン水素流量-燃料噴射/空気動圧比の影響

図5

推進剤流量よりもはるかに多い。これは燃焼器へ噴射する以外にタービン駆動に多くの燃料および酸化剤を使うためである。

S.C.サイクルは低飛行マッハ数領域で多くの推進剤を必要とする。この領域では再生冷却によって回収できる熱が僅かであるために、必要なタービン入口温度を得るためにはかなりの機体搭載酸素を使う必要があるからである。酸素を使用することにより、図4(a)に示したようにS.C.サイクルのポンプ出口圧力はEx.サイクルのポンプ出口圧力のように高くならずに済む。

3.2.2 飛行動圧の影響

図5(b)に水素流量と飛行動圧との関係を示す。図中、Ex.サイクルの水素流量とC.B.サイクル、G.G.サイクルの水素流量との差が、それぞれのサイクルでのタービン駆動用の水素流量を表わす。これより高飛行動圧領域では、開ループサイクルの水素流量の1/2ないし1/3がタービン駆動に用いられていることがわかる。飛行マッハ数一定、燃料噴射/空気動圧一定の条件で、高い噴射器マニホールド圧力を達成するためには多くのタービン駆動ガスが必要とされるからである。G.G.サイクルでは飛行動圧150kPaのときのタービン駆動ガス総流量(図中、G.G.(total)とG.G.との差)は、燃焼器噴射流量(図中、 \dot{m}_{st} 、150kPaではEx.に同じ)を上回る。

3.2.3 燃料噴射/空気動圧比の影響

本解析ではエンジン内部の作動状況は燃料噴射/空気動圧比に影響されないと仮定しているため、冷却流量と量論混合比流量とは燃料噴射/空気動圧比の影響を受けない(図5(c))。燃料噴射/空気動圧比が低い場合には、開ループサイクルのタービン駆動水素流量が少なく済むために、サイクル間に水素流量の違いは殆どない。燃料噴射/空気動圧比が高い場合には、開ループサイクルでは高い噴射器マニホールド圧力を達成するために多量のタービン駆動ガスが必要とされる。

3.3 比推力

飛行マッハ数、飛行動圧、燃料噴射/空気動圧比によって各エンジンサイクルの比推力がどのよ

うに変わるかを図6に示した。

3.3.1 飛行マッハ数の影響

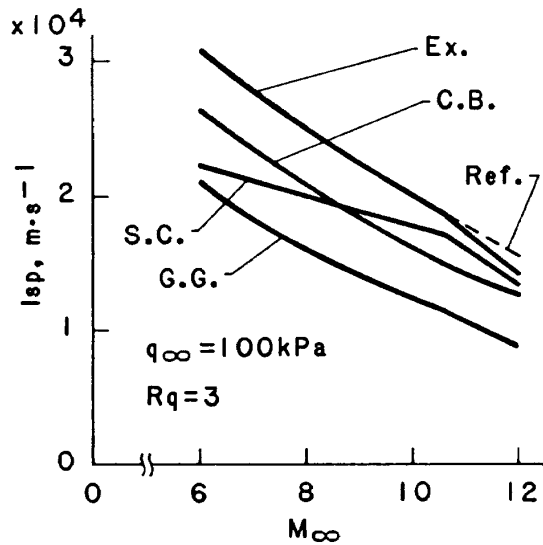
Ex.サイクルの比推力は検討した全サイクル中で最も高く、基準比推力に等しい(図6(a))。高飛行マッハ数領域でEx.サイクルの比推力が基準比推力を下回るが、これは冷却流量が量論混合比流量を上回り、燃焼器内の当量比が1を超えたためである。

G.G.サイクルでは3.2で述べたように推進剤消費量が多い。特に機体搭載酸素の消費が多いため、その比推力はかなり低い。S.C.サイクルでも機体搭載酸素の消費(図5(a)のS.C.(total)とS.C.との差)の多い低飛行マッハ数領域で比推力が低い。3.2.1で述べたように低飛行マッハ数領域では一般に再生冷却ジャケットでの熱交換量が少なく、そのためジャケット出口での水素温度は低い。そのためS.C.サイクルで低飛行マッハ数領域において所定のタービン入口温度を達成するためには、相当の機体搭載酸素を使用しなければならない。高飛行マッハ数領域では、S.C.サイクルの比推力はG.G.サイクルあるいはC.B.サイクルよりも高い。これは十分な熱交換が再生冷却ジャケットで行われるために機体搭載酸素の消費が僅かで済むためである。

