

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-82

多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法

松木正勝・藤井昭一

1965年2月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|---|--------------|--|
| TR-55 | ボスをもった車盤の回転強度
Rotating Strength of Rotor which
Has a Boss | 1963年11月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-56 | 亜音速および遷音速における二次元非定
常空気力の測定 (第I報)
Measurements of the Unsteady Airloads
for Two-Dimensional Flow at Subsonic
and Transonic Speed Range (I) | 1963年11月 | 中村泰治, 田辺義一 |
| TR-57T | Measurements of the Aerodynamic
Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat
Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number
2 to 3 | January 1964 | Takao ISHII
Mitsunori YANAGISAWA |
| TR-58 | 高度500フィートないし10,000フィートに
おける上下突風の測定および解析
Measurements and Analyses of Gust
Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude | 1964年1月 | 竹内和之, 小野幸一
山根皓三郎 |
| TR-59 | 磁気テープデータ処理設備とその特性
The Magnetic Tape Data Reduction
System and Its Performance | 1964年1月 | 田畑浄治, 中正夫
山本芳樹, 三浦雅男 |
| TR-60 | 変厚平板翼の振動について
On the Natural Vibration of Plate-Like
Wings of Variable Thickness | 1964年1月 | 埴武敏, 越出慎一
戸川隼人, 川井忠彦 |
| TR-61 | 後退角45°, テーパー比0.6の薄い片持翼
の遷音速におけるフラッタ特性におよ
ぼすマッハ数の影響の実験的研究
Some Effects of Mach Number on the
Transonic Flutter Characteristics of
Thin Cantilever Wings Having a Taper
Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45° | 1964年2月 | 中井暎一, 小原 瑛 |
| TR-62 | 超音速における翼端板効果
The Effects of End-plates at Supersonic
Speeds | 1964年2月 | 尾形吉和 |
| TR-63 | 非定常流中の円柱に作用する空気力につ
いて
Aerodynamic Forces Acting on a Circular
Cylinder in Unsteady Flow | 1964年3月 | 小橋安次郎, 遠藤 浩
北村清美 |
| TR-64 | 航空力学における磁歪計器の応用
Some Developments of the Magnetostriction
Type Measuring Instruments for the
Study of Aircraft Dynamics | 1964年3月 | 幸尾治朗 |
| TR-65 | 非定常境界層の安定に関する実験
An Experimental Investigation of
Stability Characteristics of Unsteady
Laminar Boundary Layer | 1964年7月 | 小橋安次郎, 恩地 瑛 |
| TR-66 | 変分法による平板翼の撓み, 振動解における
自然境界条件の数値的吟味
Numerical Examination on the Fulfilment
of Natural Boundary Conditions by the
Approximate Solutions for Bending and
Vibration of Thin Elastic Plates based on
the Rayleigh-Ritz's Procedure | 1964年6月 | 川井忠彦, 埴武敏
越出慎一, 戸川隼人
落合 薫 |
| TR-67 | プラズマ発生装置の諸特性
Characteristics of a Vortex Stabilized
Plasma Generator | 1964年4月 | 井上建二, 野村茂昭 |
| TR-68 | 回転翼の線型理論 (I) —揚力面理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor
Blades (I) | 1964年6月 | 市川輝雄 |
| TR-69 | 高速軸流タービンの研究 (I)
An Investigation of the High Speed Axial
Flow Turbine (I) | 1964年7月 | 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸
森田光男 |
| TR-70 | 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造およ
び特性
Design, Construction and Characteristics of
Flight Simulator at National Aerospace
Laboratory | 1965年1月 | 松浦陽恵, 樋口一雄
池谷光栄, 堀川勇壯
村上 力, 百名盛之
三好範子, 岡部正典 |
| TR-71 | 塑性の三方向せん断理論
塑性変形による異方性
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響
応力状態と塑性変形の形
Three Shear Theory of Plasticity
Anisotropy Due to Plastic Deformation
Influence of Intermediate Principal Stress on
Plastic Flow
Strain Ratio Relationship in Plastic
Deformation | 1964年7月 | 中西不二夫, 佐藤和郎 |

多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法*

松本正勝**・藤井昭一**

A Simple Method of Calculating the off-design Performance of Multi-stage Axial-Flow Compressor

By Masakatsu MATSUKI and Shōichi FUJII

Presented in this report is a simplified approach to the calculation of off-design performance that differs in concept from previous methods.

