

5 研究論文

膨張タービン型 L A C E の性能解析

大阪府立大学工学部

辻川吉春

福森弘司

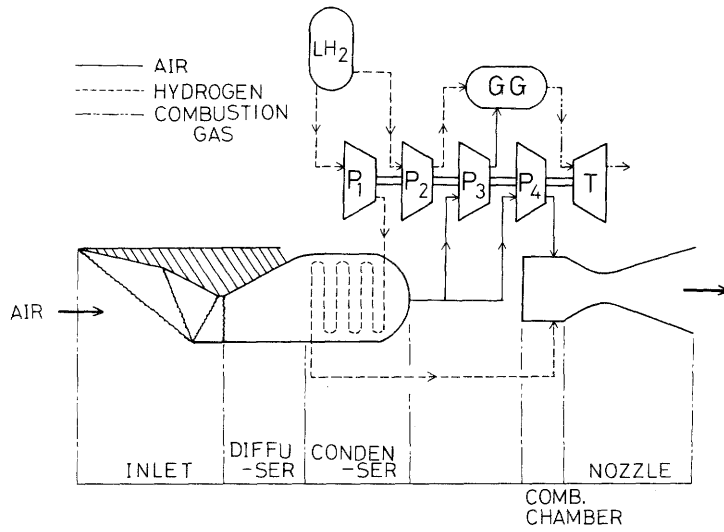
1 まえがき

宇宙往還機や極超音速機のエンジンとしてターボジェット、ロケット、ラムジェット、空気液化サイクルエンジン (Liquid Air Cycle Engine : 以下 L A C E と記す) それらの複合型を始め、多くの型式のエンジンが提案されている。上に挙げた型式のうち、L A C E は、高高度飛行中に吸入した空気を燃料の液体水素により液化し、それを水素とともに、燃焼室へ噴射し、燃焼させる方式であり、ロケットの一変形と考えられる。したがって、L A C E では酸化剤を積む必要がなく、また、燃焼においても、スクラムジェットのように高速燃焼ではなくロケットの既存の技術が利用できるため、実現の時期が早いものと期待できる。⁽¹⁻³⁾ それに関して、著者らはすでに、ガスジェネレータタイプの単純 L A C E の基本性能を明らかにした。⁽⁴⁾ 一方、著者らは定置用のガスタービン、あるいは航空機用エンジンでの水素燃料の利用について研究を行っており、水素の膨張タービンの利用を提案して、その有効性を示した。^(5, 6) そこで本研究においても、膨張タービンの出力でポンプ動力を供給するタイプの L A C E を考案し、性能解析を行なった。

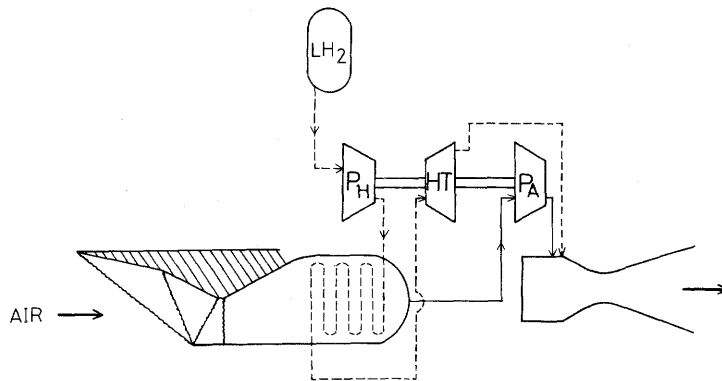
2 各構成要素の特性

図1は本研究で計算のモデルとして用いた L A C E の概略図であり、システム A はインレット、ディフューザ、液化器、ノズル、ポンプ、タービンおよびガスジェネレータで、またシステム B はガスジェネレータの代わりに膨張タービンで構成されている。L A C E の基本原理は、高速で流入する空気をインレットにより、亜音速まで減速、圧縮し、さらにディフューザにより減速し、液化器で液化する。このとき液体水素はポンプにより燃焼器圧まで加圧しておく。液化された空気をポンプにより燃焼器圧まで加圧した後、水素とともに噴射し、燃焼器で燃焼させる。この燃焼ガスをノズルで膨張させて推力を得る。このサイクルにおいてポンプを駆動するための動力を得る方法として、(1)水素の膨張タービンあるいは (2)ガスジェネレータからの燃焼ガスで駆動されるタービンから得る、2通りがあるが、ここでは主として (1)を採用したシステム B について解析を行なう。