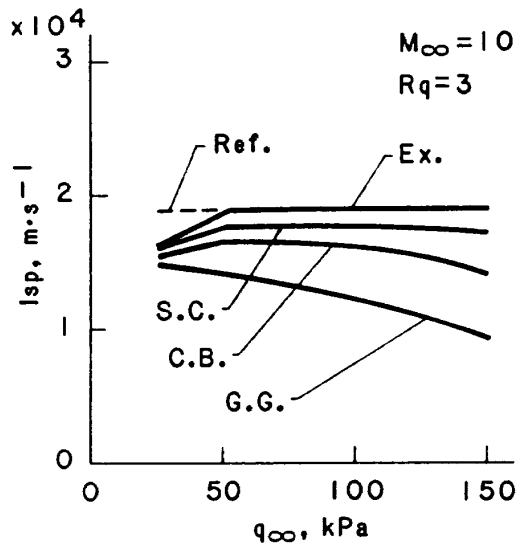
Ex.サイクルとS.C.サイクルとはスキマティック上よく似ており、その違いはプリバーナーで機体搭載酸素を予燃焼させるか否かだけである。従ってEx.サイクルとS.C.サイクルとの結合サイクルが可能であると考えられる。結合サイクルでは基本的にはエンジン性能の優れたEx.サイクルを用い、高いシステム圧力が要求される場合、例えば低飛行マッハ数領域においてはS.C.サイクルに切り替えて燃料供給系を作動することが有効であると考えられる。

3.3.2 飛行動圧の影響

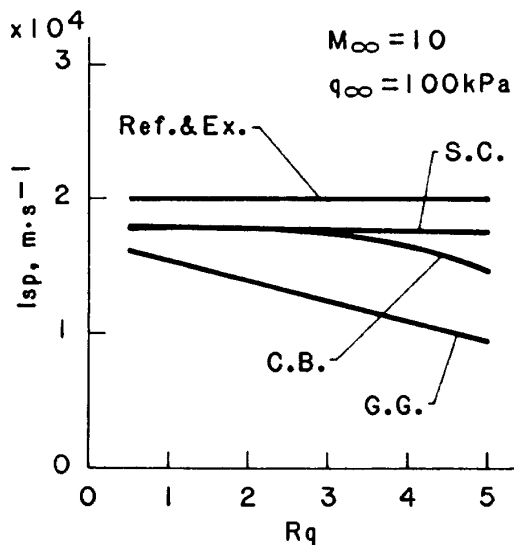
飛行動圧50~150kPaの範囲ではEx.サイクルの比推力は基準比推力に一致する(図6(b))。飛行動圧50kPa以下では冷却水素流量が量論混合比水素流量よりも多くなり、そのために燃焼器内部の当量比が1を超え、Ex.サイクルの比推力が基準比推力を下回る¹⁶⁾。



(a) 比推力-飛行マッハ数の影響



(b) 比推力-飛行動圧の影響



(c) 比推力-燃料噴射/空気動圧比の影響

図 6

開ループサイクルの比推力は閉ループサイクルの比推力よりも低い。特に図 4 (b) に示したように、燃料噴射器マニホールド圧力が高くなる高飛行動圧の領域で顕著である。高い燃料噴射器マニホールド圧力を達成するために多量のタービン駆動ガスが必要となること、その原因である。

3.3.3 燃料噴射/空気動圧比の影響

Ex. サイクルの比推力は燃料噴射/空気動圧比に左右されず、基準比推力に一致する(図 6(c))。S.C. サイクルおよび C.B. サイクルの比推力は Ex. サイクルの比推力よりも低い。G.G. サイクルの比推力は Ex. サイクルよりも遥かに低い。開ループサイクルの比推力は燃料噴射/空気動圧比の増加と共に徐々に減少してゆく。燃料噴射/空気動圧比の増加と共に燃料噴射器マニホールド圧力が増加し、ポンプ出口圧力が高まり、ポンプ所要動力が増えるが、このポンプ所要動力をまかなうためにタービン流量が増加する。そのために比推力が減少しているのである。