The authors generalized the stage characteristics without using the flow and pressure coefficients so that the effects of aerodynamic compressibility on the generalized stage characteristics could be taken into account. The derived stage-characteristics was stacked stage by stage to get the over-all performance of the multi-stage compressor.

The agreement with the experiment was fairly good.

1. ま え が き

多段軸流圧縮機の設計に際し部分負荷特性を計算して、あらかじめ予想をたてることは、サージラインの改善¹⁾、抽気量の決定、可変静翼の角度範囲の選定などから必要であり、信頼できる計算ならば多額の費用を投じる空力性能試験への指針となる。

翼は翼素により構成されていると考え、その翼素の性能を起点として半径方向の平衡式を解いて圧力比や効率などを計算していく方法は、その過程が非常に複雑であり、ばく大な計算量になる。したがって、時と場合に応じて簡易な計算法が必要である。特になんらかの方法ですでに単段圧縮機としての各段の特性がわかっていると計算が簡単になる。すなわち、段特性を流量係数 ϕ 、圧力係数 ψ 、断熱効率 η で表示して、積み重ね (Stage-stacking) ていけばよい^{2),3)}。しかしこのように段特性を係数で示すことは簡潔な方法ではあるが、高速軸流圧縮機ではマッハ数の影響をうけるために、段特性を ϕ, ψ および η で一義的に表わせない。そこで筆者らの試みたのは、積み重ね方式 (Stage-stacking method) に立脚しているが、段特性を表示する方法として回転数をパラメータにすることによってマッハ数の影響を考慮して、かつ簡易な計算法である。

* 昭和40年1月22日受付

** 原動機部

2. 計算の対象とした多段圧縮機について

対象としたのは当部に設置した5段軸流圧縮機で、これは単段として性能のわかっている翼配備⁴⁾を5段につみ重ねたものである。設計要目は次のとおりである。

空気流量	13.5 kg/s
全圧圧力比	3.114
断熱効率	86.1%
回転数	9,400 rpm
吸収馬力	1,812 kW
段数	5
入口外径	560 mm (内径一定)
入口ボス比	0.77
翼型	NACA 65 (A ₁₀) 系

3. 段特性

単段軸流圧縮機の試験により得られる性能は、一般に横軸に修正流量をとり、縦軸に全圧圧力比および断熱効率を修正回転数をパラメータにしてプロットして表示するが、これをさらに計算に便利のように整理する必要がある。まず、修正流量 $W\sqrt{\theta}/\delta$ については次のようにする。

$$W\sqrt{\theta}/\delta = g\rho V_a A \sqrt{T/T_{st}} / (P/P_{st}) \quad (1)$$

$$P = g\delta RT \quad (2)$$

$$a = \sqrt{\kappa g RT} \quad (3)$$

(1), (2), (3) より

$$W\sqrt{\theta}/\delta = (P_{st}\sqrt{\kappa g}/\sqrt{T_{st}R}) AM_{ax} \quad (4)$$

ただし、

W : 無修正流量

θ : $\sqrt{T/T_{st}}$

T : 入口の全温

T_{st} : 入口の標準全温 (288°K)

P : 入口の全圧

P_{st} : 入口の標準全圧 (10,332 kg/m²)

g : 重力の加速度定数

ρ : 空気密度

V_a : 入口の軸流速度

A : 入口の円環状流路面積

κ : 比熱比 R : ガス定数

M_{ax} : V_a/a

したがって (4) 式をさらに変形して

$$W\sqrt{\theta}/(A\delta) = (P_{st}\sqrt{\kappa g}/\sqrt{T_{st}R})M_{ax} \quad (5)$$

