

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-114

五段遷音速軸流圧縮機の空力設計

藤井昭一・松木正勝・五味光男

1967年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤 隆, 堀内正司 中村 浩子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永 崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川勇壮, 森 幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	檜崎哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榊原盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1968年8月	小野幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 昇 五味 光男
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 菰岡一洋
TM-97	高マッハ数風洞について (II)	1967年1月	吉永 崇, 井上建二 広田正行, 楯 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭, 相原康彦

五段遷音速軸流圧縮機の空力設計*

藤井昭一**・松木正勝**・五味光男**

The Five-Stage Transonic Compressor for Lift Engines —Aerodynamic Design—

By Shoichi FUJII, Masakatsu MATSUKI, and Mitsuo GOMI

A five-stage axial-flow compressor with two rotors operating at the transonic regime was designed and constructed (in 1963) in order to investigate the potentialities and also problems which a compact, high-speed compressor would encounter.

This paper describes the design procedure, the method for calculating velocity triangles and the selection of blade shapes, as well as the design philosophy. The following items of over-all performance and characteristics were selected at the design stage of this compressor:

- (1) Total pressure ratio, 4.0.
- (2) Adiabatic efficiency estimated, 0.85.
- (3) Flow rate, 22.0 kg/s.
- (4) Outer diameter, 400.0 mm.
- (5) Full axial-length, 396.0 mm.
- (6) Hub-to-tip radius ratio, 0.40.
- (7) Tip rotational speed, 340 m/s.
- (8) Inlet axial velocity, 210 m/s.
- (10) Relative maximum Mach number to the first rotor, 1.02.
- (11) Maximum Mach number to the first stator, 0.85.

1. 緒 言

VTOL 用エンジンは推力重量比ができるだけ高いことが必要条件であり、おのずとその圧縮機もより軽量化が要求される。軽量圧縮機の実現のためには構造上の問題もさることながら、空力的見地からも十分検討すべきであろう。本報告は、よりよい性能のジェット・リフト・エンジンを製作する設計資料を得る研究の一環として行なった高速多段軸流圧縮機の試作のうち、主として空力設計に関する部分である。

この軸流圧縮機の研究着手時（1963年6月）において、NACA(現 NASA)を中心に1950年代になされた航空エンジン用多段軸流圧縮機の設計および実験結果は二三発表されていた^{1)~4)}。たとえばLewis研究所(現 Lewis Research Center)での八段軸流圧縮機は、最初の二段を遷音速領域で作動して圧力比 9.9, 断

熱効率 82%, 前面の面積当り流量 145.0 kg/s/m²(= 29.6 lb/sec/sq, ft) を出し、さらに境界層厚さを過大に評価していたために起っている最終段失速の改善は、圧力比を 11.0 にまで高めた。段当り平均圧力比 1.35に相当するこのような成果は、同研究所で行なわれていた一連の単段圧縮機または動翼だけの空力試験によって得られたかなり明るい見通しとともに、全段を遷音速領域で作動させる五段圧縮機の設計にふみ切らせたようだ。これは、流量 151.5 kg/s/m²(= 31 lb/sec/ft²), 圧力比 5.0, 効率 85% をねらった意欲的な設計であり、運転試験の結果、個々のマッチングについては若干の不満はあったにしても、ほぼ予定通りの全体性能を得たと報告された。しかし、筆者らの見解を述べれば、ロス比 0.50 を採用しているから初段が空力的構造的にかなり余裕があり、500 mm のケーシング外径に平均翼弦長 60 mm の大きな翼をつけているからレイノルズ数も十分大きく、さらに設計誤差を最小限にするため翼列間距離を 19~33 mm 程度

* 昭和42年7月18日受付

** 原動機部

あげたことなど、航空エンジンとしての軽量化という立場からみて難点がある。しかしながら、ともかく、段当たり平均 1.38 の圧力比をもつ多段圧縮機の研究成果が、アメリカ国家機密を解かれて 1960 年初頭にあらわれたことは、遷音速多段圧縮機の研究に一つの指針を与えた。この他に公表されている中から代表的なものを拾ってみると、J83 エンジンの七段圧縮機があり圧力比 7.0、流量 210.5 kg/sec/m^2 をねらったが、小形(外径 380mm, ポス比 0.433) であること、ソリディティを動翼末端で 2.5 にしたことなどから性能が思わしくなく開発に相当の時間と労力を使ったようだ。また、NACA Langley 研究所では A_2I_{50} キャンパに A_{10} 厚み分布をつけたアルミニウム製動翼をもつ三段で圧力比 3 の遷音速圧縮機が試作された。設計点を高マッハ数に選んだので性能が悪く、流量で 9% の減少をみた。この結果、動翼先端のマッハ数を 1.24 にしたことは望ましくなく、1.13 が使用した翼型には適当であることがわかった。他方、別の Design Criteria を採用したものとしてフランス SNECMA の三段過給用圧縮機(圧力比 2.7、流量 184.0 kg/s/m^2 、ポス比 0.35、動翼先端マッハ数 1.1) が挙げられる。

一方、わが国において公表された遷音速機として三菱重工で開発した二段軸流小形圧縮機(圧力比 1.8、外径 197 mm, ポス比 0.53、流量 192 kg/sec/m^2)があり、動翼先端マッハ数は 0.94 におさえられている⁹⁾。また実用化されている多段圧縮機として J3 エンジン(石川島播磨重工)の八段圧縮機は圧力比 4.0 をこえている。この他に試験研究用として高亜音速や遷音速の単段圧縮機に関する一連の実験が当研究部において行なわれていた^{13)~15)}。

いままで述べた例は過給用、抽気用または推進エンジン用であるが、VTOL エンジンとしては開発中の RB-162 (Rolls-Royce 社) の六段で圧力比 4.0 (ポス比は約 0.40 と推定される。)を出す圧縮機があり、段当たり平均圧力比 1.26 であるから無理のない設計と思われる。

おおまかに述べて以上のような情勢のもとで、リフト・エンジン用圧縮機として要望にこたえられるように研究目標をおき、段数 5 で圧力比 4.0 の遷音速圧縮機を計画した。関係者多数の協力のもとになされた本研究は、数年の年月を経てようやく初期の目的に近づきつつあるので、まず空力設計から報告し順次その実験結果についても別の機会に述べる。