3.4 エンジン正味推力

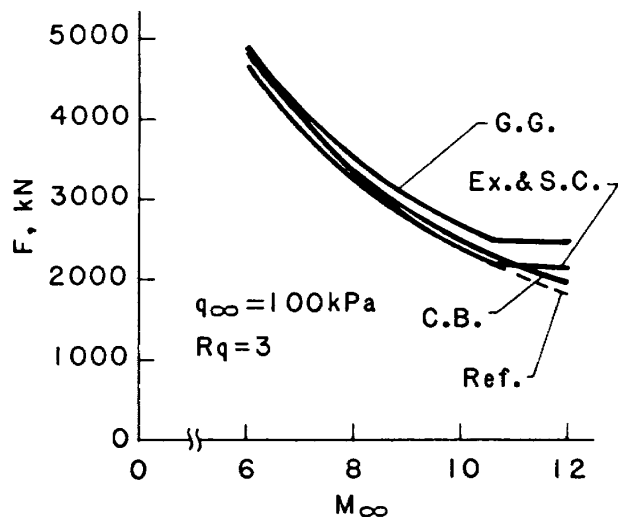
各サイクルの推力を図 7 に示す。4 つのサイクル間の推力の違いは、これまで示したポンプ出口圧力、燃料流量あるいは比推力の違いと比べて小さい(図 7(a), (b), (c))。C.B. サイクルを除く各サイクルで、飛行マッハ数 10.5 あたりで推力の傾きが変化するのは(図 7(a))、冷却水素流量が量論混合比水素流量を上回るためである。推力はおおよそ飛行動圧に比例する¹⁶⁾。

3.5 サイクル性能比較

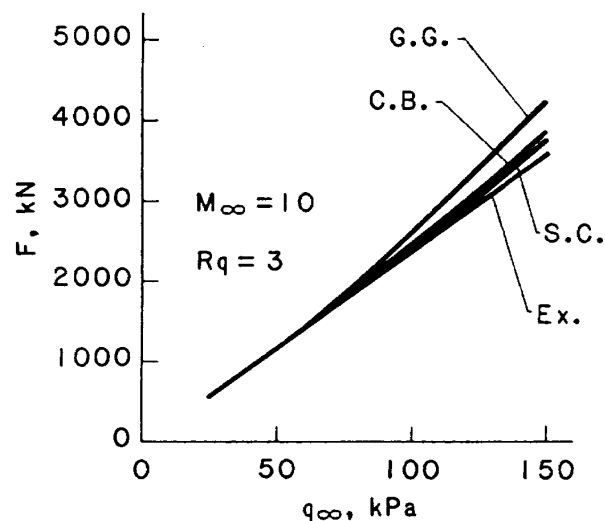
これまでの検討結果を基に、システム圧力(ここでは燃料ポンプ出口圧力)及びエンジン比推力によりサイクル性能を比較する。前者はエンジン開発の難易及びエンジンの信頼性を、後者はエンジン性能を示す尺度である。

システム圧力

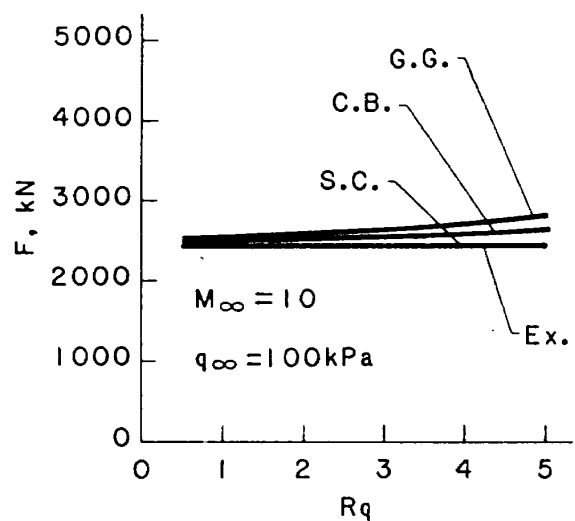
閉ループサイクルの燃料ポンプ出口圧力は、開ループサイクルのそれに比べて全般的に高い。特に飛行マッハ数が高い場合、飛行動圧が高い場合、あるいは燃料噴射/空気動圧比を高くとった場合