本解析を行うに当たって要素各部は断熱され、外部への熱損失はないものとする。



(a) システム A



(b) システム B

図1 LACE のシステム構成

2.1 空気取入れ口

図2にインレットの形状の概略を示す。インレットに三つの斜め衝撃波と一つの垂直衝撃波が発生するものとする。この時、総圧回復率はマッハ数の関数となるが、それぞれの衝撃波の衝撃波角 β 、偏角 θ は総圧回復率が最大になるように乗数法による最適化手法で決定している。またディフューザ出口のマッハ数は一定値0.1とした

2.2 液化器

液化器では、ディフューザを通過した空気が液体水素の冷熱により液化される。また液体水素はタンクに温度 T_{H1} 、圧力 P_{H1} で貯蔵されていると仮定する。システムBの場合、水素はポンプによって加圧された後、液化器で熱を得て温度上昇し、膨張タービンを駆動して燃焼器に送られる。液化器の性能は両流体の温度、圧力、流速や液化器の形状、材質等によって変化するが、本研究においては、それらの詳細は考慮せず、簡単のため温度効率 η_L と温端末の温度差 ΔT_h による評価を行なう。また圧力損失は考慮していない。

空気の状態は、飽和液の状態であるから、圧力を与えれば、温度が決定される。また、温度効率より水素の出口温度が求まる。

水素および空気の入口と出口の温度、圧力が既知であれば、液化器における比エンタルピー変化 Δh_H と Δh_A が決まる。水素のエンタルピー変化 Δh_H はデータ表より求められる⁽⁷⁾。その結果、吸入した空気を液化するのに必要な水素の流量が求まる。水素の流量を表わすパラメータとして燃焼の当量比 ϕ を用いるが、液化比 α （液化された空気流量と水素の比）も用いる。 α と ϕ の間には以下の関係がある。

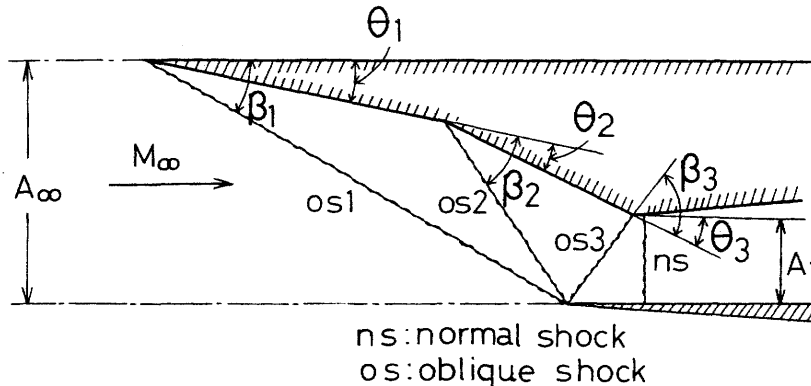


図2 空気取り入れ口

$$\alpha = 1 / (0.02935\phi) \quad \dots\dots\dots (1)$$

図3に空気の状態変化をTs（温度-エントロピ）線図上に示す。空気はインレット通過後1tの状態になり、液化器で飽和液2の状態まで冷却される。

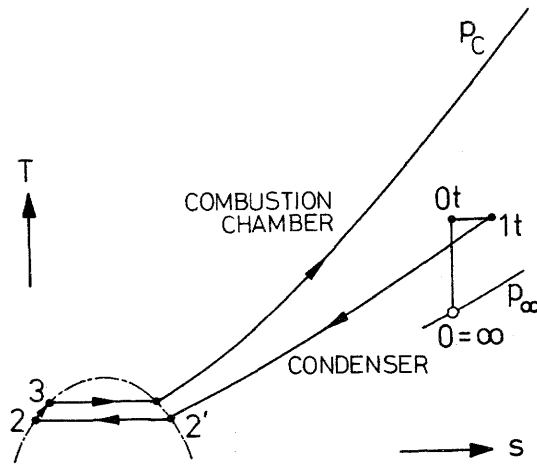


図3 空気のTs線図

2.3 膨張タービンとポンプ

図4は水素のTs線図であり、ポンプでH2の状態まで加圧された後、空気を液化してH3まで昇温される。膨張タービンの過程はH3→H4で表わされ、 $\dot{m}_H (h_{H3} - h_{H4})$ がタービン出力となる。この時、断熱効率を一定値0.8とした⁽⁸⁾。前節の液化器の温端末温度差は $\Delta T_h = (T_{1t} - T_{H3})$ と

