ラムジェットエンジンの研究 (その3)*1

エンジン要素としての空気取入口の作動特性

A Study of Ramjet Engine (Part 3)

Air Inlet Performance as the Engine Component

船 木 功 水*2

Katsumi FUNAKI

Key Words: Air Inlet, Ramjet Engines, Propulsion Systems

Abstract

A computer program which is capable of computing performance of a fixed geometry two dimensional external compression supersonic inlet installed in a ramjet engine which satisfies the required air mass flow rate for the engine to operate at off design condition, was developed. The program can calculate quantity of possible air flow which may income through the inlet under the critical operation that is state of operation such as normal shock wave stands on the throat position of the air inlet, and required air flow for the engine which the ramjet engine requires to generate combustion gas that is exhausted through a jet nozzle of the engine under given engine operating condition and critical air inlet operation. When possible air flow exceeds required one, possible air flow decreases down to required one by subcritical operation. When possible air flow is less than required one, a pressure recovery factor of the air inlet is lower down till required air flow decreases down and equal to possible one by supercritical operation. It was found that influence of the inlet/nozzle characteristics on the position, i. e. the strength, of the normal shock wave is very sensitive. In particular, in supercritical regime where a ramjet engine is considered to stably operate, the pressure losses due to the normal shock wave becomes predominant compared to all the other losses, such as due to the oblique shock waves, combustor and nozzle. Thus, the characteristics significantly affect the global engine performance. Useful correlation for predicting the pressure recovery in super critical regime was also found from the numerical results, which is an exponential function of the flight and design Mach

numbers and gas properties. The correlation gave a good agreement with the available experimental data of an actual ramjet engine.

1. ま え が き

高速飛行用の、空気吸入式推進エンジンに使用される空気取入口は、流入空気の流れを減速して静圧を上昇させ、圧縮された空気を後続エンジンに供給するものであることは、衆知の事実である。その超音速空気取入口の、単独での性能や作動について研究された論文は、数十年にわたり数多く発表されている。しかし、ラムジェットエンジンに組み込まれた空気取入口について、性能や状態を研究した論文は公表されていない。

本論文は、ラムジェットエンジンの機能要素として、エンジンの制約を受ける空気取入口に関し、計算により求めた性能や作動について述べる。このような場合、空気取入口は、それ自体の作動とともに、ラムジェットエンジンがジェットノズルから排出する燃焼ガスを発生するのに必要な、エンジンの要求空気流量についての制約を受けることになる。この要求空気流量に関する一般的な特性は、最近まで公表されていなかった。筆者は、このラムジェットエンジンの要求空気流量を求める一般式を、前の論文¹⁾で発表した。今回の研究ではその式を適用してエンジンの要求空気流量の制約条件を加え、空気取入口の作動性能を一般的に計算した。その結果、ラムジェットエンジンの燃焼負荷が一定の場合には、設計マッハ数よりも飛行マッハ数が低い範囲では、空気取入口の直立衝撃波が前方に吐き出されて、サブクリティカル作動となり、飛行マッハ数が高い範囲では、直立衝撃波が下流のディフューザ内に吸い込まれてスーパークリティカル作動となることが明らかとなった。またスーパークリティ

*1 昭和51年2月25日、第22回航空原動機に関する講演会で一部発表。昭和59年9月3日原稿受理

*2 防衛庁技術研究本部第3研究所

カル作動時の総圧回復の低下率を求める近似式が得られ、一つの実験データはこの式に一致することがわかった。

2. 記 号

- A_y : 面積
 B : 空気取入口の幅
 f : 空気燃料比
 $H_{(y)}$: 空気取入口空気流入高さ. $H_{(n0)}B = A_i$
 K : 流量比係数=空気取入口流入可能空気面積比/エンジン要求空気流入面積比
 $L_{(y)}$: 空気取入口ランプ長さ
 $M_{(y)}$: マッハ数
 $P_{(y)}$: 総圧
 $p_{(y)}$: 静圧
 R_x : ガス定数
 T_x : 総温
 t_x : 静温
 $\delta_{(y)}$: ランプ角
 η_{prv} : 総圧係数 ($=P_{(y)}/P_{(n)}$)
 $\zeta_{(y)}$: 斜衝撃波角
 κ_{xy} : 状態 y の気体 x の比熱比
 κ_{xy} : 状態 y の気体 x の静温 t_{xy} における比熱比
 $\kappa_{x m L Q}$: 状態 L 静温 t_{xL} から状態 Q 静温 t_{xQ} に変化する間の気体 x の平均比熱比