(a) エンジン正味推力-飛行マッハ数の影響



(b) エンジン正味推力-飛行動圧の影響



(c) エンジン正味推力-燃料噴射/空気動圧比の影響

表1 エンジンサイクルの性能比較

	ポンプ出口圧力	比推力
エキスパンダー・サイクル	×	○
クーラント・ブリード・サイクル	○	△
2段燃焼サイクル	△	△
ガス発生器サイクル	○	×

に両者の差は広がる。また Ex. サイクルでは、再生冷却ジャケットでの熱交換量が少なくなる低飛行マッハ数領域においてもポンプ出口圧力が高くなる。一方、閉ループサイクルの燃料ポンプ出口圧力は、飛行マッハ数、飛行動圧あるいは燃料噴射/空気動圧比の増加に対して、ほぼ一定の割合で増加する。両者のポンプ出口圧力の違いは、閉ループサイクルではエンジンスキマテイク上、タービンがポンプと燃焼器との間に配置されており、タービン圧力比の増加がポンプ出口圧力にフィードバックされるのに対して、開ループサイクルではタービン駆動系が燃焼器から独立していることに起因する。

エンジン比推力

検討した4つのサイクルの中で Ex. サイクルの比推力が最も高い。全般的に閉ループサイクルの比推力は開ループサイクルのそれに比べて高いが、低飛行マッハ数領域では機体搭載酸素を用いないコールド・ガス・サイクルの比推力がホット・ガス・サイクルの比推力に比べて高い。また高飛行マッハ数領域では閉ループサイクル、すなわち Ex. サイクルや機体搭載酸素消費量が少ない S.C. サイクルの比推力が、開ループサイクルのそれに比べて高い。高い燃料噴射マニホールド圧力を必要とする飛行条件下で、開ループサイクルの比推力が低くなるのは、タービン駆動ガス流量が増加するためである。

これらを基にサイクル性能を評価した結果を表1に示す。エンジンサイクルの選定においては飛行範囲等を考慮しなければならないが、今回検討した範囲ではポンプ出口圧力が低く、比推力も G.G. サイクルに比較すると遥かに高い C.B. サイクルが最もバランスのとれた性能を示している。

図7

4. 結 論

機体組み込み型スクラムジェットを想定し、燃料供給方式を各種エンジンサイクルで構成した場合のエンジン性能を比較した。その結果、下記の事柄が明らかとなった。

- (1) 開ループサイクルに比べて、閉ループサイクルのシステム圧力、例えばポンプ出口圧力は高飛行マッハ数領域、高飛行動圧領域、あるいは高燃料噴射 / 空気動圧比の場合、すなわち高い燃料噴射器マニホールド圧力が必要な場合に大きくなる。
- (2) Ex. サイクルでは、低飛行マッハ数領域、すなわち再生冷却ジャケットでの熱交換量が少ない場合にもポンプ出口圧力が極めて高くなる。
- (3) 開ループサイクルの比推力は高い燃料噴射マニホールド圧力が必要な場合に低くなる。
- (4) 今回検討した範囲ではC.B.サイクルが最もバランスのとれた性能を示した。

今回は4つの基本的なエンジンサイクルについてのみ検討を行ったが、これを基に多くのバリエーションが可能である。エンジンサイクルの比較検討自体も今後、更に詳細に行っていく必要がある。

参 考 文 献

- 1) 荻田丈士, 升谷五郎, 若松義男; スクラムジェット・エンジンのサイクル計算, 航技研報告 TR-1002 (1988).
- 2) Buchmann, O. A. ; Thermal-Structural Design Study of an Airframe-Integrated Scramjet, NASA CR-3141 (1979).
- 3) Henry, J. R., and Anderson, G. Y. ; Design Considerations for the Airframe-Integrated Scramjet, NASA TM X-2895 (1973).
- 4) Chansler, R. C. ; Hypersonic Research Engine Project-Phase IIA/Fuel System Development/Terminal Summary Report, NASA CR-111902 (1968).
- 5) Pickney, S. Z. ; Internal Performance Prediction for Langley Scramjet Engine Module, NASA TM X-74038 (1978).
- 6) 升谷五郎, 若松義男; スクラムジェットの性能計算, 航技研報告 TR-987 (1988).
- 7) 白水正男; 宇宙往還機の重量評価と感度解析(その1)SSTO第1報, 航技研資料 TM-598 (1989).
- 8) Anderson, G. Y., Eggers, J. M., Waltrup, P. J., and Orch, R. C. ; Investigation of Step Fuel Injectors for an Integrated Modular Scramjet Engine, Proceedings of 13th JANNAF Combustion Meeting, CPIA (1976/9).
- 9) 若松義男, 荻田丈士, 冠 昭夫; 液水 / 液酸ロケットの推進剤および燃焼ガスの物性値高速計算用プログラム, 航技研資料 NAL TM-564 (1987).
- 10) Wakamatsu, Y., Kanmuri, A., and Toki, K. ; Partial Bleed Expander Cycle for Low Thrust LOX/LH₂ Rocket Engine, 航技研報告 TR-837T (1984).
- 11) Mayer, E. ; Analysis of Convective Heat Transfer in Rocket Nozzles, ARS Journal, Vol.31, No.7(1961/7) pp.911-917.
- 12) Sanchini, D. J., and Kirby, F. M. ; The Future Look in Rocket Engines, American Astronautical Society 11th Goddard Memorial Symposium (1973/3).
- 13) Sutton, G. P., and Ross, D. M. ; Rocket Propulsion Elements, 4th ed. (1976) pp.282, John Wiley & Sons.
- 14) Sutton, G. P., and Ross, D. M. ; Rocket Propulsion Elements, 4th ed. (1976) pp.82, John Wiley & Sons.
- 15) 久保沢稔, 小宮山香苗, 手塚俊一, 相原 守編; 配管技術ハンドブック (1970) pp.36, 誠文堂新光社.
- 16) 荻田丈士, 升谷五郎, 若松義男, 鎮西信夫, 冠 昭夫; スクラムジェットエンジン特性の検討, 航技研報告 投稿中.