と考えると、単位流路面積当りの流入修正流量 $W\sqrt{\theta}/(A\delta)$ は M_{ax} のみによることがわかる。 a は (3) 式からみて、せき止め状態での音速を表わしているから、 M_{ax} は軸流速度とせき止め状態の音速の比であるが、便宜上、これを軸流マッハ数と呼ぶ。次に修正回転数は圧縮機の翼高さの平均半径上での周速 U_m をとって、修正周速 $U_m/\sqrt{\theta}$ として整理する。このようにして単段の実験データをプロットしたのが図1である。低速での効率は実験による測定が困難であったので推定値(一定)である。さて、このようにして整理し直した全圧圧力比 π および断熱効率 η は、サージ点を頂点にもつ次のような放物線で近似することができた。

$$\pi = b_0 \cdot (M_{ax} - m_0)^2 + l_0 \quad (6)$$

$$\eta = b_1 \cdot (M_{ax} - m_1)^2 + l_1 \quad (7)$$

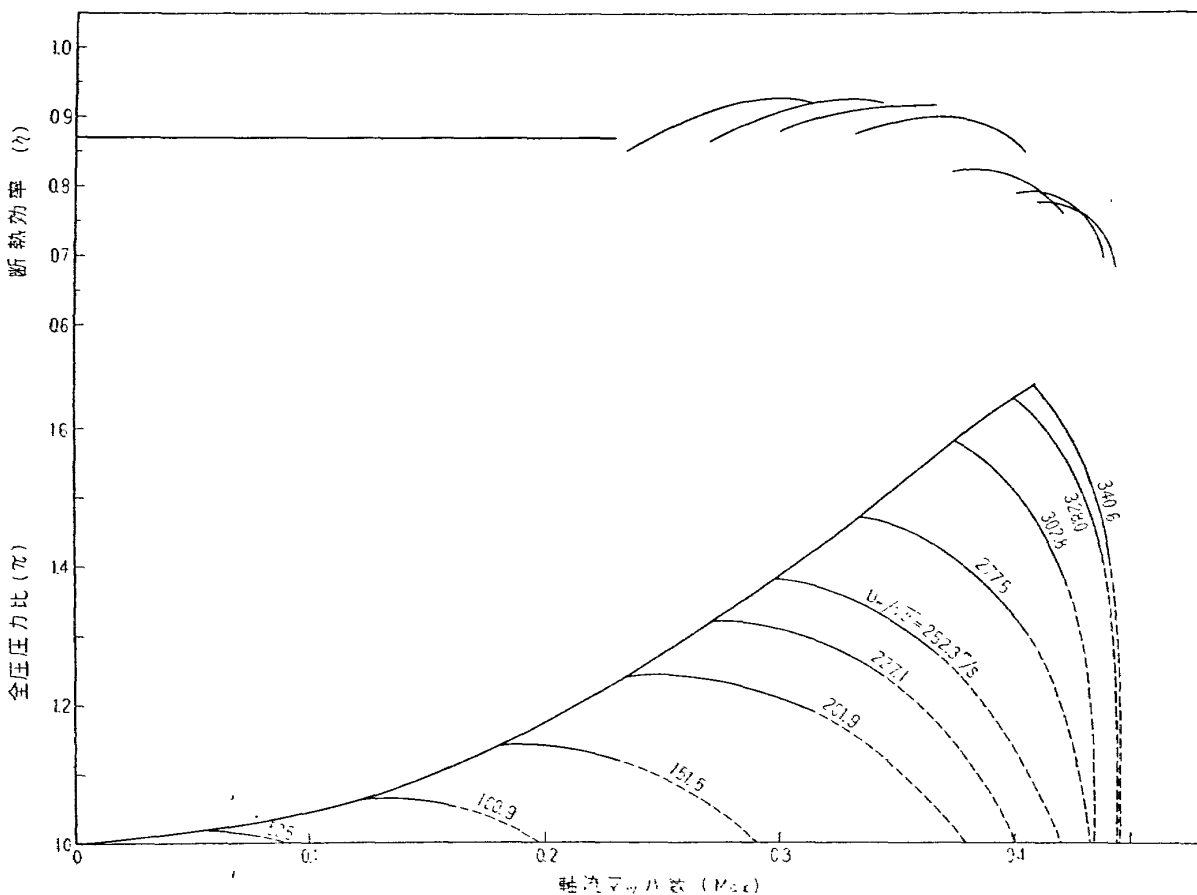


図1 単段圧縮機の実験データ

ここで b_0, m_0, l_0, b_1, m_1 および l_1 は修正周速 $U_m/\sqrt{\theta}$ の関数であり, $U_m/\sqrt{\theta}$ の多項式で表現できる。しかし本報告の計算では部分的に二次曲線や直線でおきかえた。要するに π や η を (6), (7) 式で表わし得たことは, 図 1 の段特性を非常に多くのびっしりつまった放物線でおきかえたことになる。

4. 計 算 法

計算には電子計算機データロン 205 (パロース社) を使用した。 b_0, m_0, l_0, b_1, m_1 および l_1 は前述したように $U_m/\sqrt{\theta}$ の関数であるので, これらの関数を構成する係数を計算機の磁気ドラムに記憶させて, 次のような計算手順をプログラミングした。ただし, 一つの段の入口, 出口状態の値をおのおのサフィックス 1, 2 をつけて表示する。

まず, 初段入口での $W\sqrt{\theta_1}/(A_1\delta_1)$ および $U_{m1}/\sqrt{\theta_1}$ が与えられると (5) 式により M_{ax1} がわかり, $U_{m1}/\sqrt{\theta_1}$ より関数を構成する係数を使って b_0, m_0, l_0, b_1, m_1 および l_1 が決定でき, (6), (7) 式を使って初段の π_1 および η_1 を知ることができる。したがって次の式により全温上昇比 T_2/T_1 などの出口状態量が計算できる。

$$T_2/T_1 = 1 + [\pi^{(\kappa-1)/\kappa} - 1]/\eta \quad (8)$$

$$W/\sqrt{\theta_2}/\delta_2 A_2 = [W\sqrt{\theta_1}/(\delta_1 A_1)] [A_1/A_2] [\sqrt{T_2/T_1}/\pi] \quad (9)$$

$$U_{m2}/\sqrt{\theta_2} = [U_{m1}/\sqrt{\theta_1}] [r_{m2}/r_{m1}] / [\sqrt{T_2/T_1}] \quad (10)$$

r_m : 平均半径

(9), (10) 式において流路面積 A_1, A_2 が必要であるがこれらも計算機に面積データとして入れておけばよい。以上のようにして求めた初段の出口状態量を 2 段目の入口状態量として, まったく同じ計算を繰り返していく。

プログラムの進行状況を表わす流れ図 (Flow Chart) を図 2 に示す。 $W\sqrt{\theta_1}/A_1\delta_1$ および $U_{m1}/\sqrt{\theta_1}$ が与えられているから, ①のところで π および η を計算し②のプログラムに移り T_2/T_1 を算出し, 与えられた面積データ $A_1, A_1/A_2$ から③の部分で平均半径比 r_{m2}/r_{m1} を作り出口状態での修正周速 $U_{m2}/\sqrt{\theta_2}$ を計算し, これを次の段の入力としてもってくる。一方, ②でわかった量と面積データとから出口流量 $W\sqrt{\theta_2}/(A_2\delta_2)$ をわり出して次の段の入力としてもってくる。中間結果としてその段の圧力比 π_1 および温度上昇比 T_2/T_1 など必要なものをタイプしておく。流れ図には示さなかったが, 計算した値が圧縮機が作動できるようなものであるか検討するチェックポイントを入れておかねばならない。次のような場合は作動不可能としておのおのその旨の信号を出させて計算機を止めた。

$$M_{ax} \geq 1.0 \quad (11)$$

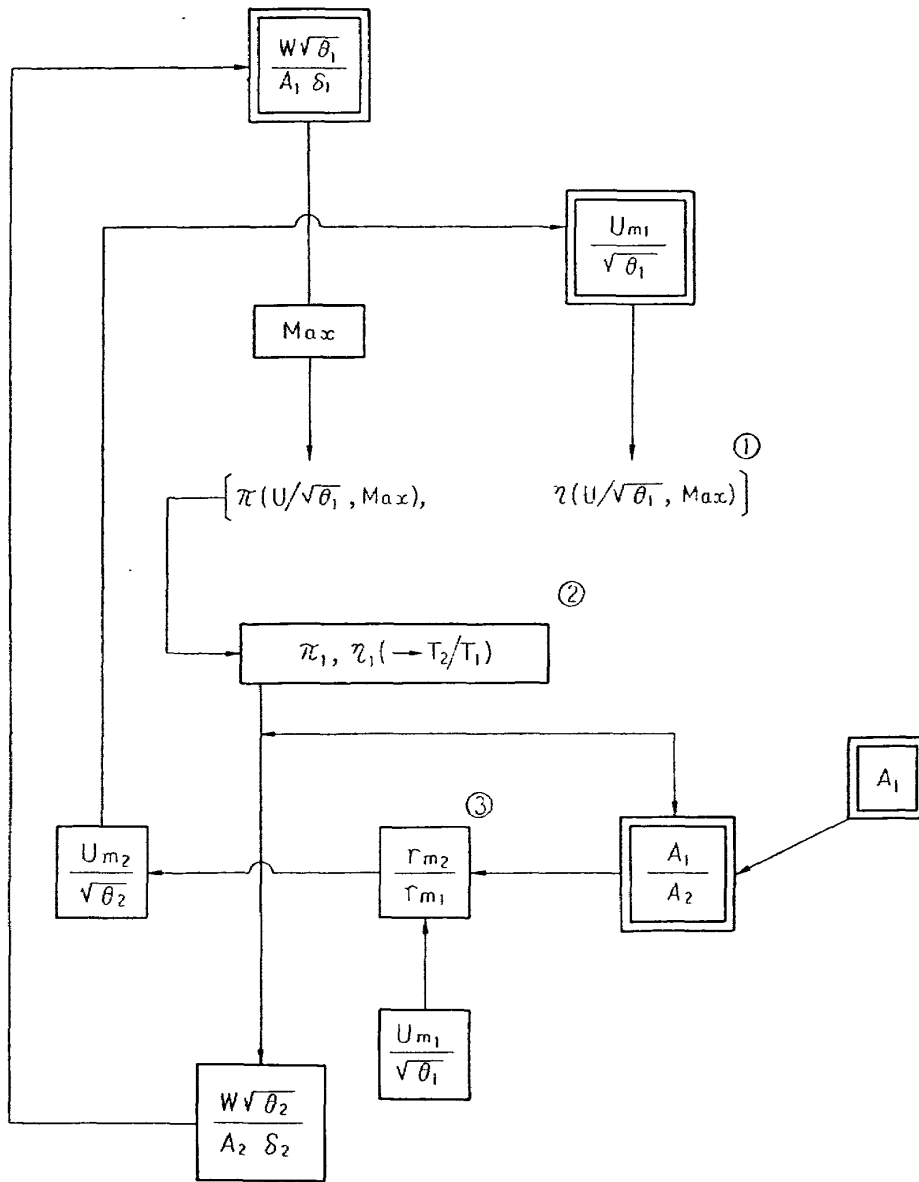


図2 流れ図

$$M_{ax} < m_0 \tag{12}$$

$$U_{m2}/\sqrt{\theta_2} > 340.6 \text{ m/s} \tag{13}$$

すなわち、(11) の条件は軸流マッハ数 M_{ax} が 1.0 をこえることは超音速圧縮機でない限り考えられないことであり、(12) の条件はサージに入ったことであり、(13) の条件は単段特性データの上限を示す。

5. 計算結果

図3の実線が計算により求めた5段軸流圧縮機としての全体性能である。単段圧縮機は 9,740 rpm を設計回転数にしているが、5段圧縮機は少し回転数を下げて 9,400 rpm を設計回転数とし

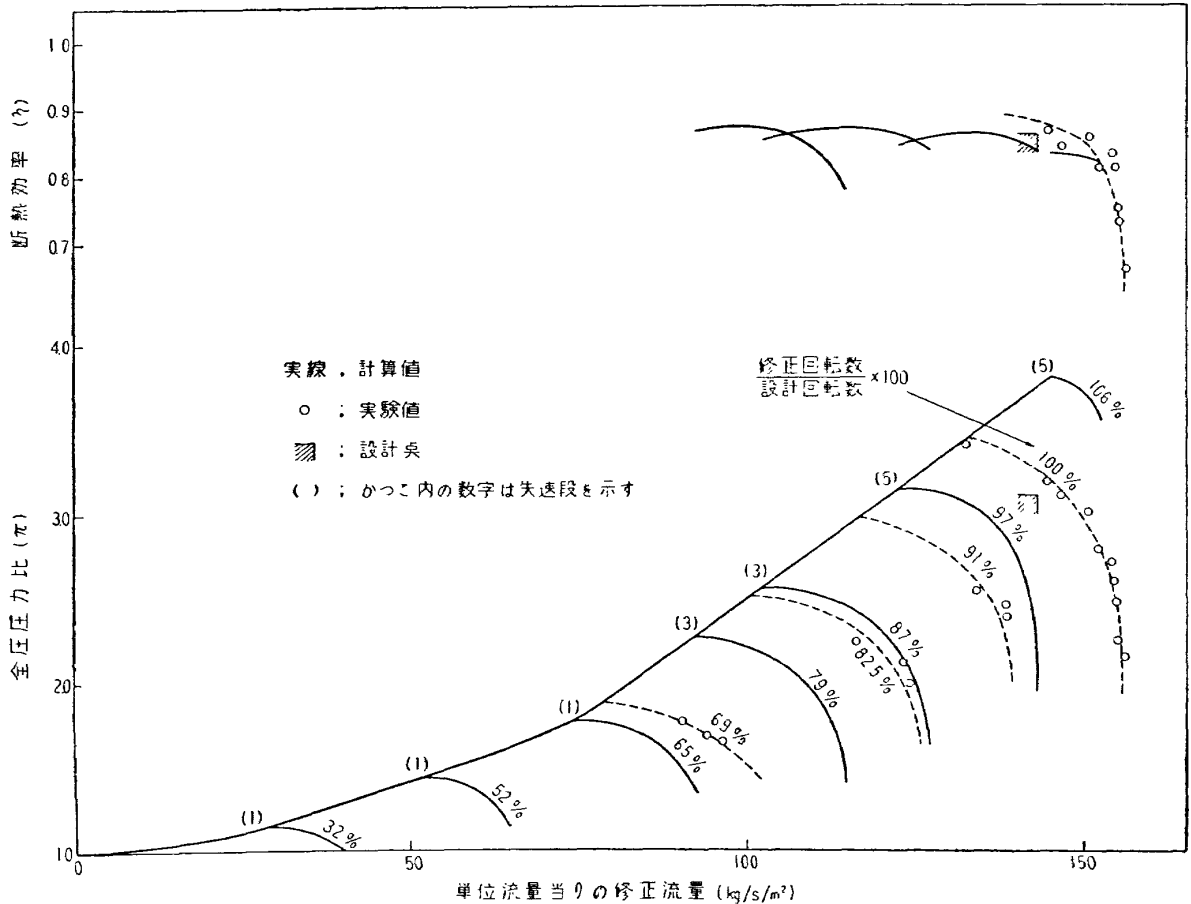


図3 計算で求めた5段圧縮機の全体性能および実験値

て採用してある。したがって、ある任意の温度修正した回転数を設計回転数で割った値をパーセントで表わしてみると、単段圧縮機の 100% は 5 段圧縮機の 106% に、90% は 97% に、80% は 87% にというぐあいに相当する。それゆえ、単段圧縮機として 100%、90%、80%、70%、60%、50%、30% を計算したので、5 段圧縮機としてはそれらに対応して 106%、97%、87%、79%、65%、52%、32% が計算されている。さらに、図3のサージライン付近にかっこをつけて示してある数字は計算のうえで最も早く失速した段である（単段としてのサージラインをこえるときをもって失速という表現を使う）。このことを中間結果として計算機からとり出した各段入口の π_1 、 $U_{m1}/\sqrt{\theta_1}$ および $W\sqrt{\theta_1}/(A_1\delta_1)$ を使って単段特性の上にプロットしたのが図4である。多段の 97% を計算するために、それに相当する単段の 90% 上のA点を初段の入口条件として計算機に入れると、最後にB点を最終段の入口状態として算出できる。次に、流量を少なくしてサージライン付近の A' 点を入れると B' 点が判明した。このような高速回転では、各段がほぼ同じような割合で失速に近づき、わずかに5段目が最も早くサージラインをこえた。

多段の 87% を計算するために、それに相当する単段の 80% 上のC点の値を入れると5段目入口状態はD点になった。さらに流量を少なくしてC'点を最初の値としてみるとD'点があった。

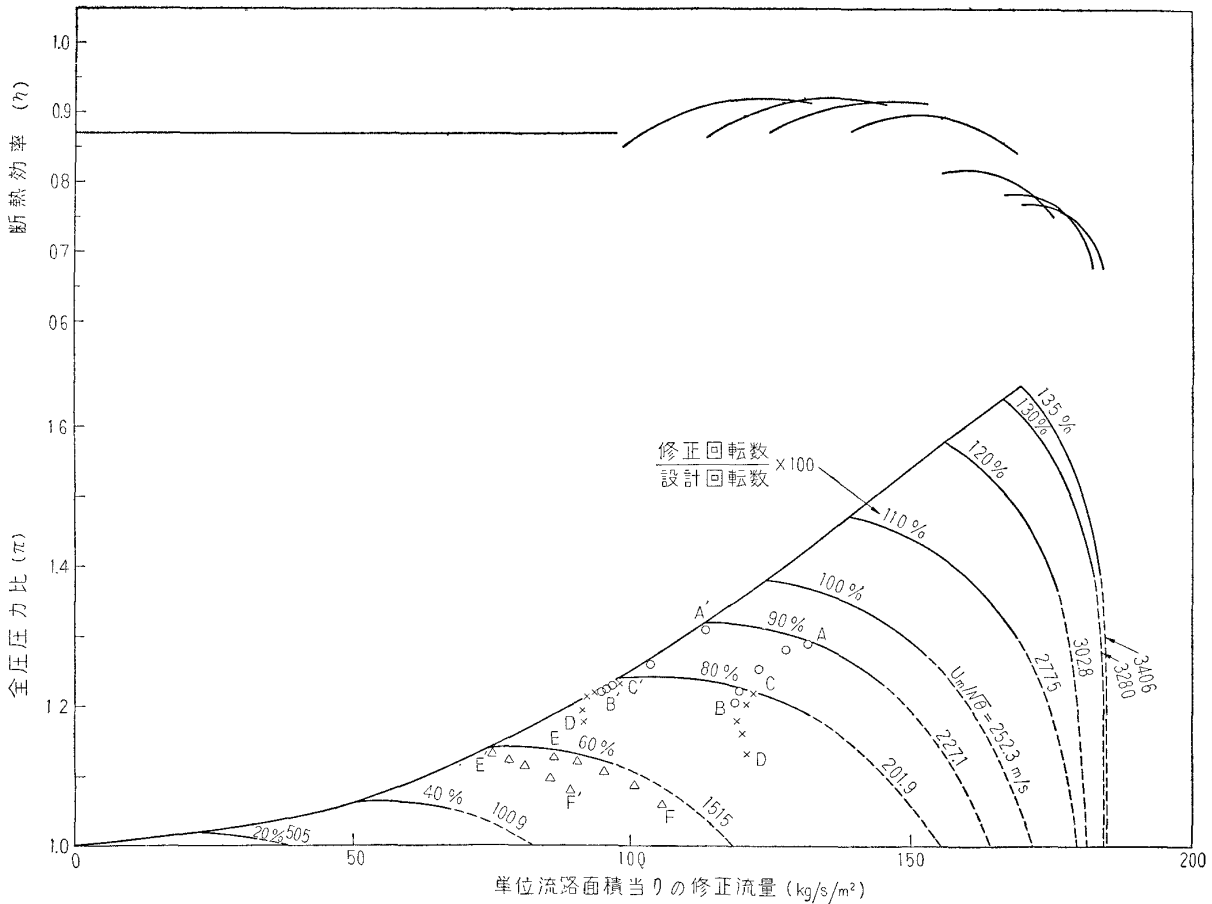


図4 各段入口の状態量を単段特性上に表示

このような中速回転では弓形になってサージラインに近づき3段目が最初に失速した。

多段の65%を計算するために、単段の60%上のE点を入れると最終的にF点が判明し、E'点はF'点に対応した。すなわち、後段は、初めのほうの段に比べて、サージラインから遠い領域で作動するので、明らかに1段目が最初に失速することが計算できた。以上から図3の多段圧縮機としてのサージラインは、どこかの段が単段圧縮機としてのサージラインをこえたときをもって決定した。

6. 運転試験との比較

5段圧縮機の運転試験の結果を図3に示す。圧縮機を電動機で駆動しているため計算した回転数と性能試験の回転数が一致していないが、内そうするとかなり計算と合っている。サージ点についても設計回転数で一点だけ実測されたが計算値とほぼ一致した。したがって、どこかの段が単段圧縮機としてのサージラインに達したとき5段圧縮機としてもサージラインに達するという考え方は、今回の高速回転の場合は正しかった。

7. 結 論

流量係数や圧力係数を使わずに、単段軸流圧縮機の特性を軸流マッハ数 $M_{0,x}$ と修正周速 $U_m/\sqrt{\theta}$ の関数として表現する方法を考えた。このようにして得た単段特性を使って5段軸流圧縮機の性能を、電子計算機により求めてみると計算結果と実験値はかなりよく合った。

計算機に入れるための準備計算などで原動機部五味光男君の協力を得た。

参 考 文 献

- 1) A. Stone; Effects of Stage Characteristics and Matching on Axial-Flow-Compressor Performance, ASME Vol. 80 (1958) pp. 1273-1293.
- 2) W.A. Benser; Analysis of Part-Speed Operation for High-Pressure-Ratio Multistage Axial-Flow Compressors, NACA RME 53 I 15
- 3) G.L. Mellor and T. Root; Generalized Multistage Axial Compressor Characteristics, ASME, Series D. (1961/12) pp. 709-718.
- 4) 松木正勝, 宮地敏雄; 高速軸流圧縮機の研究, 日本機械学会誌, 64 卷 511 号 (昭和 36) pp. 1140-1159.

<p>NAL TR-82 航空宇宙技術研究所 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法</p> <p>1965年2月 8ページ</p> <p>単段特性を圧力係数や流量係数で一義的に表示しないで、回転数をパラメータにして一般化することによって空力的圧縮性を加味した。このようにして作成した段特性を使って多段軸流圧縮機の簡潔な部分負荷計算法を考案した。 予想計算と運転試験結果との一致は良好であった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 II. NAL TR-82 III. 621.63</p>	<p>NAL TR-82 航空宇宙技術研究所 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法</p> <p>1965年2月 8ページ</p> <p>単段特性を圧力係数や流量係数で一義的に表示しないで、回転数をパラメータにして一般化することによって空力的圧縮性を加味した。このようにして作成した段特性を使って多段軸流圧縮機の簡潔な部分負荷計算法を考案した。 予想計算と運転試験結果との一致は良好であった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 II. NAL TR-82 III. 621.63</p>
<p>NAL TR-82 航空宇宙技術研究所 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法</p> <p>1965年2月 8ページ</p> <p>単段特性を圧力係数や流量係数で一義的に表示しないで、回転数をパラメータにして一般化することによって空力的圧縮性を加味した。このようにして作成した段特性を使って多段軸流圧縮機の簡潔な部分負荷計算法を考案した。 予想計算と運転試験結果との一致は良好であった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 II. NAL TR-82 III. 621.63</p>	<p>NAL TR-82 航空宇宙技術研究所 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法</p> <p>1965年2月 8ページ</p> <p>単段特性を圧力係数や流量係数で一義的に表示しないで、回転数をパラメータにして一般化することによって空力的圧縮性を加味した。このようにして作成した段特性を使って多段軸流圧縮機の簡潔な部分負荷計算法を考案した。 予想計算と運転試験結果との一致は良好であった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 II. NAL TR-82 III. 621.63</p>

TR-71T	Three Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity	September 1964	Fujio NAKANISHI Yasuo SATO
TR-72	補助翼バズに関する一実験 Some Experiments on Control-Surface Buzz	1965年1月	中村泰治, 田辺義一
TR-72T	Some Experiments on Control-Surface Buzz	November 1964	Yasuaru NAKAMURA Yoshikazu TANABE
TR-73	軸対称澱み点付近の溶融層の安定性 Stability of the Melted Layer near the Axi- symmetric Stagnation Point	1964年11月	相原康彦
TR-74	遷音速パネルフラッタの研究 The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter	1964年11月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-75	統計流体力学の初期値問題について On the Initial-Value Problem in Statistical Hydromechanics	1964年12月	細川 巖
TR-76	高速軸流圧縮機の研究 (IV) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (IV)	1965年1月	大山耕一, 松木正勝 西脇英夫, 岩部柱相 片山泰治
TR-77	Galerkin 法の収束性について On the Convergence of Galerkin's Method	1965年1月	島海良三
TR-78	二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値 解法 Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems	1965年1月	三好 甫
TR-79	引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大 振幅振動の影響について Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression	1965年1月	田寺木一, 古関昌次 泉 日出夫
TR-80	変分法直接解法において解に及ぼす束縛の 数値的影響 Numerical Effect of Constrains in Calculus of Direct Variational Method	1965年1月	堀 武敏, 越出慎一
TR-81	FRP コーティングの断熱特性 Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating	1965年1月	竹中幸彦, 江川幸一 小川鉦一

航空宇宙技術研究所報告82号

昭和40年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