2. 基本設計

2.1 基本計画

リフト・エンジンを搭載した飛行機が離着陸に要する時間が短いほど圧力比の少ない圧縮機が有利であり、圧力比 4~6 程度のものがリフト用として適している⁶⁾。段数を少なくして高圧力を出すものがより望ましいことは当然であるが、当時の設計技術から考えて、段数 5 で圧力比 4.0 にすることが最も適しているとの結論に達した。このさい、ダクトッド・ファンなどによる推力増大化 (Thrust Augment) の例が示すように、圧力比もさることながら流量の増加が航空エンジンとしてより必要であるから、計画圧縮機でも許されるかぎり最大の流量を得るように設計するべしという意見が関係者の間でかわされた。単位面積当りの流量を高めるには、軸流速度をできるかぎり大きくする必要がある。しかしエンジンとしてまとめるには、燃焼器が後に位置することを考慮し、その上、入口案内翼を含む圧縮機初段の空力的限界を検討した結果、流入軸流速度は 210 m/s にすることになった。流量については、圧縮機単独試験実施のとき当研究部のガスタービン設備で十分に駆動できるとの前提で 22.0 kg/s に規定した。流量が定まると、それをまかなえる外径およびポス比がわかる。ただし、周速に関しては圧縮機自体の仕事配分や空力的限界およびタービンとのマッチングから妥協点を見出さねばならない。タービン入口温度 850°C 、圧縮機断熱効率 85%、燃焼器前後の全圧比 1.1 およびタービン効率 86% のときタービン平均半径における周速 u と理論速度 c_0 および絶対速度 c_1 との比がそれぞれ $u/c_0=0.50$ 、 $u/c_1=0.60$ 付近になるように留意すると、圧縮機動翼先端の周速 U が 350 m/s 程度ならばタービン外径と圧縮機外径の比が 1.2 をこえず、しかもタービン動翼入口のポス比も 0.7 をあまり下まわらないでおさめ得ることがわかり、逆に $U \cong 350 \text{ m/s}$ ならば圧縮機単体としても空力的・構造的に成り立つとの見通しをつけた。

2.2 初期設計

この時点で、軸流速度および流量をそれぞれ 210 m/s 、 22 kg/s に定めたままで、さらにつぎの三つの形態、(i) 設計番号 C-00 (周速 $U=340 \text{ m/s}$ 、外径 $D=400 \text{ mm}$ 、ポス比 $\nu=0.40$)、(ii) 設計番号 C-10 ($U=350 \text{ m/s}$ 、 $D=410 \text{ mm}$ 、 $\nu=0.44$)、(iii) 設計番号 C-20 ($U=360 \text{ m/s}$ 、 $D=420 \text{ mm}$ 、 $\nu=0.49$) について検討した。要するに流量、圧力比および効率を固

定したとき、したがってタービンのおおよその大きさを変えないようにして、圧縮機自体の空力的可能性に重点をしばって上記三形式を調べることにした。

圧縮機の内部を支配する方程式を解くには種々の仮定をとりつけたとしても、かなり面倒な計算をくり返さねばならない。しかし初期設計の段階では、設計者のカンと判断および妥協点の選定、あるいは成算を伴った冒険、決断などにゆだねる要素が多い。そこで電子計算機を使わないで能率よく手計算しながら十分に考えられる計算法をとった(付録1参照)。

2.3 設計哲学

段数5で圧力比4.0を出し22.0 kg/sの流量をまかなうには初段付近は遷音速作動をさせねばならない。第1章で述べたように全段を遷音速化しないまでも、少なくとも初段から中段にかけての高速化は常識であり、それを支える設計法則もNACAで行なわれた数多くの実験をうらづけとしてある程度まで形をととのえていた⁷⁾。作動流体を高速にすると少ない段数で高い圧力を出せる代償として、遷高速機は亜音速機に比べて設計的妥協により敏感であり、確実性のある設計制御が要求される。したがって一段動翼先端の流入相対マッハ数の選定は、その圧縮機の性格をほぼ決定づける重要な因子となる。特に多段式になると二段以後の制御にも影響を及ぼす。フロント・ファンのように動翼先端部通過後の流れの不確実性が決定的な意味をもたない形態のとき以外、動翼先端で1.20こえるマッハ数は望ましくない。さりとてマッハ数を1.0以下に落すことは航空エンジンとしての適性を失うであろう。非粘性理論からみればマッハ数を高めるほど圧力比も増大するが、実際の流れは粘性に起因する境界層のために、翼面マッハ数が1をこえるあたりから効率が低下し始める。幸いにして圧縮機中は三次元流れであるから、動翼先端の流入マッハ数が1をこえても他の翼素は高亜音速領域であり、圧縮機全体としてながめれば効率の著しい低下は起らない。要するに先端部を犠牲にして平均部から翼根部の翼を有効に働かせる思想が遷音速機の底流に流れている。さらに多段圧縮機ときは回転数の増加を伴うから後段での仕事を大きくすることができ、タービン段への影響を考え合わせると単段圧縮機以上に遷音速化したメリットは大である。多少の差異はあっても初段の動翼先端翼形状やとりつけ角はどの圧縮機にも共通した点があるようで、具体的には動翼先端マッハ数1.1までならNACAの実験によると保障されている。この割合で計算するとなるほど五段で圧力比5.0を出すこともあながち

不可能でない。しかしNACAの実験成果は、それに先行する莫大な単段圧縮機での実験による経験をもまえているのに反し、われわれの場合は非常に限られた実験データをもち合わせているのにすぎない状態であった。しかも入手できたNACAの実験報告を克明に追ってみると高マッハ数では不確定要素が以外に多いことも判明した。したがってマッハ数を1.1にするか1.0にするか、最後まで議論の中心であったが、圧力比4.0でもリフト・エンジンとして使用できることも考え合わせて、圧力比の点で妥協して動翼先端マッハ数は1.0を大幅にこえないことを原則とした。