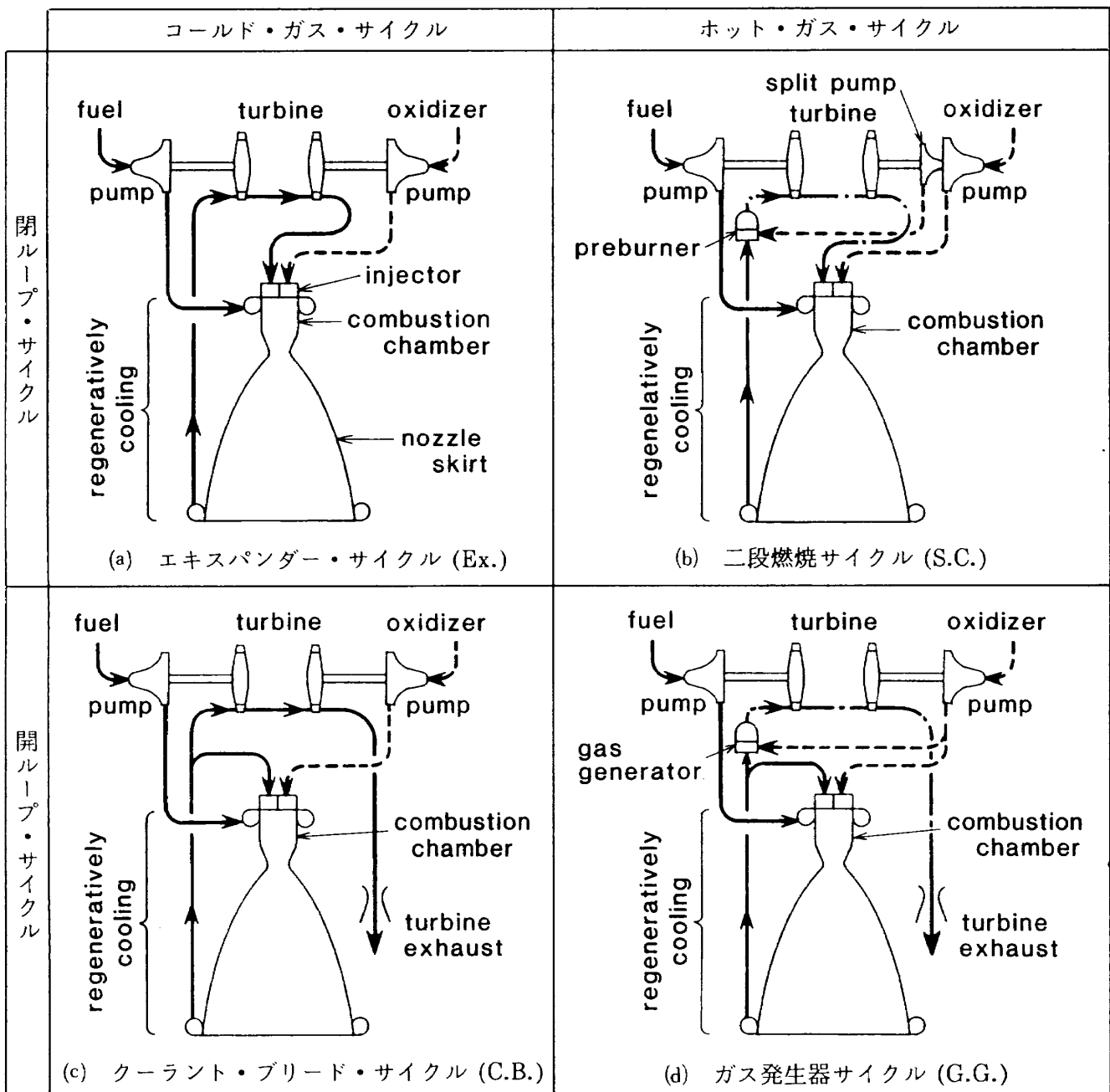
付録 ロケットの代表的なエンジン
サイクル

本報告ではスクラムジェットにおけるエンジンサイクルの特徴を比較検討したが、参考のためにロケットエンジンにおけるエンジンサイクルの特徴を下記に示す。今回取り上げたエンジンサイクルは以下に示すロケットのエンジンサイクルを参考にして構成した。

Ex. サイクル (図A(a))

全ての燃料、酸化剤を燃焼器内へ噴射するので、

エンジンサイクル上からは高い比推力が期待できる。またタービン駆動は、エンジン再生冷却後の燃料を用いて行うために、ガス発生器を必要としない。エンジン・コンポーネント点数が少ないこと、燃焼を伴うコンポーネントが少ないことから信頼性が向上する。反面、タービン駆動に必要な熱量が再生冷却のみでは十分に得られない場合には、ポンプ出口圧力が高くなる。実用可能な燃焼室圧力は他のサイクルに比べて低い。実用化されたエンジンには RL10¹⁾がある。



図A ロケットの代表的なエンジンサイクル・スキマティック

S.C. サイクル (図A(b))

Ex. サイクルと同様、全ての燃料、酸化剤を燃焼器内へ噴射するので、エンジンサイクル上からは高い比推力が期待できる。タービン駆動には予燃焼ガスを用いるために再生冷却で得る熱交換量に関わりなく、高い燃焼室圧力までサイクルを成立させることができ、高比推力を達成することができる。ただし Ex. サイクルに比べコンポーネント点数は多い。またブリード・サイクルに比べてポンプ出口圧力は高い。スペースシャトル・メイン・エンジン (SSME)²、H-II ロケット 1 段用の LE-7³ などがある。

C.B. サイクル (図A(c))

Ex. サイクルと異なりタービン駆動ガスを燃焼器に導かないので、ポンプ出口圧力は Ex. サイクルのように高くなることはなく、サイクルの成立する範囲も広い。しかしタービン駆動ガスの排気速度は一般に低く、比推力評価の際にはタービン排気による損失を考慮する必要がある。現在開発中の H-II ロケット 2 段用の改良型 LE-5⁴ がこのサイクルを採用している。