添 字

- a : 空気および大気状態
 A : 空気取入口
 des : 設計条件
 E : ジェットノズル出口
 g : 燃焼ガス
 I : 空気取入口開口部 (リップ先端部)
 m : 任意番目 (下流から数えて) の衝撃波上流の状態 (ランプは衝撃波下流のものを示す)
 M : 燃焼器出口
 $Mdes$: 外部自由流マッハ数が設計マッハ数の状態
 $m0$: 任意番目の衝撃波に流入する流線方向状態
 n : 空気取入口の衝撃波の総数または最上流の衝撃波の関係量
 N : ジェットノズルスロート部
 $n0$: 外流の流線方向の状態
 0 : 最下流の直立衝撃波直後の関係量
 x : 流体種類を示す添字
 y : 状態または位置を示す添字

3. 計算式および計算法

3.1 計算式 まず、空気取入口の総圧回復による

第1図 ラムジェットエンジンおよび空気取入口モデル

総圧係数を求めるために必要な、諸状態量の計算式を求める。空気取入口の上流マッハ数 $M_{(n)}$ 、ランプ角 $\delta_{(n)}$ から斜衝撃波角 $\zeta_{(n)}$ を求めるためには次式を用いる。

$$\frac{1}{M_{(n)}^2} = \sin^2 \zeta_{(n)} - \frac{\frac{\kappa_a + 1}{\kappa_a - 1} \sin \zeta_{(n)} \sin \delta_{(n)}}{\frac{2}{\kappa_a - 1} \cos (\zeta_{(n)} - \delta_{(n)})} \quad (1)$$

この斜衝撃波通過後のマッハ数 $M_{(n-1)}$ は、次式により計算する。

$$\frac{1}{M_{(n-1)}^2} = \sin^2 (\zeta_{(n)} - \delta_{(n)}) + \frac{\frac{\kappa_a + 1}{\kappa_a - 1} \sin (\zeta_{(n)} - \delta_{(n)}) \sin \delta_{(n)}}{\frac{2}{\kappa_a - 1} \cos \zeta_{(n)}} \quad (2)$$

以下、 $\delta_{(n-1)}$, ..., $\delta_{(2)}$ までの各ランプを通過する超音速流れの、斜衝撃波角 $\zeta_{(n-1)}$, ..., $\zeta_{(2)}$ 、マッハ数 $M_{(n-2)}$, ..., M_1 , M_0 は順次に計算することができる。

つぎに、この空気取入口の上流大気静圧 $p_{(n)}$ と、直立衝撃波通過後の静圧 $p_{(0)}$ との比は次式で求められる。

$$\begin{aligned} \frac{p_{(0)}}{p_{(n)}} &= \frac{p_{(n-1)}}{p_{(n)}} \frac{p_{(n-2)}}{p_{(n-1)}} \dots \frac{p_{(0)}}{p_{(1)}} \\ &= \frac{\kappa_a - 1}{\kappa_a + 1} \left(\frac{2\kappa_a}{\kappa_a - 1} M_{(n)}^2 \sin^2 \zeta_{(n)} - 1 \right) \\ &\quad \times \frac{\kappa_a - 1}{\kappa_a + 1} \left(\frac{2\kappa_a}{\kappa_a - 1} M_{(n-1)}^2 \sin^2 \zeta_{(n-1)} - 1 \right) \\ &\quad \times \dots \times \frac{\kappa_a - 1}{\kappa_a + 1} \left(\frac{2\kappa_a}{\kappa_a - 1} M_{(1)}^2 - 1 \right) \quad (3) \end{aligned}$$

よって空気取入口の総圧係数 η_{prA} は次式で計算できる。

$$\begin{aligned} \frac{P_{(0)}}{P_{(n)}} &= \frac{p_{(0)}}{p_{(n)}} \frac{\left(\frac{\kappa_a - 1}{2} M_{(0)}^2 + 1\right)^{\kappa_a/(\kappa_a - 1)}}{\left(\frac{\kappa_a - 1}{2} M_{(n)}^2 + 1\right)^{\kappa_a/(\kappa_a - 1)}} \\ &= \frac{p_{(0)}}{p_{(n)}} \\ &\times \left(\frac{\frac{\kappa_a + 1}{\kappa_a - 1}}{M_{(n)}^2 + \frac{2}{\kappa_a - 1}}\right)^{\kappa_a/(\kappa_a - 1)} \left(\frac{\frac{\kappa_a + 1}{\kappa_a - 1} M_{(1)}^2}{\frac{2\kappa_a}{\kappa_a - 1} M_{(1)}^2 - 1}\right)^{\kappa_a/(\kappa_a - 1)} \quad (4) \end{aligned}$$