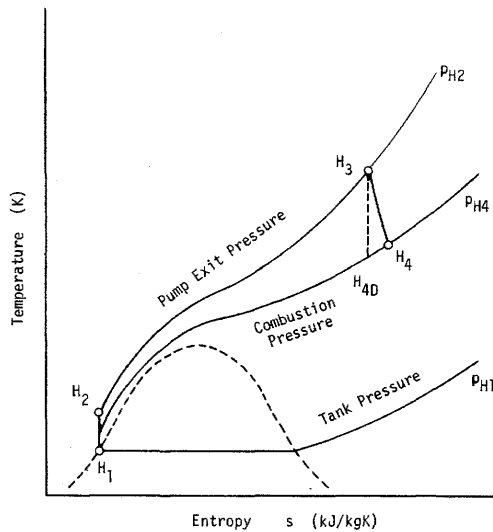


図4 水素のTs線図

表わされる。一方冷端末温度差は $\Delta T_c = (T_3 - T_{H2})$ であり、圧力を規定すると、決まる性質を有している。

ポンプによって空気圧力は p_{1t} から p_C に、水素圧力は p_{H1} から p_{H2} に昇圧され、この動力は膨張タービンによって供給される。なお計算実行の際は圧力比 $r = p_{H2}/p_{H1}$ を変化させて作動点を求める。

2.4 燃 焼 器

現在まで使用されてきた液体燃料ロケットの燃焼器圧と比推力、ノズルでの膨張比との関係を図5に示す。⁽⁹⁾ 圧力は約3~20 MPaの広範囲に分布している。参考までに、図中LE-7はわが国で現在開発中のH-IIロケットを表わしている。ガスジェネレータタイプのLACEではIspを最大にする燃焼器圧力が存在したが、膨張タービンを用いる場合にはそれはなく、1~20 MPaの範囲で計算を行った。燃焼器内のガスの組成は、化学平衡計算をして求める。

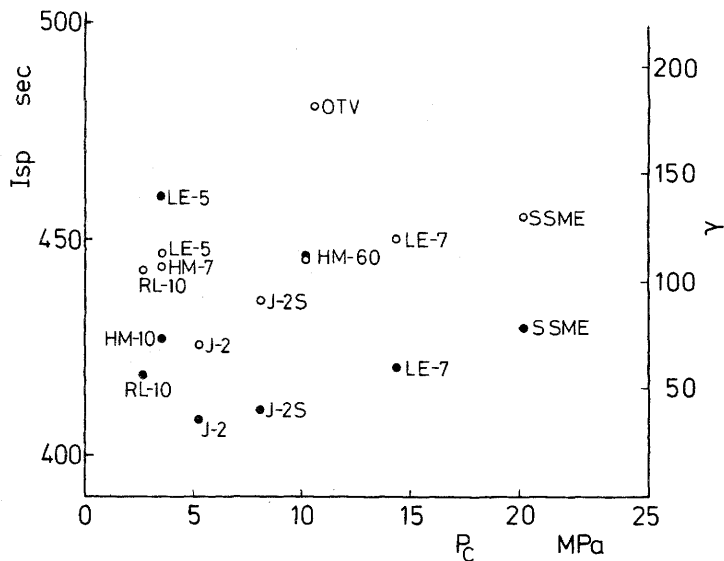


図5 各種エンジンの特性

2.5 ノ ズ ル

ノズルを通過する燃焼ガスの状態として(1)熱力学的平衡に達している場合、(2)燃焼器出口で凍結流れとなっている場合の2通りあり、しばしば、それらがある割合で混合しているとする解析が行われている。⁽¹⁰⁾ 本研究では、簡単化のために、等エントロピー変化の適正膨張とし、壁面での摩擦、および熱損失はないものとし、凍結流れを仮定する。

2.6 エンジンの性能

ノズル出口を e 、燃焼器を C で表す。ノズルは最適膨張ノズルとしたので $P_e = p_0$ であり、燃焼器

内では速度はゼロと仮定する。また κ_g , R_g はそれぞれ燃焼ガスの比熱比とガス定数を表す。ノズル出口速度 V_e は

$$V_e = a_C \sqrt{\frac{2}{\kappa_g - 1} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_C} \right)^{\frac{\kappa_g - 1}{\kappa_g}} \right\}} \dots\dots\dots (2)$$

となる。ただし a_C は燃焼器温度に基づく音速を表す。推力 F は次式のように表される。

$$F = \lambda \dot{m}_p V_e - \dot{m}_a V_0 \dots\dots\dots (3)$$

ただし、 λ はノズル角修正係数を、 V_0 は飛行速度を表す。したがって、燃料比推力 I_{sp} は次の式で書ける。

$$I_{sp} = F / (\dot{m}_{HG}) \dots\dots\dots (4)$$

3 解析結果

図6に当量比と比推力との関係を示す。横軸には空気の液化比 α も併記している。図には液化器の温度効率も波線で描いている。本解析では具体的に液化器の型式を考慮していないが、液化器の温度効率が

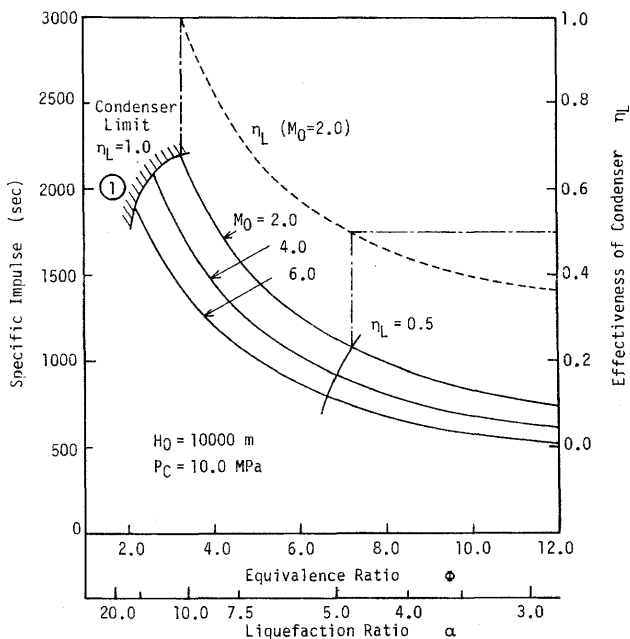


図6 比推力と当量比との関係

高くなれば当量比は小さく、その結果、液化比は大きくなる。図には液化器の性能による限界①を示してあり、これ以上当量比を小さくすることはできない。比推力は推力を水素の重量流量で割って得られるので、当量比が小さいほど、比推力は大きくなる。 $p_C = 10 \text{ MPa}$ で最大 2300 sec 程度が得られる。ガスジェネレータを用いた場合、温度効率を 0.5 と設定し、約 900 sec の比推力が得られたが膨張タービンでは 1100 sec と約 20% 程改善される。

当量比 $\phi = 4.0$ 一定とし、飛行マッハ数を変化させた場合の比推力を図7に示す。マッハ数が増加す

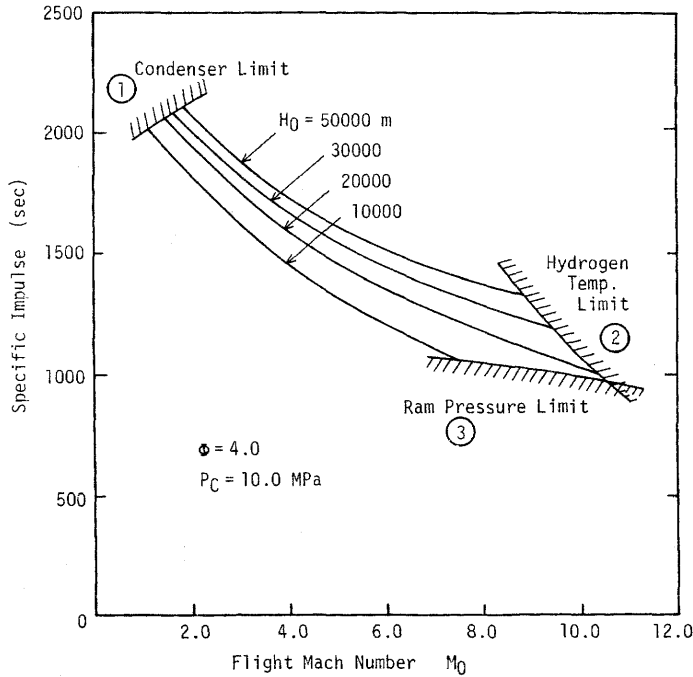


図7 飛行マッハ数による比推力の変化

ると、インレットでの総圧回復率が低下し、燃焼圧力を一定に保っているのでポンプ入力が増加する。その結果、比推力は減少する。図中に作動限界を3種示している。①は前述したように、液化器の性能による限界で、温端末温度差が零となることによる。②は液化器での水素の温度上昇による限界で、 3000 K を設定している。マッハ数増加により、ラム温度上昇が大きくなり、熱交換をした水素は非常に高温になり、解離が始まる。そのため燃焼させてもこれ以上の温度上昇が見込めなくなることによる。③はやはり、ラム圧上昇による限界で、本解析では 35 MPa とした。この圧力レベルに到達すると液化器の構造上の問題も発生し、また空気の物性値のデータも得られなくなる。

図8には、燃焼器圧が比推力に与える影響を示す。ガスジェネレータの場合にはマッハ数一定の時、最適な燃焼器圧が存在したが、図に示すように膨張タービンの場合には最適値は得られない。この場合燃焼器圧の増加とともに空気側のポンプ仕事は増加するが、Ts線図から明らかのように、水素側は一

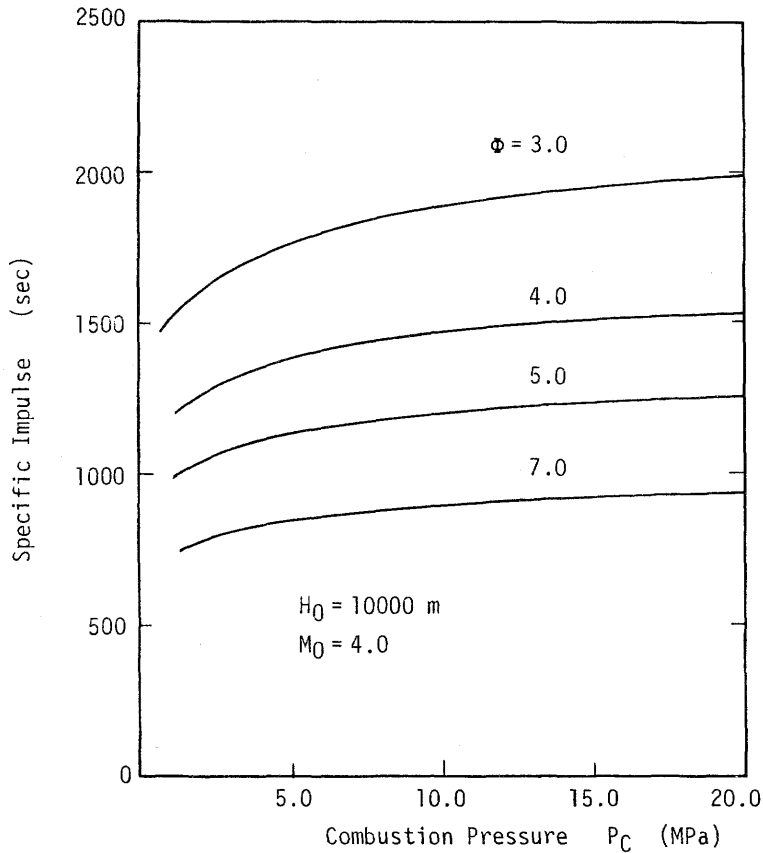


図8 燃焼圧力の影響

種のブレイトンサイクルを構成しているので、圧力比が大きくなるほど、タービン出力が大になるので、比推力の減少は生じない。しかしながら、参考までに燃焼器圧が20MPa、 $\phi = 5$ でポンプの吐出圧力は40MPaにも達し、液化器の構造上の制約は避けられないと考えられる。