次におおまかに決めておかねばならない事項として、各段への仕事配分がある。初段で軽く、中段に最高負荷をかけて後段で少し軽くする思想は、部分負荷での特性を考慮すべしなすけることである。この考えをもう一歩進めてVTOLエンジン用であるから回転を上げて行く途中での旋回失速が問題であり、このような事態が起った場合、簡単・軽量化を目ざすエンジンとして望ましくない抽気装置が必要となる。そこで、初段負荷を思いきって軽くしその分を後段に当てがう方法をとった。このような二次元的マッチングと同時に、三次元的にみた各段のマッチングにも留意する必要がある。最高の性能を追求する航空用や試験研究用の圧縮機に共通翼を用いることは特に必要条件でもなく、高速化するにつれて同じような流れ形式をくり返せば自由度を失い本来有しているポテンシャルをそ害する恐れがある。よって、今の圧縮機も各段とのバランスの上に立ってその段としての最適形状を追求する方針とした。各段において半径方向への仕事配分(こう配)は一定を原則とし、翼の先端や末端部で翼列通過前後の著しい軸流速度差が起って面積割合だけで制御が不可能なときだけ、最小限の仕事こう配を半径に沿ってつけた。

ボス比の小さい第一段動翼は構造上の問題はいうまでもなく空力的にみても最も苦しい。見積り誤差を最小にしなければ初段の影響は後段に尾を引く。そこで動翼のなす仕事を半径に沿って一定とするオーソドックスな手法をとると、動翼末端部付近の轉向角が大きくなる。その上、轉向角だけではまかなえずに軸流入を必要とされ、ますます翼のくいちがいが角を小さくせねばならず、今の場合は大流量をめざしているからチョーキングの危険性がおこる。このような事態をさけるために仕事にこう配をつけることにして、動翼末端部の仕事を減じその分を平均径から先端に負わせれば、周速の早い、よってマッハ数の高い場所で大きな転

向角をとらねばならない危険を伴い、さらに大きな仕事こう配は強いわずを発生させ二次流れによる静翼での全圧損失の増加原因ともなり、それらの見積り値について不確定要素が多くなる。一步後退して一段動翼のなすべき総仕事量を末端部が苦しくない程度に軽減すると、それにつづく段に必要な以上の負担がかかるか、または平均圧力比 1.32 が保持できず全体の所望圧力比 4.0 があやしくなる。一方、回転と逆の方向に円周成分を与えれば動翼の転向角は小さくてすむが流入マッハ数が増し、したがって全体の流量を少し減じて軸流速度を落さないかぎり大した利得がない。初期設計の段階で10種をこえるいろいろな流れ形式を検討している間に、ポス比 0.40 のときでも一段目の温度上昇が半径に沿って 20°C 程度ならばその動翼末端部に必要な転向角をとれ、しかも翼の厚み・翼弦比 8% ぐらいならチョーキングしないことがわかってきた。もし翼配備の段階で振動応力などの関係から 10% またはそれ以上の厚み・翼弦比を必要としたとき、末端部付近の 10 mm ぐらいの範囲は完全にチョークするわけだが、この部分の全体流量へのききはわずかなものであろうから、結局、動翼末端部のチョークへしわよせをして半径に沿って仕事一定の方法を採用した。

圧縮機出口の軸流速度は高いほど圧縮機自体の空力設計は楽になるが、燃焼器入口でのディフューザが長くなり、いくら圧縮機で段当りの圧力を上げててもエンジン全体の重量においては得策でない。燃焼器やディフューザの現状からみて少なくとも 150m/s 程度の軸流速度まで落す必要があった。入口案内翼通過後では 230 m/s ぐらいの軸流速度に加速されることを考慮すれば段当り 16 m/s の軸流速度減少を実現しなければならない。Lewis 研究所の五段圧縮機の場合、軸流速度は 198 m/s から 158 m/s に落している(段当り 8 m/s になって割合に楽な設計である。) ことと比べて、流量を増大させしかも出口ディフューザを短かくできるように配慮した点で一つの冒険を試みたことになる。

二段以後における基本的な考えは、三段目動翼までは高亜音速作動となるであろうが、四段および五段では動静翼とも低速翼が使用できる範囲にもっていくことが可能で、したがって少なくとも後段付近では初段に比べてより確実に設計制御ができるであろうという点にあった。また静翼に関しては全段が遷音速作動でないから軸方向流出をさせる必要がないので、流入マッハ数 0.8 付近の高速では転向角 30°, 0.7 付近から下では転向角 35° を制限基準とした。しかも静翼の翼

配備についてはソリディティを一般に用いられているものよりいく分大きい目にとって、そり角を小さくするように努める方針であった。このことは、翼枚数を多くした方がそのために全圧損失が増加する欠点があるにしても、そり角を増して転向角を得る方法より、高速機においては臨界マッハ数が上がることを考慮すると有利と思えたからである。

軸方向への流路形状は後段で周速を十分に利用できる外径一定形を採用し、一段付近の Hub 形状は上に凹になるよう心がけいくらか壁面減速をするようにした。よって軸流速度が遅くなる三段付近で Hub の曲率が反転し、上に凸になって後段へなだらかにつづくようにした。一、二段動翼の末端付近は周速が低く軸流速度が高いから、流入相対マッハ数が大きくあまり転向角が得られないので、後段で Hub 形状がせり上がって周速が大きくなるのをまって転向角をふやさないようにして仕事をさせるわけであるが、どんどんポス比を大きくしていくと、見かけ上は動翼末端の必要転向角が小さくてすむが、実際は翼高さが短かくなって、後段ではかなり厚いと思われる境界層の影響が強くなり、軸流速度を所望の値に減速できないような事態になりかねないので、十分意を用いて計算を進めた。

先に述べたように翼端周速 350 m/s、外径 410 mm、ポス比 0.44 のもの(設計番号 C-10)を基準にして、その前後で安全側に考えた場合(C-20)と、もう少し性能を追求した形態のもの(C-00)を計算した結果、C-20 系列はポス比からみても最初に考えていた以上にぜいたくな設計になった。一方、本命とみなしていた C-10 系列(ポス比 0.44)は、C-00 系列(ポス比 0.40)と比べて一段動翼の空力的苦しさはポス比が1割だけ大きくなっているにもかかわらず、大して楽にならないようだった。このことは、軸流速度が相当に高いことに起因している。そこで C-10 および C-00 系列について、さらに詳しい検討を加えるために詳細設計に移ることにした。

3. 詳細設計

3.1 流れ様式の決定

外力の働かないとき軸対称・定常な運動方程式の半径方向成分は、円筒座標系 (r, θ, z) を用いて付録 2. (2-1) 式のように表わせる。エントロピこう配 $\partial S/\partial r$ は間接的に粘性の影響を意味しているわけで、衝撃波損失が大きい翼列では考慮すべき項と思える。ところが、今の場合の対象翼列は流入する最高マッハ数が

1.0付近であるから、強い衝撃波は立たない。その上、この項を過大評価すると取返しのつかない設計ミスをする危険がある。また、エントロピ項がなければ計算が非常に簡単化される。最終的には、部分負荷での計算なら避けられないであろうが、設計点における流れの決定には $\partial S/\partial r$ の項が重要な役割をはたすようなことは、(今回の設計では)回避すべきであるとの考えに達した。そこで、(2-1)式において、その右辺最後の項は θ = 一定なる面と流れ面で作られる曲線の曲率 r_c に関係する⁸⁾ことを考慮し、しかも $\partial S/\partial r \cong 0$ とおくと運動方程式として

$$\frac{\partial V_z^2}{\partial R} - \left(\frac{2}{R_c \cdot \cos^3 \lambda} \right) V_z^2 + 2 \left\{ \frac{V_\theta}{R} \cdot \frac{\partial(RV_\theta)}{\partial R} - Jg \frac{\partial H}{\partial R} \right\} = 0 \quad (1)$$

ただし

$$R = r/r_i \quad (r_i: \text{外半径}), \quad R_c = r_c/r_i$$

と書ける。そこで動翼後方の計算には外径、平均径および内径に位置する翼素での所望温度上昇 ΔT を与えて二次式

$$\Delta T = aR^2 + bR + c \quad (2)$$

でなめらかに結び、逆にこれに必要な後方での円周成分 V_θ を、前方での $V_{\theta 1}$ と関連づけて次式によって計算する。

$$V_\theta = \frac{R_1}{R} V_{\theta 1} + \frac{Jg C_p \Delta T}{R \cdot \Omega \cdot r_i} \quad (3)$$

ただし、 Ω は回転の角速度、 R_1 および R はそれぞれ翼列前、後での無次元流線位置である。流線位置については翼高さの割合が一定

$$\frac{1-R}{1-R_h} = \text{const} \quad (4)$$

ただし、 $R_h = (\text{内半径 } r_h)/r_i$

の点を通るものと仮定し、問題としている場所の左右を含めて3点を通る二次曲線から曲率 R_c を算出した。静翼後方での計算は $\Delta T = 0$ であるから、外径と内径の2箇所で V_θ を与えて

$$V_\theta = AR + \frac{B}{R} \quad (5)$$

で表わされる定数 A, B を決めた。全エンタルピは静翼通過によっても同一流線上では変化しないとして $\partial H/\partial R$ の項を計算に含めた。仮定流線を θ = 一定なる面に投影したときの曲線の傾き角 λ は R の関数として定められるから、以上で動、静翼後とも(1)式各係数の R に沿う分布がわかった。そこで連続の条件

$$G = 2\pi r_i^2 \int_{R_h}^1 \gamma V_z R dR \quad (6)$$

γ : 比重量

と連立させて V_z の分布が計算できる。(6)式には Blockage-factor の項が含んでいないが、 r_i を軸方向に変化させて空力的に有効な流路部高さについて計算し、それに境界層厚みを上、下に加えたものを幾何学的形状とした。

VTOL 用エンジンの研究開発という大きな流れに沿って、空力特性だけの試験でなく構造的にもなるべく実機に近いものを旨としたので、翼列間距離を構造的に許せるところまで短かくした。したがって翼のない場所で(1)式を解くとしても、軸方向 z への変化割合が大きいのと思われ、なんらかの方法で修正しておかねば流入および流出角の見積りに不安が残った。そこで(1)、(6)式から得た軸流速度は、 $\partial/\partial z$ なる項の影響が非常に少ない半径方向の平衡がほぼ保持されている状態で得られたものと解釈し、Actuator Disk 理論による補正を加えることにした。まず、図1のように計算すべき軸断面を各翼列間に設け、翼をはさんで翼断面の前から断面間距離の25%に Disc 位置を定めると、 P 番目の後方状態での軸流速度 V_z は $V_z = V_z(R, P+1)$

$$- \sum_{i=1}^P \left\{ \frac{V_z(R, i+1) - V_z(R, i)}{2} \right\} \left\{ \exp\left(-\frac{k_i}{l_i} x_{Pi}\right) \right\} + \sum_{i=P+1}^n \left\{ \frac{V_z(R, i+1) - V_z(R, i)}{2} \right\} \times \left\{ \exp\left(-\frac{k_i}{l_i} x_{Pi}\right) \right\} + C(P+1) \quad (7)$$

で与えられる⁹⁾。ただし、 $V_z(R, i+1)$ は(1)、(6)式を解いて得られた i 番目 Disc 後方の軸流速度、 l_i は i 番目での翼高さ、 x_{Pi} は P 番目 Disc 後方の計算点と i 番目 Disc の距離、 k_i は圧縮性の影響を考慮して次のように近似できる¹⁰⁾。

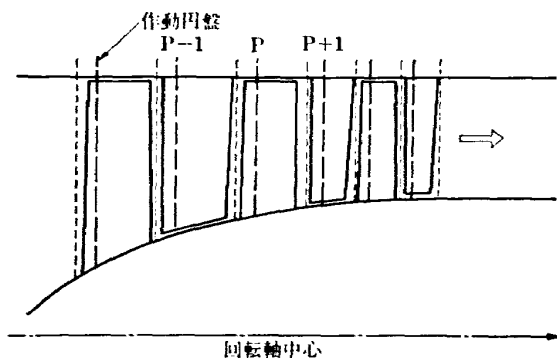


図1 作動円盤 (Actuator Disc) の位置

$$k_i = 2\sqrt{3 - \frac{4R_h}{(1+R_h)^2}} / \sqrt{1 - M_0^2(R)} \quad (8)$$

ここで、 $M_0(R)$ は $V_z(R, i+1)$ に対応するマッハ数である。定数 $C(P+1)$ は (6) 式を満足するように定めればよい。

以上述べた方法はいろいろ議論の余地がある。すなわち、流線を翼高さ割合が一定な点を結ぶ曲線で仮定したり、3点を結ぶ二次式で曲率を求める方法など問題を残している。しかし、この圧縮機を設計した頃の当研究所の電子計算機（パローズ社製データトロン、記憶容量 4,000語）の能力や使用可能な割当て時間数からみてぎりぎりいっばいの計算であった。

3.2 速度三角形

ポス比 0.44 と 0.40 の二つの形態について詳細計算した速度三角形をもとに比較検討した結果、両者は純空力的には大差ない信頼度をもってしていると断定した。ただ、空力弾性的・材力的にみてポス比における 1 割の差の影響が、材料強度に対する信頼性の上でどのようにあらわれるか不安であった。ポス比の小さい方が翼の固有振動数はそれだけ低くなるであろう。また、動翼末端ではより大きな遠心力が働き厚い翼型を要求されますますチョークへの危険性がますますであろう。ポテンシャル・フラッタやねじれ振動などの問題に関する判定基準も残された。ただ、ポス比が 0.40 のものは航空エンジンの一要素として組み込まれた場合、材料重量の上からより軽くなって魅力があった。しかも小ポス比への移行は航空エンジン工業界における大きな流れであり、将来性からみてポス比 0.40 程度のものが望ましいと考えた。ねじれやまげの固有振動数は、圧縮機の回転や入口案内翼後流によっておこされる加振力と共振する範囲が少なければ、固有振動数の高低は決定的なものでない。非失速フラッタにしても三次元的に見積る確実な方法がなかった。要するに空力弾性的な面でポス比の相異による安全度の判定基準は明確にわからない状態であったが、空力的および材料重量に重点をおいて、ポス比 0.40 の採用にふみきった。

流線に沿う速度三角形の詳細計算結果を表 1 に示す。これらは半径方向に 9 分割して行なった計算の中、先端と末端を含む断面についてである。初期設計の段階で定めたソリディティと速度三角形を用いて先端、平均半径および末端部翼素の 3 箇所で拡散係数 D を算出し、NACA の方法によって $\tilde{w} \cos \beta_2 / 2\delta$ (w : 全圧損失係数, β_2 : 流出角, δ : ソリディティ) と D の関係から損失係数を求め、さらに臨界マッハ数を 2

表 1 速度三角形

	$(1-R)/(1-R_h)$	V_{e1}	V_{e2}	V_{m1}	V_{m2}	M_1	M_2	M_1'	M_2'	P_{o2}	P_{o2}/P_{o1}	T_{o2}	$\lambda \omega$	β_1	β_2	α_1	α_2	$\Delta\beta$	$\Delta\alpha$	D	V_{m2}/V_{m1}
GV	0	0	84.4	210.0	212.3	0.641	0.703			1.013	0.981	288.0	0.08	0	21.8			21.8			1.01
	30		64.9		226.2		0.726								16.0			16.0			1.08
	50		51.1		233.9		0.740								12.3			12.3			1.11
	70		36.5		240.6		0.753								8.6			8.6			1.15
	100		20.0		246.2		0.766								4.6			4.6			1.17
1 R	0	84.7	143.8	212.3	183.1			1.019	0.794		1.234	308.0	0.050			50.2	46.5	3.4	0.30	0.86	
	30	64.9	136.5	226.2	202.8			0.949	0.736		1.245		0.035			42.7	34.7	8.0	0.30	0.90	
	50	51.1	134.8	233.9	214.3			0.910	0.709		1.249		0.030			37.5	25.2	12.3	0.30	0.92	
	70	36.5	137.8	240.6	225.2			0.878	0.699		1.252		0.025			32.0	14.1	17.9	0.29	0.94	
	100	20.0	149.4	246.2	235.8			0.853	0.715		1.255		0.020			26.5	0.9	25.6	0.28	0.96	

1 S	0	143.8	79.6	183.1	184.7	0.691	0.590		1.244	0.995	308.0	0.018	38.2	23.3		14.9	0.27	1.01	
	30	136.5	60.7	202.8	203.2	0.729	0.624		1.253	0.993		0.023	34.0	16.6		17.4	0.26	1.00	
	50	134.8	47.4	214.1	214.1	0.758	0.648		1.254	0.991		0.028	32.2	12.5		19.7	0.26	1.00	
	70	137.8	33.1	225.2	224.2	0.795	0.671		1.252	0.987		0.040	31.5	8.4		23.1	0.27	1.00	
	100	149.4	17.0	235.8	233.8	0.847	0.696		1.247	0.981		0.050	32.4	4.2		28.2	0.30	0.99	
2 R	0	79.6	171.2	184.7	165.2			0.933	0.664	1.336	339.0	0.100			54.5	45.4	9.1	0.40	0.89
	30	60.7	164.9	203.2	184.6			0.883	0.628	1.691	338.2	0.070			47.4	33.5	13.9	0.40	0.91
	50	47.4	164.4	214.1	196.7			0.856	0.614	1.706	338.0	0.046			42.4	24.28	18.2	0.40	0.92
	70	33.1	168.1	224.2	208.9			0.837	0.615	1.709	338.0	0.035			37.5	13.5	24.0	0.39	0.93
	100	17.0	178.8	233.8	221.4			0.825	0.639	1.705	338.0	0.034			32.0	1.2	31.4	0.38	0.95
2 S	0	171.2	69.6	165.2	166.7	0.671	0.500		1.654	0.993	339.0	0.026	46.0	22.7		23.3	0.42	1.01	
	30	164.4	56.9	184.6	179.5	0.702	0.523		1.676	0.991	338.2	0.032	41.8	17.6		24.2	0.40	0.97	
	50	164.4	48.4	196.7	188.4	0.730	0.542		1.687	0.989	338.0	0.037	39.9	14.4		25.5	0.39	0.96	
	70	168.1	39.6	208.9	198.0	0.768	0.564		1.687	0.987	338.0	0.040	38.8	11.3		27.5	0.40	0.95	
	100	178.8	30.0	221.4	208.7	0.821	0.590		1.674	0.981	338.0	0.052	38.9	8.2		30.7	0.41	0.94	
3 R	0	69.6	179.0	166.7	151.3			0.876	0.585	2.265	376.0	0.120			58.2	46.5	11.7	0.45	0.91
	30	56.9	179.7	179.5	164.0			0.819	0.538	2.326	374.0	0.087			52.5	35.2	17.3	0.47	0.91
	50	48.4	183.7	188.4	173.8			0.789	0.518	2.361	374.5	0.067			48.3	25.7	22.6	0.48	0.92
	70	39.6	191.0	198.0	184.7			0.765	0.516	2.380	374.6	0.050			43.7	14.7	29.0	0.47	0.93
	100	30.0	203.6	208.7	197.0			0.749	0.536	2.380	375.0	0.042			38.7	2.1	36.6	0.45	0.94
3 S	0	179.0	69.3	151.3	156.6	0.625	0.448		2.242	0.990	376.0	0.044	49.8	23.9		25.9	0.41	1.04	
	30	179.7	55.6	164.0	165.2	0.652	0.457		2.292	0.986	374.8	0.058	47.6	18.6		29.0	0.41	1.04	
	50	183.7	46.0	173.8	173.1	0.680	0.471		2.319	0.982	374.5	0.066	46.6	14.9		31.7	0.45	0.99	
	70	191.0	35.9	184.7	182.6	0.718	0.490		2.332	0.980	374.6	0.069	46.0	11.1		34.9	0.46	0.99	
	100	203.6	25.0	197.0	193.8	0.770	0.515		2.320	0.976	375.0	0.073	46.0	7.4		38.6	0.49	0.98	
4 R	0	69.3	186.3	156.6	144.6			0.814	0.530	3.046	415.5	0.120			59.8	46.4	13.4	0.48	0.92
	30	55.6	183.0	165.2	154.8			0.774	0.499	3.142	413.9	0.095			56.0	38.2	17.8	0.49	0.94
	50	46.0	182.9	173.1	164.4			0.754	0.489	3.202	413.5	0.071			52.9	31.2	21.7	0.49	0.95
	70	35.9	184.5	182.6	176.3			0.740	0.490	3.244	414.0	0.058			49.5	23.4	26.1	0.48	0.97
	100	25.0	190.0	193.8	190.2			0.733	0.502	3.253	414.5	0.041			45.8	14.3	31.5	0.47	0.98

表 1 速度三角形 (つづき)

	$\frac{(1-R)}{(1-R_b)}$	$V_{\theta 1}$	$V_{\theta 2}$	V_{m1}	V_{m2}	M_1	M_2	M_1'	M_2'	P_{02}	P_{02}/P_{01}	T_{02}	$\tilde{\omega}$	β_1	β_2	α_1	α_2	$\Delta\beta$	$\Delta\alpha$	D	V_{m2}/V_{m1}
4 S	0	186.3	73.9	144.6	152.9	0.596	0.422			3.022	0.992	415.5	0.036	52.2	25.8			26.4		0.42	1.10
	30	183.0	58.8	154.8	158.4	0.608	0.421			3.100	0.987	413.9	0.060	49.8	20.4			29.4		0.44	1.00
	50	182.9	48.2	164.4	165.5	0.625	0.430			3.148	0.983	413.5	0.073	48.1	16.2			31.9		0.46	1.00
	70	184.5	37.1	176.3	175.0	0.650	0.446			3.185	0.982	414.0	0.073	46.3	12.0			34.3		0.46	0.99
	100	190.0	25.0	190.2	187.0	0.687	0.471			3.189	0.980	414.5	0.073	44.9	7.6			37.3		0.47	0.98
5 R	0	73.9	190.9	152.9	130.5			0.758	0.492	3.400	1.322	455.0	0.120			59.9	46.0		13.9	0.48	0.86
	30	58.8	184.3	154.8	146.1			0.735	0.469	4.129	1.332	452.9	0.095			57.6	40.3		17.3	0.49	0.95
	50	48.2	181.1	165.5	160.4			0.727	0.464	4.214	1.339	452.5	0.079			55.5	35.3		20.2	0.49	0.97
	70	37.1	179.5	175.0	177.0			0.724	0.467	4.291	1.347	452.8	0.062			52.9	29.2		23.7	0.49	1.01
	100	25.0	179.2	187.0	196.0			0.727	0.481	4.328	1.357	454.0	0.044			50.1	22.4		27.7	0.47	1.05
5 S	0	190.9	89.1	130.5	156.8	0.556	0.428			3.935	0.989	455.0	0.060	55.7	29.6			26.1		0.37	1.20
	30	184.3	79.6	146.1	152.0	0.567	0.408			4.076	0.988	452.9		51.6	27.6			24.0		0.41	1.04
	50	181.1	73.3	160.4	154.7	0.585	0.407			4.160	0.988	452.5		48.5	25.3			23.2		0.44	0.97
	70	179.5	66.8	177.0	161.7	0.611	0.416			4.231	0.987	452.8		45.4	22.4			23.0		0.45	0.91
	100	179.2	60.0	196.0	173.0	0.646	0.436			4.255	0.985	454.0	↓	42.5	1.91			23.4		0.45	0.88
OGV	0	89.1	0	156.8	166.4	0.428	0.394			3.921	0.996	455.0	0.035	29.6	0			29.6		0.24	1.06
	30	76.9		152.0	153.3	0.408	0.363			4.063	0.997	452.9		27.6				27.6		0.26	1.01
	50	73.3		154.7	150.6	0.407	0.357			4.147	0.997	452.5		25.3				25.3		0.26	0.98
	70	66.8		161.7	152.9	0.416	0.362			3.216	0.997	452.8		22.4				22.4		0.25	0.95
	100	60.0	↓	173.0	160.2	0.436	0.380			4.240	0.996	454.0	↓	19.1				19.1		0.23	0.93

注 サフックス 1=翼列前の状態, 2=翼列後の状態

記号 V_{θ} =円周速度 (m/s)

M' =相対マッハ数

$\tilde{\omega}$ =全圧損失係数

$\Delta\beta$ =静止座標系での転向角 (degree)

V_m =子午面速度 (m/s)

P_0 =全圧 (kg/cm²)

β =絶対角度 (degree)

$\Delta\alpha$ =運動座標系での転向角 (degree)

M =絶対マッハ数

T_0 =全温 (°K)

α =相対角度 (degree)

D =拡散係数

割ほど上回っている翼素については衝撃波による損失分を、先に求めた損失係数の3割5分と見込んだ¹¹⁾。このようにして決定した \tilde{w} を二次曲線で結んで他の半径における翼素の効率データにしたが、ソリディティの最終値は詳細な翼配備が終了しなければわからず、翼への流入角は必ずしも最適角をねって作らないので、効率の見積りはくり返し計算の要求されるものである。したがって表1の \tilde{w} は翼配備の最終段階で計算し直した損失係数とあまりくいちがわなかった場合の値である。また、流れ様式の決定でエントロピころ配 $\partial S/\partial r$ は無視しているが、各翼素での速度三角形の計算には全圧損失係数を半径方向に変化させるという一見、矛盾した方法をとった。すなわち軸流速度の半径に沿う相対的な形に対しては $\partial S/\partial r$ なる項は無視できるが、連続の条件による定数の決定、すなわち軸流速度の絶対値の決定には損失係数のこの配は無視できないとした。

一段動翼先端のマッハ数は初期設計では1.00に押えていたが、細部計算の結果1.02に上った。入口案内翼通過後は増速され動翼末端部では246.2m/sの子午面速度、したがって0.85をこえる相対マッハ数になったので転向角を25.6°におさえて大事をとった。拡散係数が小さいから損失係数も小さく動翼先端でも衝撃波損失を入れて、 $\tilde{w}=0.050$ という予想していたより小さな値でよいことになった。むしろ二段動翼の方が転向角を増した分だけ拡散係数が大きくなり、一段動翼よりマッハ数が低いにもかかわらず損失係数は特に先端部で大きくしなければならなかった。第一段目の静翼は割合に少ない転向角をとっているか

ら、一段目は圧縮段と考えないで大流量をまかなうファンのような性格もっている。

三段以後の動翼に本格的な圧縮を行なわせているので拡散係数がいずれもその先端部で0.45または0.48になった。初段で拡散係数が0.40をこえることは望ましくないが、中段から後段にかけて0.50近くになることは高圧力比をもつ圧縮機では止むを得ないであろう。マッハ数と転向角からみて三段静翼以後は通常の亜音速圧縮機となった。

五段静翼入口では流入角が50°程度になり、1列の翼列だけでは軸方向に戻し切れないので、さらに後置静翼を追加して転向角の分配をはかった。この付近ではマッハ数が低いから五段静翼だけで平均40°の転向角をとって、15~2°ぐらいの流出角のままに燃焼器へ流入する方法も考えたが、無理をしないで最終翼列に十分な余裕をもたせる方針にした。したがって後置静翼後の全圧分布は少し内壁側が高くなったが、ほぼ半径に沿って一定であり、軸流速度(この付近では子午面速度と等しいとみなせる。)は平均155m/sとなった。

3.3 流路形状

幾何学的な流路形状を図2に示す。境界層厚みは、案内翼直前で外壁および内壁にそれぞれ0.5mm、最終段の後置静翼出口で外壁に1.5mm、内壁に2.5mmを見込み、これらを直線で結んで中間段における値とした。したがってBlockage-factorでは案内翼前で0.992、後置静翼後で0.920と見積ったことになる。内壁のせり上りも三段動翼から四段動翼にかけてが最も大きく、その接線が水平方向となす角は13°をこえている。図では明確にあらわれていないが三段動

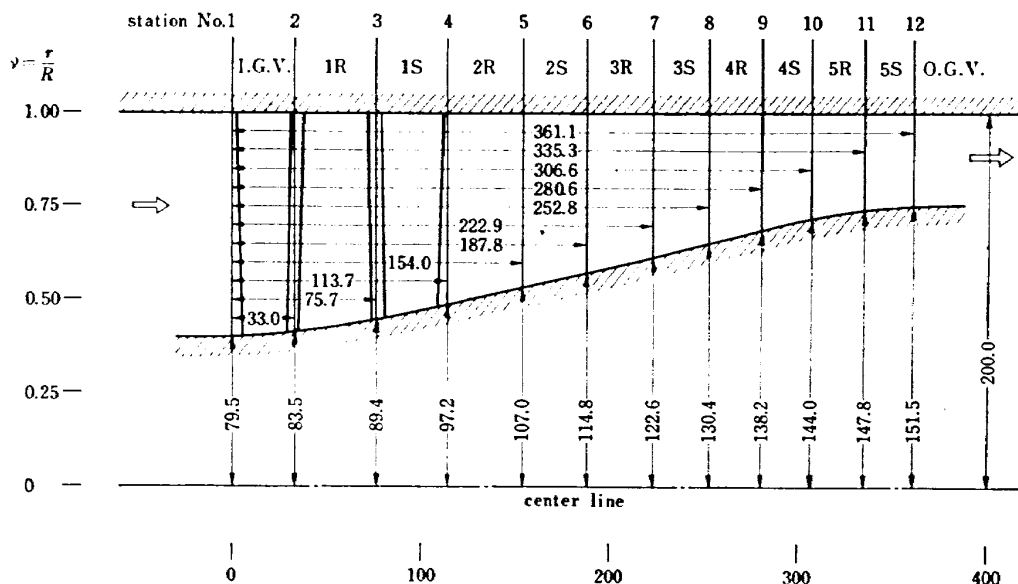


図2 幾何学的流路形状 (単位 mm)

表 2 翼 配 備 (1)