固定式の空気取入口の流入可能空気流量の特性を検討するために、与えられた設計条件で定まる空気取入口の幾何形状、寸法の計算式を求める。

空気取入口は、設計条件で最高の総圧係数が得られるように、各ランプ角 $\delta_{(n)}$ 、 $\dots$ 、 $\delta_{(2)}$ の組合せを定める。その状態でのエンジンの要求空気流入面積比 $(A_a/A_N)_{des}$ に、空気取入口正面面積比 A_1/A_N が等しくなるよう、開口高さ $H_{(n0)}$ を設定する。ランプの長さ $L_{(n)}$ 、 $\dots$ 、 $L_{(2)}$ は、設計条件で各ランプ先端に発生する斜衝撃波が、同一点 O を通過するように選び、一般に、 O 点はカウルリップの先端に一致させて、付加抵抗の増加を防ぐ (第2図2a参照)。

$$\frac{L_{(n)}}{H_{(n0)}} = \frac{1}{\tan(\zeta_{(n)})_{Mdes}}$$

$$\frac{L_{(m)}}{H_{(m0)}} = \frac{1}{\tan(\zeta_{(m)})_{Mdes}}$$

第2図から明らかなように次の関係が得られる。

$$\begin{aligned} H_{(m0)} &= H_{(n0)} \left(1 - \frac{L_{(n)}}{H_{(n0)}} \tan \delta_{(n)}\right) \cos \delta_{(n)} \\ &\times \left(1 - \frac{L_{(n-1)}}{H_{((n-1)0)}} \tan \delta_{(n-1)}\right) \cos \delta_{(n-1)} \\ &\dots\dots\dots \\ &\times \left(1 - \frac{L_{(m+1)}}{H_{((m+1)0)}} \tan \delta_{(m+1)}\right) \cos \delta_{(m+1)} \end{aligned}$$

よって

$$\begin{aligned} H_{(m0)} &= H_{(n0)} \left(1 - \frac{\tan \delta_{(n)}}{\tan(\zeta_{(n)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(n)} \\ &\times \left(1 - \frac{\tan \delta_{(n-1)}}{\tan(\zeta_{(n-1)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(n-1)} \\ &\dots\dots\dots \\ &\times \left(1 - \frac{\tan \delta_{(m+1)}}{\tan(\zeta_{(m+1)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(m+1)} \quad (5) \end{aligned}$$

また

$$\frac{L_{(m)}}{H_{(n0)}} = \frac{H_{(m0)}}{\tan(\zeta_{(m)})_{Mdes}} \frac{1}{H_{(n0)}}$$

第2図 クリティカル作動状態

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{\tan(\zeta_{(m)})_{Mdes}} \left(1 - \frac{\tan \delta_{(n)}}{\tan(\zeta_{(n)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(n)} \\ &\dots\dots\dots \\ &\times \left(1 - \frac{\tan \delta_{(m+1)}}{\tan(\zeta_{(m+1)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(m+1)} \quad (6) \end{aligned}$$

(6)式により、任意の衝撃波数 n に対するすべてのランプ長さ $L_{(m)}$ を計算することができる。また、カウルリップのところの空気取入口スロート面積比 $H_{(0)}/H_{(n0)}$ は次式で求まる。

$$\begin{aligned} \frac{H_{(0)}}{H_{(n0)}} &= \left(1 - \frac{\tan \delta_{(n)}}{\tan(\zeta_{(n)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(n)} \\ &\dots\dots\dots \\ &\times \left(1 - \frac{\tan \delta_{(2)}}{\tan(\zeta_{(2)})_{Mdes}}\right) \cos \delta_{(2)} \quad (7) \end{aligned}$$

以上により空気取入口の寸法が定まる。

前記のように定められた固定式空気取入口の、任意のマッハ数 M_a における流入可能面積比 $H_{(n)}/H_{(n0)}$ は次式で示される (第2図2b参照)。

$$\begin{aligned} \frac{H_{(n)}}{H_{(n0)}} &= \frac{H_{(0)}}{H_{(n0)}} \times \frac{\sin \zeta_{(2)}}{\sin(\zeta_{(2)} - \delta_{(2)})} \\ &\times \dots \times \frac{\sin \zeta_{(n)}}{\sin(\zeta_{(n)} - \delta_{(n)})} \quad (8) \end{aligned}$$

ただし、 $M_a \geq M_{des}$ の場合には

$$\frac{H_{(n)}}{H_{(n0)}} = \frac{H_{(n0)}}{H_{(n0)}} = 1.0$$

となる。

一方、ラムジェットエンジンのジェットノズルから流出する燃焼ガスを発生するのに必要な要求空気流量が、外部大気条件で流入する要求空気流入面積比 A_a/A_N は次式で求められる¹⁾。

$$\frac{A_a}{A_N} = \frac{f}{1+f} \left(\frac{\kappa_{GSN}}{\kappa_{GSa}} \right)^{1/2} \left(\frac{R_a}{R_g} \right)^{1/2} \left(\frac{t_a}{T_g} \right)^{1/2} \frac{P_{gE}}{p_a} \frac{M_{GN}}{M_a} \times \left(1 + \frac{\kappa_{GMN} - 1}{2} M_{GN}^2 \right)^{-(\kappa_{GMN} + 1)/2(\kappa_{GMN} - 1)} \quad (9)$$

ただし

$$\frac{T_g}{t_a} = \left(1 + \frac{\kappa_{aMTsa} - 1}{2} M_a^2 \right) + \frac{\Delta t_g}{t_a} \quad (10)$$

$$\Delta t_g = \frac{1}{f+1} \eta_b H_b \frac{1}{C_{pGMN}} \quad (11)$$

$$\frac{P_{gE}}{p_a} = \frac{P_a}{p_a} \eta_{pr} = \left(1 + \frac{\kappa_{aMTsa} - 1}{2} M_a^2 \right)^{\kappa_{aMTsa}/(\kappa_{aMTsa} - 1)} \eta_{pr} \quad (12)$$

$$\eta_{pr} = \eta_{prA} \eta_{prM} \eta_{prb} \quad (13)$$

$$M_{gE} = \left[\frac{2}{\kappa_{GMN} - 1} \left\{ \left(\frac{P_{gE}}{p_a} \right)^{(\kappa_{GMN} - 1)/\kappa_{GMN}} - 1 \right\} \right]^{1/2} \quad (14)$$

$$\frac{P_{gE}}{p_a} \geq \left(\frac{\kappa_{GMN} + 1}{2} \right)^{\kappa_{GMN}/(\kappa_{GMN} - 1)} \text{ のとき} \quad (15.1)$$

$$\frac{P_{gE}}{p_a} < \left(\frac{\kappa_{GMN} + 1}{2} \right)^{\kappa_{GMN}/(\kappa_{GMN} - 1)} \text{ のとき} \quad (15.2)$$

燃焼ガスの物性値の計算には、前論文¹⁾と同様に Chappell^{2,3)}らの計算式を、一部、次のように補正して使用した。エンタルピ H は、次により求める。

$$H = \{ \{ \{ \{ \{ C_5/6 \times t_{xy} + C_4/5 \} \times t_{xy} + C_3/4 + FD \times H_4 \} \times t_{xy} + C_2/3 + FD \times H_3 \} \times t_{xy} + C_1/2 + FD \times H_2 \} \times t_{xy} + C_0 + FD \times H_1 \} \times t_{xy} + CH + FD \times H_0 + DCH \} \quad (16)$$

$$FD = 1/(1+f)$$

$$DCH = 0.13566091 \times 10^{-4} : t_{xy} > 800 \text{ のとき} \quad \left. \begin{array}{l} \\ = 0 : t_{xy} \leq 800 \text{ のとき} \end{array} \right\} \quad (17)$$