G.G. サイクル (図A(d))

タービンを燃焼ガスで駆動し、駆動後のガスはタービン・ノズルを通して排気される。また燃料・酸化剤供給系と燃焼器・ノズル部とを別々に開

発することができる。またポンプ出口圧力 / 燃焼室圧力の比も低い。最も広く用いられてきたエンジンサイクルである。反面、タービン駆動後のガスは排気速度が低く、C.B. サイクルと同様に比推力評価の際にはタービン排気による損失を考慮する必要がある。H-II ロケットの第 2 段に使用されている LE-5⁵ がこのサイクルを採用している。

参 考 文 献

- 1) Anschutz, R.H.; Design Report for RL10A-3-3 Rocket Engine, NASA CR-80920 (1966).
- 2) 例えば本文中の文献12.
- 3) Kanmuri, A., Kanda, T., Wakamatsu, Y., Torii, Y., Kagawa, E., and Hasegawa, K.; Transient Analysis of LOX/LH₂ Rocket Engine (LE-7), AIAA Paper 89-2736.
- 4) Kishimoto, K and Koyari, Y.; Up-grading of the LE-5 Engine, AIAA Paper 86-1568 (1986).
- 5) Yanagawa, K., Fujita, T., Miyajima, H., and Kishimoto, K.; High-Altitude Simulation Tests of the LOX/LH₂ Engine LE-5, J. of Propulsion and Power, Vol.1, No.3, May-June (1985) pp.180-186.

航空宇宙技術研究所報告1042号

平成元年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan