

航空宇宙技術研究所資料

TM-17

VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察

鳥崎忠雄・松本正勝・山中竜夫・藤井昭一

1963年6月

航空宇宙技術研究所

VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察*

鳥崎忠雄**・松木正勝**・山中竜夫**・藤井昭一**

まえがき

Jet lift VTOL 機に用いる Jet Lift Engine は推力重量比の大きいことが最も大切であるが、離着陸に要する時間が長くなるに従って、燃料消費率も重要な要素となってくる。ここでは、まず推力重量比とサイクル圧力比、燃料消費率の関係を求め、離着陸時間に対して圧力比による推力/(Engine 重量+燃料重量)と推力/重量の関係を求めた。ついで Lift Fan Engine にした場合について検討した。

記 号

F	推力……kg
W_E	エンジン重量……kg
ΔT_c	圧縮機一段当りの平均温度上昇
T_{3t}	タービン入口温度……°C
SFC	燃費……kg/kg/h
W_f	燃料重量……kg
μ	バイパス比 = $\frac{\text{バイパス流量}}{\text{主燃焼室を通過する空気量}}$
D	(ファン外径)/(基本エンジン外径)
$\tilde{\omega}_E$	(ファン付エンジン重量)/(基本エンジン重量)
η	バイパス効率 = $\eta_f \eta_t$ η_f Fan 効率 η_t タービン効率
λ	仕事比 = $\frac{\text{バイパス流体に与えられた有効エネルギー}}{\text{排気ガスの持っている速度エネルギー}}$
τ	推力比 = (ファン付エンジン推力)/(基本エンジン推力)
σ	(飛行速度)/(基本エンジンの排気噴出速度)

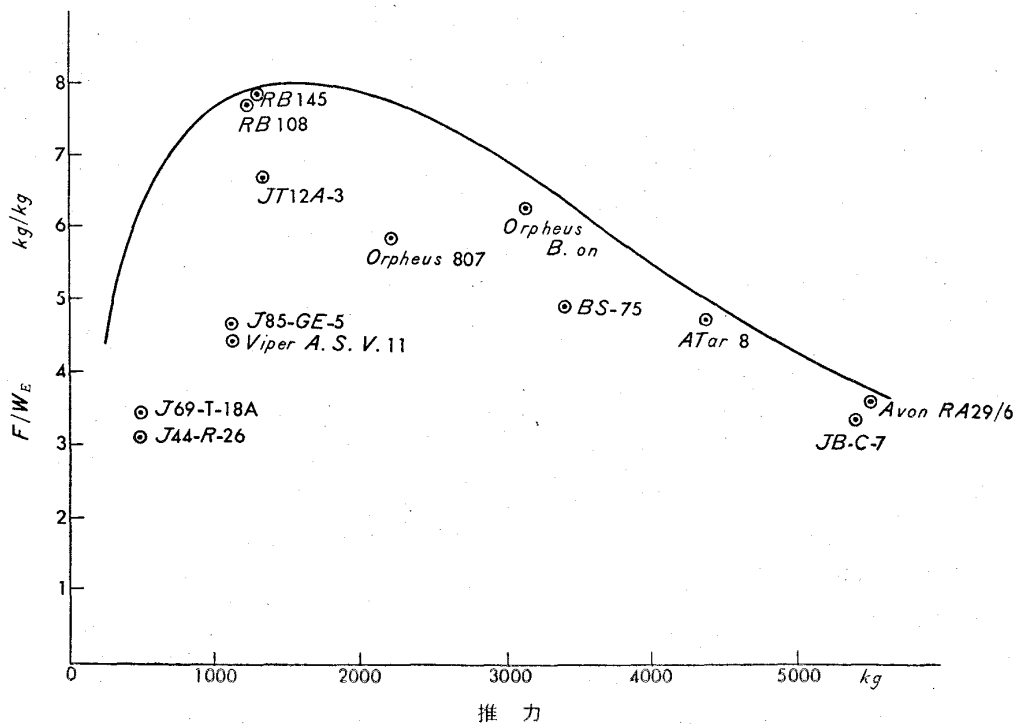
1. 推力—重量比について

現在までに各国で開発されている Engine について F/W_E を調べてみた (第1図)。このグラフ上の Engine は推進用 Engine であるから、Lift 専用の Engine を考えた場合にもこのグラフに

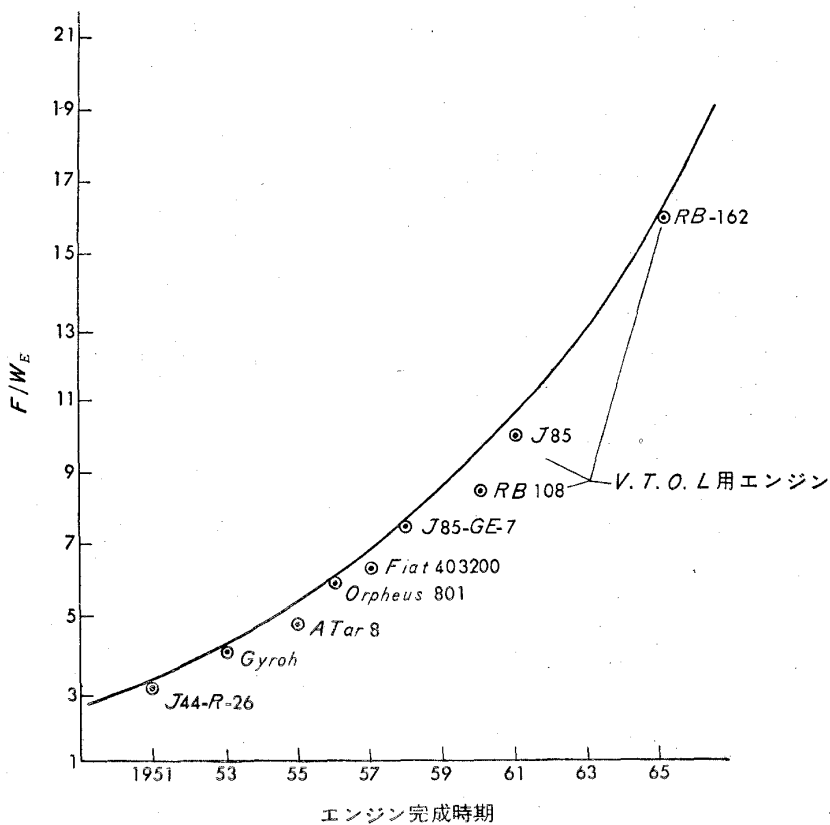
* 昭和 38 年 4 月 12 日受付

** 原動機部

合うかどうかははっきり決められない。しかし傾向としては、ある推力以上では、推力が増すと2乗3乗の法則から F/W_E がゆるやかに減少し、逆に小推力になると構造および加工上の制約から F/W_E が急激に小さくなる。すなわち、推力に対して推力重量比は、極大値を有することがわか



第 1 図



第 2 図

る。したがって Jet Lift Engine としてもこの極大値に近い推力範囲のものが有利であり、推力は構造加工、使用目的等から決定されるべきものである。

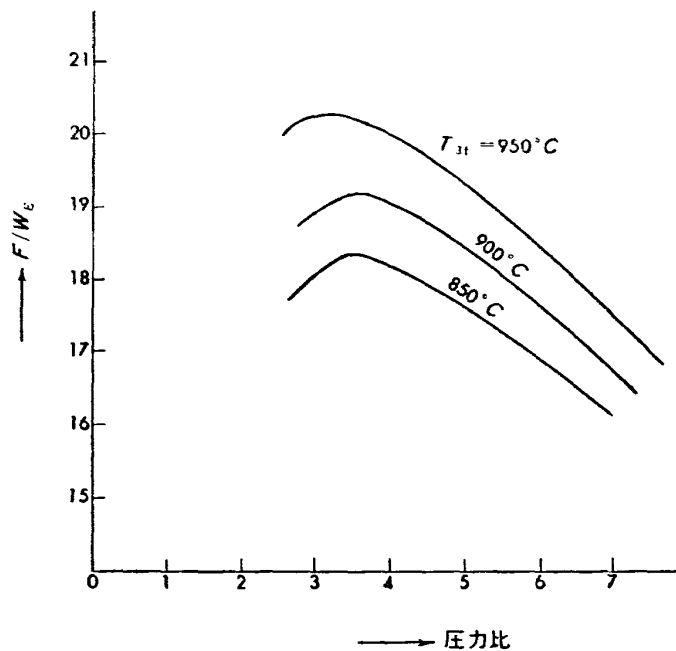
一方、Jet Engine の推力重量比の変遷と年代の関係をプロットすると第2図のようになる。したがって、Lift Engine の構造が従来のものとはまったく異なる思想で設計され、極端に簡素化する方向に進んでいることを考慮してここでは $F/W_E=20$ を実現可能な検討上の基準値として考え、その推力は第1図の極大値より右の範囲にあるものとして構造は同一のものとして検討することにする。

2. 圧縮機の圧力比と推力一重量比の関係

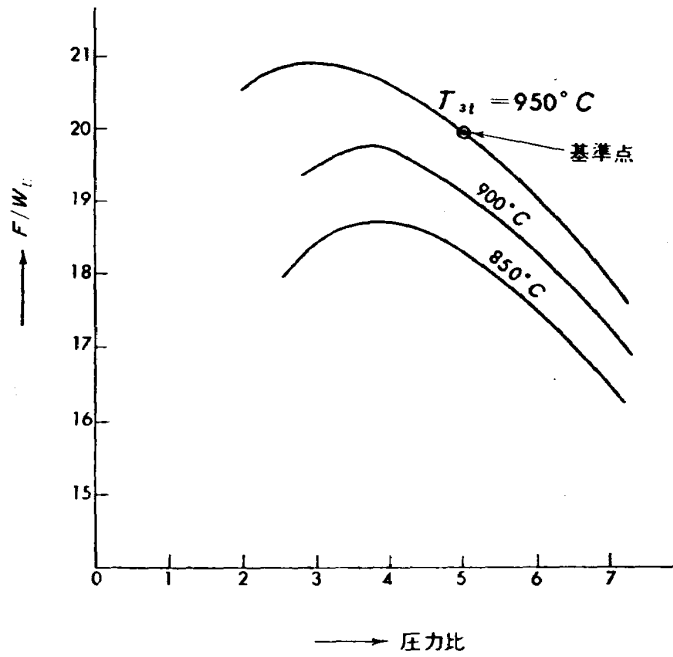
圧縮機重量は Engine 重量の 40% 程度を占めるので圧縮機段数と F/W_E の関係を検討してみる。

まず、タービンは1段とした。圧縮機効率を 86% (一定) 圧縮機駆動の機械効率を 98% 燃焼機効率 94% とした。圧縮機段数をきめると圧力比がきまり推力が定まる。

ここでは圧縮機1段当りの平均温度上昇を 35°C および 40°C の二種を仮定した。この場合、圧縮機1段当りの重量は現用エンジンの例からエンジン重量の 3.8% を占めるものとする。そこで、 $F/W_E=20$ のものがタービン1段、タービン入口温度 950°C 、圧縮機5段、圧力比 5、において得られるものとした場合に、圧力比およびタービン入口温度の変化が、 F/W_E にどのように影響するか、すなわち基準点からのずれとして計算結果を整理した(第3, 4図)。燃料重量を考えない場合は、圧力比 3~4 のところで F/W_E が最大となる。

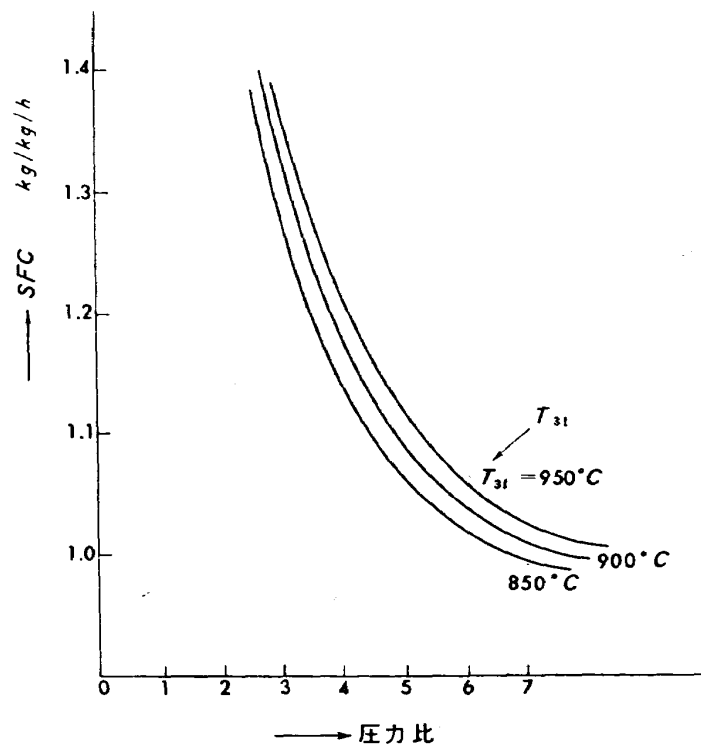


第 3 第 ($\Delta T_c = 35^{\circ}\text{C}$)

第 4 図 ($\Delta T_c = 40^\circ\text{C}$)

3. 燃料重量の影響

温度や効率などの仮定を前節と同じにして圧力比と燃費との関係考えた(第5図)。圧力比が減少するにつれて急激に燃費が増加するから、前節で得た最適圧力比 3~4 付近をさらに検討する必要がある。



第 5 図

さて、VTOL 機が1回の飛行に際してどれ程の時間 Lift Engine を使用するであろうか。試みに、現在の大型又は中型のジェット旅客機を対象にすると、巡航用、代替飛行場行用、離着陸用などの燃料を合計して全備重量の 50% 以上を占めている。このことは、もしこれらの旅客機に Lift Engine を装備するとした場合、着陸時には離陸時の約半分の推力でよいこと、すなわち、離陸時と比べて約半分の燃料で着陸できることになる。したがって、離陸 30 秒、着陸 1 分の場合、離着陸一サイクルの全負荷相当運転時間を 1 分として、1 分、2 分、3 分について計算した (第 6 図)。

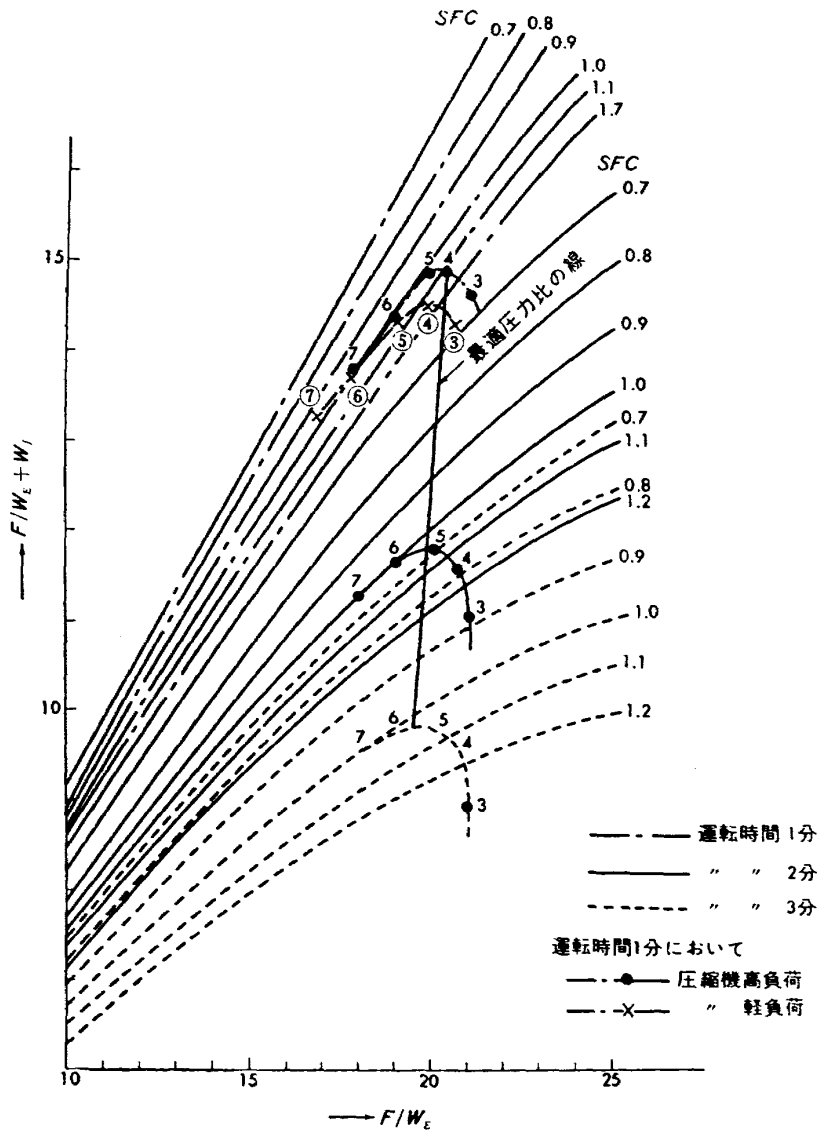


図 6 図

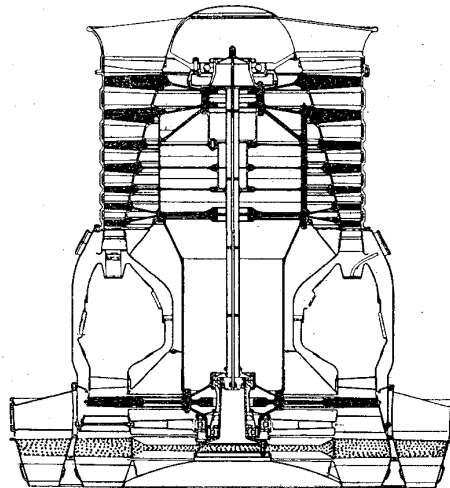
図中の数字は圧力比を示しかつ圧力比 5 のものは圧縮機 5 段で、圧力比 6 は 6 段で、圧力比 7 は 7 段で、逆に圧力比 4 は 4 段、圧力比 3 は 3 段で実現できるものとした。なお、上記のような圧縮機は空力的設計の観点からは相当に高負荷と考えられるので、圧力比 5 のものは 6 段で、圧力比 6 のものは 7 段でという具合に軽負荷にした場合も、運転時間 1 分のときに限って、合わせて示す。

もちろんこのような軽負荷圧縮機においては圧縮機効率の向上が考えられるので、高負荷圧縮機効率 86% に対して、軽負荷圧縮機効率は 90% とした。

高負荷圧縮機を使用したとき最適圧力比が運転時間によって、どのように変化するかを示す線を引いた。実用上はこの線からあまり離れないような圧力比がよいわけで、運転時間が3分位になると圧力比の高い5~6程度のものが適当であり、運転時間がさらに短いならば、圧力比4~5のものが有利である。

4. Aft Fan 付の Lift Engine

前節で燃料消費率が $F/(W_E+W_f)$ に大きな影響を有することが明らかであるから、燃料消費率を下げることによって $F/(W_E+W_f)$ を増大させるために Ducted Fan Engine を検討してみる。Ducted Fan としては Front と Aft 二種で代表されるが、空力的性質はまったく同じものであるからここでは便宜上第7図型式の Aft Fan 型のものを調べる。



第 7 図

Fan を付けるために Engine 重量が増加することは明白である。そこで入手した資料から推定して Fan 用 Turbine 重量は、基本 Engine 重量の 30% に相当しこれは Fan 外径によって変化しないとした。一方、Fan 重量は直径の3乗に比例し、かつバイパス比 $\mu=1.5$ のとき Fan 重量を基本 Engine 重量の 10% として基本 Engine の入口ボス比を 0.4 にとり、Engine 入口の軸流速度と Fan 入口の軸流速度が同じであるとする。以上の仮定のもとで Aft Fan 付の Lift Fan に関しては次式の関係がある。

$$\mu = (D^2 - 1) / (1 - 0.4^2) \quad (1)$$

$$\tilde{\omega}_E = 1 + 0.3 + 0.1(D/D_{\mu=1.5})^3 \quad (2)$$

$$\tau = \frac{\sqrt{\frac{\eta}{\eta+\lambda} - \sigma} + \mu \left\{ \sqrt{\sigma^2 + \frac{\lambda}{\mu} \cdot \frac{\eta}{\eta+\lambda} - \sigma} \right\}}{1 - \sigma} \quad (3)^*$$

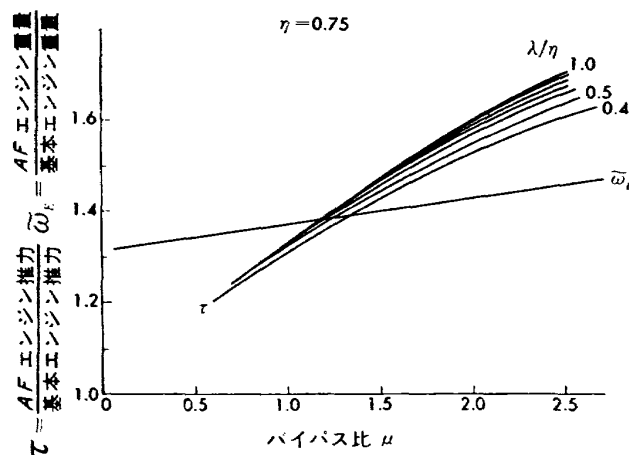
バイパス効率 η を 75% にし離着陸の Hovering 時の場合として考え、 $\sigma=0$ として (2), (3) 式を計算した。

第 8 図により Fan 装備によって Engine 重量も大きくなるが、推力も同時に増加することがわかる。 F/ω_E に及ぼす影響をしらべるために τ/W_E と μ の関係を求めると第 9 図の如くなり、たとえば、 $\lambda/\eta=0.5$ のとき、 $\mu \geq 1.3$ であれば $\tau/\omega_E \geq 1$ となり、Fan Engine にしたため F/W_E を基本エンジンより大きくできることになる。また Fan をつけたために当然燃費は改善されるが、これを基本 Engine だけの場合における燃費との比として、 μ , λ との関係を第 10 図に示す。

第 6 図の基本エンジンに $\mu=1.5$ $\lambda/\eta=0.5$ の Aft Fan をとりつけた場合を第 11 図に示す。図中 \odot が Aft Fan Engine の場合であり $F/W_E + W_f$ の顕著な改善が見られる。最高推力重量比（燃料共）は運転時間 3 分の場合圧力比 5 付近にあるが運転時間 1 分の場合、4 付近になっている。

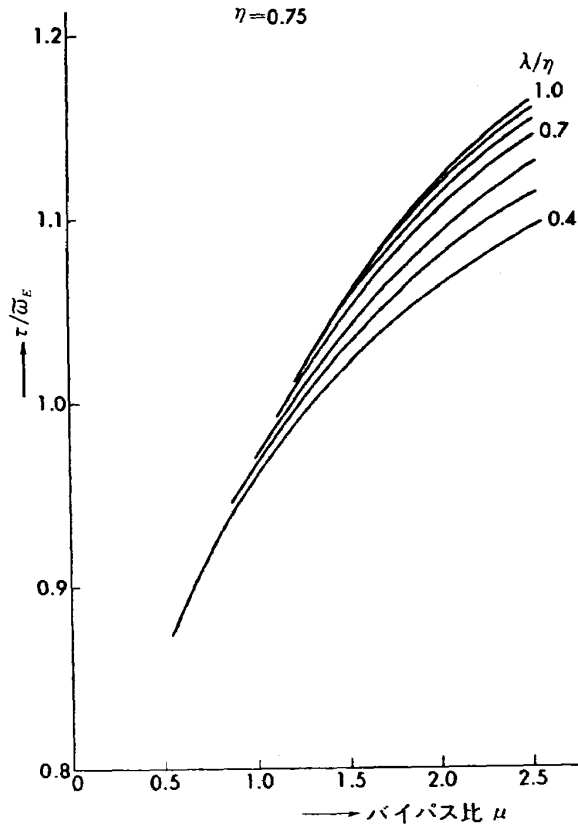
また運転時間 3 分の場合 F/W_E の 10% の向上と、 SFC の 10% の向上は $F/W_E + W_f$ に対して大体同程度の約 6% の向上をもたらす。

しかし、運転時間 1 分の場合には、 F/W_E の 10% の向上は、 $F/W_E + W_f$ の約 10% の向上をもたらすが、 SFC の 10% の向上は $F/W_E + W_f$ の約 3% の向上しかもたらさないから、 F/W_E を向上させることは、非常に有効となる。

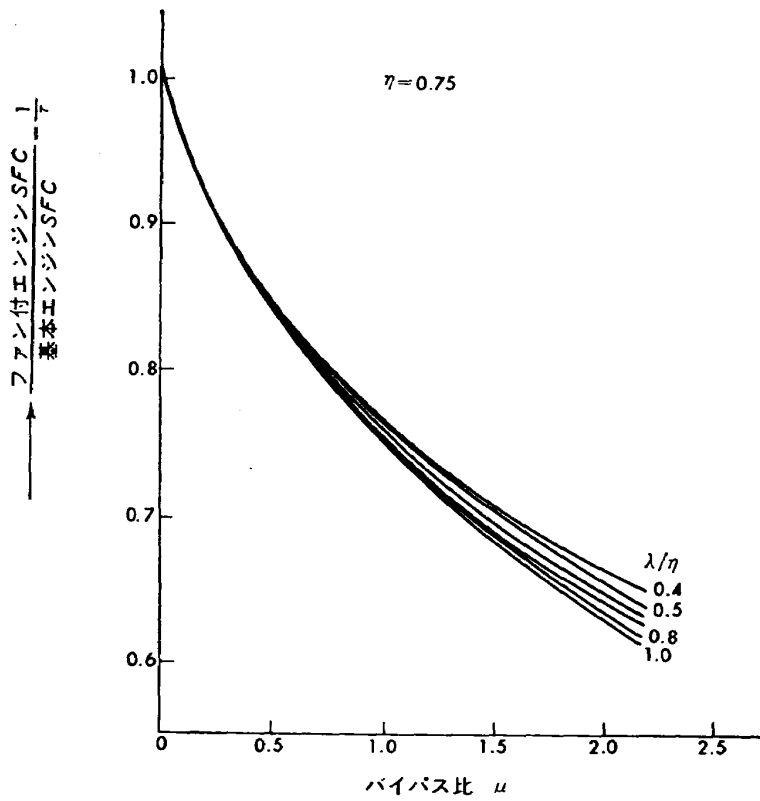


第 8 図

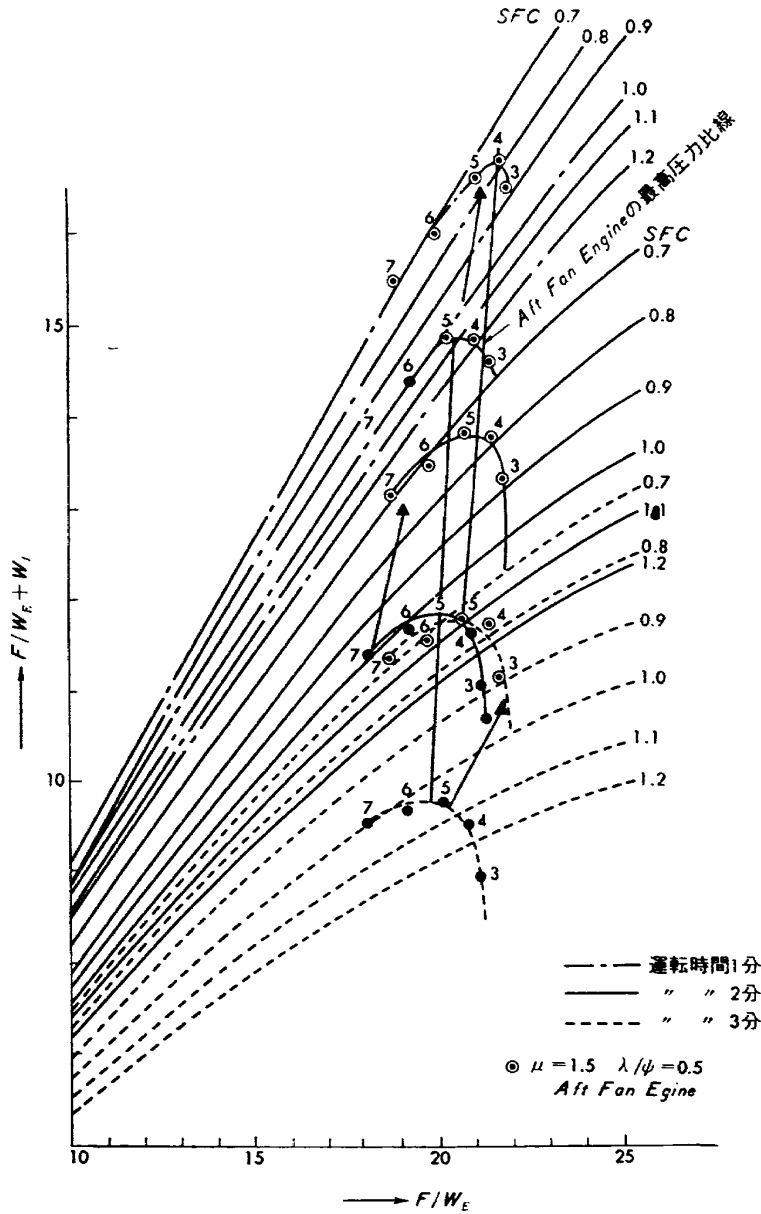
* 日本航空学会誌，第 9 卷，第 84 号 p. 5



第 9 図



第 10 図



第 11 図

5. ま と め

以上検討の結果をまとめると次のようになる。

- 1) 基本エンジン (Jet Lift Engine) の場合 F/W_E の最高値は圧力比 3~3.7 の比較的低い範囲にある。
- 2) ただし、離着陸時の燃料消費量をも考えて $F/W_E + W_f$ の最高値を検討すると圧力比は 5.5 (運転時間 3 分)~4.2 (運転時間 1 分) の範囲にある。
- 3) $F/W_E + W_f$ は Ducted Fan Engine にすることによって顕著に改善される。この場合 $F/(W_E + W_f)$ の最高値は圧力比 5.0 (運転時間 3 分)~4.0 (運転時間 1 分) の範囲にある。

なお、以上の検討においてはサイクル圧力比の変化によるタービン重量の変化はないものとして計算してあるが、実際は圧力比が増せば、容積流量が減少するのでタービン外径は小さくなり、タービンは軽くなるから、 F/W_E は若干改善される。

以上重量比に及ぼすサイクルすなわち、圧力比、タービン入口温度、について検討し、また、Fan Engine とした場合の性能向上の影響が明らかとなったが、Jet Lift Engine を実用化するためには

1) Jet Lift Engine または Lift Fan Engine のいずれの場合についても、同一構造、材料を用いた場合、サイクル圧力比による $F/(W_E+W_J)$ の変化は圧力比 4 以上あればあまり影響はない。

$F/(W_E+W_J)$ の向上のためには構造および材料の改良が最も大切であり、この点に多くの努力をそそぐ必要がある。

2) Lift Fan Engine にして空気流量を増せば $F/(W_E+W_J)$ を顕著に向上させうるが、これは機体構造、容積の方の重量増加をもたらすから、機体全体として考え、バイパス比を選ぶ必要がある。

3) 運転時間の短縮が $F/(W_E+W_J)$ の向上に、Lift Fan Engine にする以上に有効であるから、離着陸時の運転時間を短縮することが大切で、それを可能にする自動離着陸制御装置の改善とそれを利用した飛行管制方式の発達が必要である。

<p>NAL TM-17 航空宇宙技術研究所 VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察</p> <p>1963 年 6 月 10 ページ</p> <p>Jet Lift VTOL 機に用いる Jet Lift Engine は、推力重量比の大きいことが最も大切であるが、離着陸に要する時間が長くなるに したがって、燃料消費率も重要な要素となってくる。ここでまず、 推力重量比とサイクル圧力比、燃料消費率の関係を求め、離着陸時 間に対して圧力比による推力/(Engine 重量+燃料重量)と推力/重 量の関係を求めた。ついで Lift Fan Engine にした場合について 検討した。</p>	<p>I. 鳥崎忠雄 松木正勝 山中竜夫 藤井昭一</p> <p>II. NAL TM-17</p> <p>III. 621.454</p>	<p>NAL TM-17 航空宇宙技術研究所 VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察</p> <p>1963 年 6 月 10 ページ</p> <p>Jet Lift VTOL 機に用いる Jet Lift Engine は、推力重量比の 大きいことが最も大切であるが、離着陸に要する時間が長くなるに したがって、燃料消費率も重要な要素となってくる。ここでまず、 推力重量比とサイクル圧力比、燃料消費率の関係を求め、離着陸時 間に対して圧力比による推力/(Engine 重量+燃料重量)と推力/重 量の関係を求めた。ついで Lift Fan Engine にした場合について 検討した。</p>	<p>I. 鳥崎忠雄 松木正勝 山中竜夫 藤井昭一</p> <p>II. NAL TM-17</p> <p>III. 621.454</p>
<p>NAL TM-17 航空宇宙技術研究所 VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察</p> <p>1963 年 6 月 10 ページ</p> <p>Jet Lift VTOL 機に用いる Jet Lift Engine は、推力重量比の 大きいことが最も大切であるが、離着陸に要する時間が長くなるに したがって、燃料消費率も重要な要素となってくる。ここでまず、 推力重量比とサイクル圧力比、燃料消費率の関係を求め、離着陸時 間に対して圧力比による推力/(Engine 重量+燃料重量)と推力/重 量の関係を求めた。ついで Lift Fan Engine にした場合について 検討した。</p>	<p>I. 鳥崎忠雄 松木正勝 山中竜夫 藤井昭一</p> <p>II. NAL TM-17</p> <p>III. 621.454</p>	<p>NAL TM-17 航空宇宙技術研究所 VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察</p> <p>1963 年 6 月 10 ページ</p> <p>Jet Lift VTOL 機に用いる Jet Lift Engine は、推力重量比の 大きいことが最も大切であるが、離着陸に要する時間が長くなるに したがって、燃料消費率も重要な要素となってくる。ここでまず、 推力重量比とサイクル圧力比、燃料消費率の関係を求め、離着陸時 間に対して圧力比による推力/(Engine 重量+燃料重量)と推力/重 量の関係を求めた。ついで Lift Fan Engine にした場合について 検討した。</p>	<p>I. 鳥崎忠雄 松木正勝 山中竜夫 藤井昭一</p> <p>II. NAL TM-17</p> <p>III. 621.454</p>

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961 年 11 月	平 木 一, 清水 福寿 橋 本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー I	1962 年 2 月	樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 三 好 甫, 高 橋 利 之 能 美 力, 板 垣 芳 雄 鳥 海 良 三, 佐 藤 保 子
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962 年 5 月	長 洲 秀 夫, 伝 田 幸 雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962 年 8 月	細 川 巖
TM- 6	18 cm × 18 cm 遷音速風洞整備試験	1962 年 8 月	橋 本 登, 井 上 政 一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962 年 8 月	竹 内 和 之, 山 根 皓 三 郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962 年 9 月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963 年 2 月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963 年 2 月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963 年 2 月	永 井 文 雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963 年 3 月	竹 中 幸 彦, 小 川 鉦 一 林 洋 一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の 予備的フラッタ実験	1963 年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算 方法について	1963 年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛 鳥 海 良 三, 安 藤 泰 勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換 ノズルの予備試験	1963 年 4 月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 高 木 俊 朗, 橋 本 登

注： 欠番は配布先を限定したもの。

航空宇宙技術研究所資料17号

昭和38年6月 発行

発 行 所 航空宇宙技術研究所
 東京都三鷹市新川 700
 電話武蔵野 (0422) (3) 5171 (代表)

印 刷 所 筈井出版印刷社
 東京都港区芝南佐久間町1の53