$H_0, \dots, H_4, C_0, \dots, C_5, CH$ の各係数は文献³⁾に示すとおりであるが、 DCH は $t=800$ における H の不連続性の補正項である。定圧比熱 C_{pV} および比熱比 κ_{xy} は次の式による。

$$C_{pV} = (H_{y1} - H_{y2}) / (t_{xy1} - t_{xy2}) \quad (18)$$

$$\kappa_{xy} = C_{pV} / (C_{pV} - AR) \quad (19)$$

ただし $AR = 0.068564$ とする。

3.2 計算法 これらの計算式により、ラムジェットエンジンの制約を受ける空気取入口の作動の状態と性能とを、次の方法により計算する。

まず第一に、空気取入口の設計寸法形状を計算する。設計条件は、任意に与えられた $n, M_{(n)}$ に対し η_{prA} が最大になるよう $\delta_{(m)}$ の組合せを選ぶこと、および、そのなかで外部抵抗を小さくするために A_1 を最小にするよう寸法形状を定めることである。 n は最初に 2 の場合について、 $M_{(2)}$ に対応して η_{prA} を最大にする $\delta_{(2)}$ を求め、必要な全域にわたる $M_{(2)}$ と $\delta_{(2)}$ 、 $\eta_{prA(2)MAX}$ とを計算する。次に $n=3$ とし、前回と同様に、 $\eta_{prA(3)MAX}$ の得られる $\delta_{(3)}$ 、 $\delta_{(2)}$ の組合せを、 $M_{(3)}$ の必要な全域にわたって計算する。この際、 $\delta_{(3)}$ 、 $M_{(3)}$ から $M_{(2)}$ が求められると、 $\delta_{(2)}$ 、 $\eta_{prA(2)MAX}$ は、前回の計算結果で得た関係をただちに使用できる。以下順次に n を増加して、任意の値まで計算すればよい。

次に、設計点を一点に選んで、 n, M_{des} を定めた空気取入口の形状寸法は、計算式(6)で求められる。この空気取入口の、非設計点でクリティカル作動をする場合の η_{prAcr} は、式(1)、(2)、(3)、(4)で計算できる。その場合の流量比係数 K は、式(8)の $H_{(n)}/H_{(n0)}$ と、 $\eta_{prA} = \eta_{prAcr}$ として式(9)~(15)により求める A_a/A_N とにより計算することができる。

$K < 1.0$ の作動時には、 $(A_a/A_N)/(A_1/A_N) = H_{(n)}/H_{(n0)}$ となるよう式(12)、(13)により η_{prA} を求める。

4. 計算結果

以上の計算式と計算法により、パラメータとして与えられた n, M_n に対し、最高の η_{prA} が得られるように $\delta_{(m)}$ を組み合わせたときの、 $\eta_{prA_{des}}$ を計算した特性を第3図に示す。 n が大きいほど、 M_{des} が高くなっても $\eta_{prA_{des}}$ の低下は少ない特性が得られた。この特性値は Oswatitsch の計算例⁴⁾と一致した。それによりこの計算式および計算法の適正であることが証明され、任意の n, M_{des} に対する $\eta_{prA_{des}}$ を求めることが可能になった。この特性計算時に空気 κ_a を定数とせず、Chappell ら^{2,3)}の計算式で温度の関数として計算すると、 M_a が大となって空気温度が高くなるに従い κ_a の値が小さいほうに変化する影響で、 $\delta_{(m)des}$ の組合せの角度が大きくなる。このときの $\eta_{prA_{des}}$ は、 $\kappa_a = 1.40$ とした場合より多少小さい値となるが、 $M_{des} \leq 4.0$ の範囲ではその影響は無視しうることも明らかになった。

第3図 設計条件での総圧係数

第4図 クリティカル作動時の総圧係数

次に、前記の M_{des} の一点を設計点に選んで、ランプ角 $\delta_{(m)}$ 、高さ $H_{(n0)}$ の固定式空気取入口で、直立衝撃波が空気取入口スロート部に安定し、クリティカル作動をすると仮想したとき (第2図2b, 2c) の η_{prAcr} の特性を第4図に示す。 $n=1$ の場合は η_{prAcr} と一致し、 $n \neq 1$ でも M_{des} では η_{prAcr} に一致する。ランプを固定したまま M_a を M_{des} から減少させると、図上 ⊙ の点で最下流ランプの ζ_2 が約 64° を超え、その斜衝撃波 OS_2 は非接触の弓形衝撃波 (bow shock) に変化する。 M_a の低下とともに、この弓形衝撃波のランプ変曲点からの非接触距離が大きくなり、性質が直立衝撃波に近づく。さらに M_a が低下し図上 ● 点に達すると、 ζ_3 が限界を超え、 OS_3 が弓形衝撃波となる。このようにして得られた $M_a < M_{des}$ 域の η_{prAcr} は、一つずつ n が減少するにともない η_{prAcr} より多少低めの値となるが、それほど大きい差はない。つぎに $M_a >$

M_{des} の範囲では、斜衝撃波が第2図2cのように、カウルリップの先端より後方に入らないよう制御すると仮定して η_{prAcr} を計算すると、第4図に見られるように、 η_{prAcr} よりも低めとなり M_a の増加とともにその差は大となるが、極端な変化ではない。

このようなクリティカル作動を仮想したときの固定式空気取入口の流入可能面積比 $H_{(n)}/H_{(n0)}$ と、そのときの空気取入口の総圧係数 η_{prAcr} から求めた、エンジンのジェットノズル総圧係数 $\eta_{pr} (\eta_{pr} = \eta_{prAcr} \times \eta_{prM} \times \eta_{prb})^{11}$ による、エンジン要求空気流入面積開口比 $(A_a/A_N)/(A_1/A_N)$ との比を、流量比係数 $K = (H_{(n)}/H_{(n0)})/(A_a/A_1)$ として求めると、第5図の特性曲線となる。この曲線により、重要な特性が明らかになった。まず当然ながら、 $M_a = M_{des}$ では $K=1.0$ となる。次に $M_a < M_{des}$ の範囲では、 n の値にかかわらず $K > 1$ となり、空気取入口の可能流量がエンジンの要求空気流量よりつねに過大で、 M_a が M_{des} より離れるほどその程度が増大する。また、 $M_a > M_{des}$ の範囲では、 n の値にかかわらず $K < 1$ となり、空気取入口の可能流量はつねに不足で、 M_a が M_{des} より離れるほど不足の程度が拡大する。

このような $K \neq 1$ の場合には、実際の空気取入口はいかなる作動をするか検討する。類似の状態は、風洞実験で超音速空気取入口模型の、下流排気ポートを開閉して排気スロート面積 A_N を増減し、模型の内部空気流量を制御変化させる場合にも発生する。風洞実験では、一般に M_n を設計マッハ数に設定し、 A_N を設計値および増、減しながら、それに対応する空気取入口ディフューザでの総圧、ランプ上からディフューザにかけての静圧分布等を測定し、 η_{prA} や直立衝撃波の位置の状態等を求める。この場合、 M_n が一定なので、 A_N を変化させればそれに比例して A_a も変化し、

第5図 流量比係数

K の変化をもたらすことになる。すなわち、風洞実験で A_N を閉じ A_a を減少させると $K > 1.0$ となり、本論文の $M_a < M_{des}$ の場合に相当した状態となる。この条件では、風洞実験の場合、直立衝撃波が空気取入口のスロート位置から上流のほうに前進し、この衝撃波とカウルリップとの間で、空気取入口流入可能面積 $H(n)$ を通過した過剰の空気がカウルリップの外方に反れて漏れ (spill), 排気ポートからの要求空気流量だけがカウルリップ内に流入する。このようにして、自動的に $K = 1.0$ に保たれるが、この状態をサブクリティカル作動と呼ぶことは一般に知られている。この際、過度なサブクリティカル作動では、前進した直立衝撃波と斜衝撃波が交わって生ずる滑り面の渦層がディフューザ内に流入し、長さ方向の定常振動を発生することがあり、バズ (buzz) と呼ばれ、エンジンを破損させる危険な状態とされている。次に風洞実験で A_N を開いて A_a を増加させると、流入可能面積 $H(n)$ は一定なので $K < 1.0$ となり、本論文の $M_a > M_{des}$ の場合と類似な状態となる。風洞実験によれば、この条件では、直立衝撃波が空気取入口のスロート位置から下流に吸い込まれ、超音速の空気流はディフューザの拡大部で加速されるので強い直立衝撃波となる。この強い直立衝撃波により総圧回復率が低下し、 A_a/A_N が大きく減少するように修正され、 $K = 1.0$ に保たれる。この状態の作動をスーパークリティカル作動と呼ぶ。

以上のような、 $K \neq 1.0$ の場合の作動は、 A_N 一定で $M_a \neq M_{des}$ の本論文の場合にも同様に適用されるものと仮定する。そうすれば、 $M_a < M_{des}$ では第6図6aに示すようなサブクリティカル作動となり、 $M_a > M_{des}$ では第6図6bのようなスーパークリティカル作動となる。そして空気取入口の流入可能流量とエンジンのジェットノズルの要求空気流量との連続の条件から、つねに $K = 1.0$ となる。この作動条件の制約により、従来計算されなかったスーパークリティカル作動域の総圧係数 η_{prA} を求めることができる。

そのようにして求めたスーパークリティカル作動域の総圧係数 η_{prA} の特性を第7図に示す。第4図のクリティカル作動時に比し、 M_a の増加とともに η_{prA} は著しく低下し、しかも n の大なるほど顕著に見える。

このスーパークリティカル作動域で、 η_{prA} の $\eta_{prA_{des}}$ に対する低下率の状態を第8図に示す。 η_{prA} に対し空気取入口が影響する要素は、 M_{des} 、 $\eta_{prA_{des}}$ だけで、他は無関係であることが、この図により明らかである。異なる M_{des} のそれぞれについて、 n が1~6のすべての場合の計算データが同一曲線上に載った。また M_{des} については、 $M_a \leq 4.0$ までの間は同

一曲線上に載り $M_a > 4.0$ では多少ずれる共通の傾向を示している。これは、 A_a/A_N を計算するときに、燃焼ガス温度が高温となるための物性値の変化の影響によるものと考えられる。それらを配慮して、このスーパークリティカル作動域の総圧係数低下特性の計算データは、次の近似式で示すことができる。

$$\frac{\eta_{prA}}{\eta_{prA_{des}}} = [0.342] \{ (M_a - M_{des}) - HM \} \quad (20)$$

$$HM = 0.131(M - 4.16) \quad (21)$$

ただし、 $M_a \geq 4.16$ のとき $M = M_a$ 、 $M_a < 4.16$ のとき

6a $M_a < M_{des}$ and Subcritical

6b $M_a > M_{des}$ and Supercritical

第6図 サブクリティカルおよびスーパークリティカル作動状態

第7図 固定構造エンジンおよび空気取入口の実総圧係数

第8図 スーパークリティカル作動域の総圧係数低下率

第9図 総圧係数低下率の計算値と実測値の対比

$M=4.16$ とする。スーパークリティカル作動域の総圧低下率の(20), (21)式の特性は、他の型式一たとえば軸対称一の空気取入口に対しても適用できるはずである。それは、この二次元式で取り扱った $n=1$ の場合は、軸対称空気取入口でもまったく同じ扱いで計算され、 $M_a > M_{des}$ では $K < 1.0$ となって、軸対称でもスーパークリティカル作動になる。また $n=1$ よりも η_{prA} の高くなる $n \geq 2$ の場合には、軸対称でも、より強いスーパークリティカル作動に進むと考えられ、空気取入口が総圧低下率とは無関係となるので(20), (21)式が適用できるはずである。

以上述べてきた空気取入口の特性の諸計算式、計算法、計算または作動に対する制約条件の設定および仮定は、はたして適切妥当なものであろうか。それを検討するには、この計算時の前提条件と同一な条件で行われた実験データとの比較が最も簡明であろう。その実験データとして、R. Marguet の論文⁵⁾の Fig. 27 の $\eta_a(\eta_{prA}) \sim M_0(M_a)$ のグラフを選ぶ。これは、 A_1 , A_N 固定、 ϕ 一定で 3.0~5.0 マッハにわたり自由飛しょうさせた実験のテレメタ計測で得られた、軸対称空気取入口付きのラムジェットの前圧回復率 η_a と飛行マッハ数 M_0 のデータである。 η_a の限界値曲線は、計画条件での予想計算値と推定される。設計マッハ数における実測値はこの限界値の約 67% で、絶対値ではかなりの差がある。この実験データの二つの曲線から求めた $\eta_{prA} / \eta_{prA_{des}} \sim (M_a - M_{des})$ を(20)式の曲線上に記して第9図に示す。図に示された、(20)式による計算値と、実験の計画値、実測値とのよい一致には、筆者も驚かされたが、この計算値の信頼性が証明された。

これら、計算結果として得られた諸特性や近似式について、この空気取入口を機能要素とするラムジェッ

トエンジンの立場から検討考察して見る。

$M_a < M_{des}$ の区間では、 η_{prA} がその M_a に対する $\eta_{prA_{des}}$ とあまり変わらない高い値を示し一見有利そうに考えられる。しかしこの域ではサブクリティカル作動となりバズの危険性があるために、実用可能なマッハ数域は、 $M_a \geq (M_{des} - 0.5)$ の範囲のようである。 η_{prA} の高いこの域を、効果的に実用可能にするには、空気取入口の作動をクリティカル化することが一つの方法と考えられる。そのための、定量的な基礎としてこの計算結果を利用することは可能と考えられる。また、二次元型の空気取入口では、実際の機能に三次元性の影響等が入り、ここで扱ったような単純な計算値と実験値との間に、かなりの差が生ずるのが実情のようであり、実験による確認や実験値を基準にした計算が重要と考えられる。

$M_a > M_{des}$ の区間で、スーパークリティカル作動の場合の η_{prA} が正確に計算できるようになった。これは、前記のサブクリティカル作動域での計算値が、実験値に一致しない感覚から、疑問視されるかもしれない。しかし、これは M_{des} , $\eta_{prA_{des}}$ 以外、空気取入口とは関係のない計算によるものであり、一つだけ比較した実験データとの一致も、偶然ではないと考えている。 η_{prA} を正確に求めようとするれば、 $\eta_{prA_{des}}$, M_{des} を実測により正確に求めて η_{prA} を計算すればよい。また、この区間では η_{prA} が、大きく低下するため、一見不利で実用的には期待がもてないように思われるかもしれない。しかし機体とエンジンとの正面面積比に配慮すれば、 $(M_a - M_{des}) \leq 2$ くらいまで実用の可能性を示した実験例もある。それは、 M_a が大きいため、エンジンの推力係数 $C_{F\theta}$ と機体の抵抗係数 C_D との間で $C_{F\theta} - C_D$ の値が正でさえあれば、実際の推力

は効果的な大きさになりうるからである。さらに、スーパークリティカル域での η_{prA} 特性が定量的に明らかになったことは、スーパークリティカル域をクリティカル化して η_{prA} を向上させる研究への手がかりとしても利用できると思われる。

5. 結 論

ラムジェットエンジンの機能要素として組み込まれた、超音速の空気取入口の作動性能を、二次元外部圧縮型の固定構造の空気取入口を例に、エンジンの要求空気流量と空気取入口の流入可能空気流量とを比較し、両者の連続性を保つ条件から空気取入口の総圧係数を中心に計算した。

固定構造のラムジェットエンジンの燃焼温度条件を設計条件に保ったまま、設計マッハ数から飛行マッハ数を減少するに従い、直立衝撃波は空気取入口スロート部から前方へと押し出されサブクリティカル作動となることが計算結果から明らかになった。また、設計マッハ数から飛行マッハ数を増加するに従い、直立衝撃波は後方のディフューザー内に吸い込まれ、スーパークリティカル作動となり、総圧係数は急激に低下することが明らかになった。

このスーパークリティカル作動域での総圧係数 η_{prA} と設計条件での総圧係数 $\eta_{prA_{des}}$ との比を、飛行

マッハ数 M_a と設計マッハ数 M_{des} との差の値の関数として計算できる次の近似式が求められた。

$$\frac{\eta_{prA}}{\eta_{prA_{des}}} = [0.342]^{((M_a - M_{des}) - HM)}$$

ただし、 $HM = 0.131(M - 4.16)$ とし、 $M_a \geq 4.16$ のとき $M = M_a$ 、 $M_a < 4.16$ のとき $M = 4.16$ とする。

この近似式は、実験データとよく一致することが認められた。

参 考 文 献

- 1) 船木功水：ラムジェットエンジンの研究 (その 1) 基本特性の解析, 日本航空宇宙学会誌, 31 (1983), pp. 327-335.
- 2) Chappell, M. S. and Cockshutt, E. P.: Gas Turbine Cycle Calculations, Generation of Thermodynamic Data for Dry Air and Combustion Products, NRC Aeronautical Report LR-381 National Research Council of Canada (Jun. 1963).
- 3) Chappell, M. S. and Cockshutt, E. P.: Gas Turbine Cycle Calculations, Thermodynamic Data Tables for Air and Combustion Products for Three Systems of Units, NRC Aeronautical Report LR-579 (Aug. 1974).
- 4) Oswatitsch, K.I.: Pressure Recovery for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds (The Efficiency of Shock Diffusers), NACA TM 1140 (Jun. 1947).
- 5) Marguet, R.: Étude et Essais en vol d'un Statoréacteur Expérimental a Mach 5, ONERA NT 94 (1966).