これまでの解析では当量比（あるいは液化比）を任意に変化させて解析を行ったが、図9には液化器の性能を一定にした場合の比推力と当量比を示す。すなわち、液化器の温端末温度差を $\Delta T_h = 20$ Kと一定した。高度の影響も併せて示すが、その影響は周囲圧力の変化となって性能に影響を及ぼす。図中、実線の比推力、波線の当量比に折点が存在する。高度が高いほど、比推力が大きい理由を考える。マッハ数が一定であれば、高度による周囲温度の変化は小さいので、ディフューザ出口空気温度、ひいては水素の液化器出口温度はほぼ一定となる。そのため、ブレイトンサイクルの最高温度が一定という条件に相当し、ポンプの吐出圧が高いほどタービン出力が大きく取れるためである。当量比の変域は2.0~6.0であり、ガスジェネレータタイプより小さい領域での作動が可能になる。また計算は行っていないが、液化器を出た水素で機体冷却をすると、マッハ数の大きい領域での比推力の低下をカバーできることが容易に推論できる。

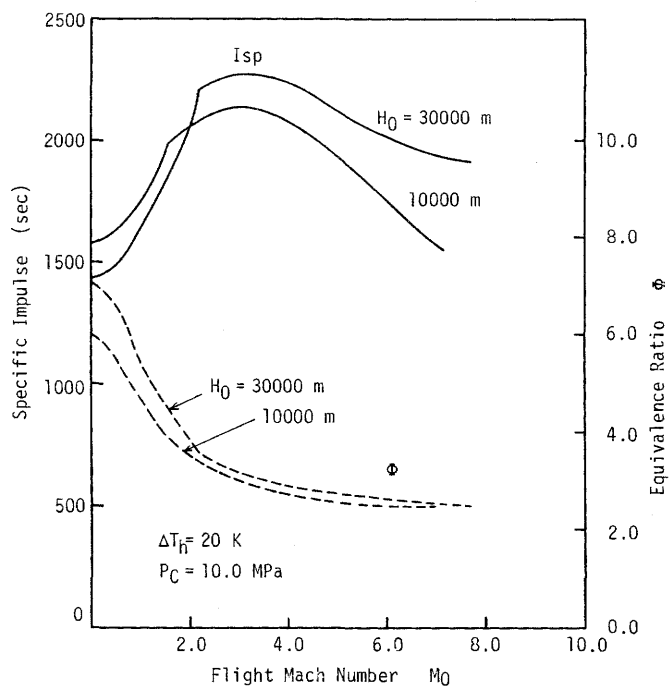


図9 液化器の性能を一定とした時の比推力

4 ま と め

- (1) 膨張タービンタイプのLACEの比推力はガスジェネレータタイプに比して20%程度増加する。
- (2) 作動可能領域(高度-マッハ数)の存在が明らかになった。
- (3) 燃焼器圧力が大きいほど比推力は増加する。
- (4) マッハ数が大の時、高度増加とともに比推力も増加する。

文 献

- (1) Jeffs, R. A. et al., *Flight Int.*, 26(1963) 1040.
- (2) 野坂・ほか3名, 航空宇宙学会北部支部 講演会前刷集(昭63) 55.
- (3) Hirakoso, H. et al., "A Concept of LACE for Space Plane to the Earth Orbit," *Proc. 1st Int. Conf. on Hypersonic Flight in the 21st Century (1988)*.
- (4) 辻川, 日本機械学会論文集(B), 54(1988) 1207.
- (5) 辻川・ほか1名, 日本機械学会論文集(B), 46(1980) 163.
- (6) Tsujikawa, Y. et al., *Int. J. Hydrogen Energy*, 13(1988)691.

- (7) McCarty, R. D. , Hydrogen; Its Technology and Implication, Hydrogen Properties, III (1978) CRC Press.
- (8) 長村, 第8回H E S S研究発表会予行集 (1987) 37.
- (9) 平野, 私信 (1986).
- (10) Waltrup, P. J. et al. , J. Spacecraft Rocket, 16 (1979) 163.