	枚数	半径位置	翼弦長 mm	ソリディティ	厚み比	キャンパー角 degree	くいちが角 degree	前後縁半径 mm	入射角 degree	偏差角 degree	補正入射角 degree	補正偏差角 degree
	N	$\frac{1-R}{1-R_h}$	c	σ	t/c	φ	γ	r	i_c	δ_c	$i_c - i_D$	$\delta_c - \delta_D$
GV (D. C. A)	30	0	42.8	1.00	0.050	29.1	-14.6	0.25	0	7.3	0	0
		30	36.0	1.07	↓	20.9	-10.5	↓	↓	4.9	↓	↓
		50	32.0	1.16	↓	15.7	-7.6	↓	↓	3.4	↓	↓
		70	28.0	1.28	↓	10.7	-5.4	↓	↓	2.0	↓	↓
		100	24.0	1.43	↓	5.6	-2.8	↓	↓	1.0	↓	↓
1 R (D. C. A)	23	0	46.2	0.85	0.040	2.7	47.2	0.20	1.8	1.3	1.0	0
		30	44.1	1.00	0.040	8.1	36.2	0.22	2.1	2.8	2.0	↓
		50	42.7	1.17	0.044	12.4	30.2	0.25	3.2	3.3	3.0	↓
		70	41.4	1.42	0.062	17.3	18.8	0.28	4.9	3.7	4.0	↓
		100	40.0	1.74	0.100	23.2	7.9	0.30	6.8	4.2	5.0	↓
1 S (D. C. A)	32	0	39.6	1.09	0.070	20.5	27.8	0.25	0.3	6.0	1.0	0
		30	39.6	1.14	0.060	21.8	22.0	↓	5.9	5.6	1.5	↓
		50	34.6	1.27	0.053	23.1	18.8	↓	1.9	5.3	2.0	↓
		70	32.6	1.46	0.046	25.3	15.8	↓	3.2	5.0	3.0	↓
		100	30.6	1.73	0.040	28.6	13.4	↓	4.7	5.1	4.0	↓
2 R (D. C. A)	28	0	43.6	0.97	0.045	12.3	47.3	0.20	1.3	4.2	2.0	0
		30	41.7	1.11	0.045	16.1	37.0	0.22	2.3	4.9	3.0	↓
		50	40.4	1.26	0.050	18.4	29.0	0.25	3.9	5.0	4.0	↓
		70	39.2	1.45	0.065	23.4	20.0	0.28	5.7	5.1	5.0	↓
		100	38.0	1.72	0.090	28.8	10.0	0.30	8.1	5.4	6.0	↓
2 S (D. C. A)	42	0	36.3	1.21	0.070	33.8	30.7	0.25	-1.6	8.8	0	0
		30	33.4	1.31	0.060	32.2	26.3	↓	-0.6	7.4	0.5	↓
		50	31.5	1.42	0.053	31.8	23.5	↓	0.5	6.8	1.0	↓
		70	29.7	1.55	0.046	32.2	21.0	↓	1.8	6.4	2.0	↓
		100	27.8	1.72	0.040	24.0	18.9	↓	3.1	6.4	3.0	↓
3 R (D. C. A)	39	0	38.0	1.18	0.050	15.0	49.3	0.20	1.5	4.9	2.0	0
		30	36.4	1.31	0.050	21.2	40.0	0.22	1.9	5.6	2.5	↓
		50	35.2	1.43	0.056	26.0	32.5	0.25	2.9	6.2	3.0	↓
		70	34.1	1.56	0.066	31.4	23.8	0.28	3.6	6.8	3.5	↓
		100	33.0	1.76	0.085	37.5	13.8	0.30	6.1	7.0	4.5	↓
3 S (65-S)	62	0	31.4	1.70	0.090	28.1	32.0	0.25	3.8	5.8	0	0
		30	27.8	1.73	0.080	31.3	28.5	↓	3.2	5.8	0	↓
		50	25.4	1.75	0.073	34.2	26.2	↓	3.3	5.8	0.5	↓
		70	23.0	1.78	0.066	37.6	24.0	↓	3.0	6.1	1.0	↓
		100	20.6	1.80	0.060	41.9	21.8	↓	3.2	6.5	1.5	↓
4 R (65-S)	52	0	30.1	1.21	0.065	21.5	51.4	0.25	-2.1	5.6	-2.6	-0.4
		30	29.0	1.35	0.065	24.2	45.0	↓	-1.2	5.6	-1.8	-0.4
		50	28.3	1.45	0.067	27.0	39.2	↓	0.5	5.5	-1.0	-0.4
		70	27.7	1.56	0.073	30.4	32.0	↓	2.0	5.8	0.2	-0.1
		100	27.0	1.68	0.085	34.5	23.0	↓	4.5	7.5	1.6	1.0

表 2 翼 配 備 (2)

	枚数	半径位置	翼弦長 mm	ソリディティ	厚み比	キャンパー角 degree	くいちがい角 degree	前後縁半径 mm	入射角 degree	偏差角 degree	補正入射角 degree	補正偏差角 degree
	N	$\frac{1-R}{1-R_h}$	c	σ	t/c	φ	γ	r	i_c	δ_c	$i_c - i_D$	$\delta_c - \delta_D$
4 S (65-S)	80	0	26.7	1.70	0.100	29.4	39.9	0.25	3.6	6.6	0	0
		30	24.4	1.73	0.090	32.0	30.0	↓	3.4	6.4	↓	↓
		50	22.9	1.75	0.080	34.7	27.4	↓	3.4	6.3	↓	↓
		70	21.4	1.78	0.076	37.6	24.8	↓	3.0	6.2	↓	↓
		100	19.8	1.80	0.070	41.0	21.6	↓	2.8	6.4	↓	↓
5 R (65-S)	59	0	28.0	1.30	0.065	21.8	51.0	0.25	-1.7	5.8	-2.6	-0.4
		30	27.7	1.40	0.065	23.2	46.5	↓	-0.4	5.5	-1.8	-0.4
		50	27.5	1.50	0.067	24.8	42.2	↓	0.8	5.5	-1.0	-0.4
		70	27.2	1.59	0.073	26.9	36.8	↓	2.6	5.7	0.2	-0.1
		100	27.0	1.71	0.085	29.6	30.2	↓	4.0	6.9	1.6	1.0
5 S (65-S)	73	0	25.6	1.49	0.100	28.3	36.7	0.25	2.5	7.0	0	0
		30	23.7	1.53	0.091	27.0	35.2	↓	2.5	6.1	↓	↓
		50	22.5	1.55	0.083	26.8	33.3	↓	2.5	5.6	↓	↓
		70	21.4	1.58	0.076	27.1	30.3	↓	2.4	5.1	↓	↓
		100	20.0	1.59	0.070	28.0	28.0	↓	2.2	5.0	↓	↓
OGV (65-S)	73	0	25.4	1.49	0.100	32.8	11.3	0.25	1.9	5.1	0	0
		30	23.0	1.53	0.090	30.0	10.8	↓	1.7	4.3	↓	↓
		50	22.8	1.55	0.083	27.4	10.8	↓	1.7	3.7	↓	↓
		70	21.8	1.58	0.076	24.5	8.9	↓	1.5	3.1	↓	↓
		100	20.8	1.59	0.070	19.9	7.5	↓	1.7	2.5	↓	↓

翼の軸方向中心で曲率を反転させている。

3.4 動翼の翼配備

円弧キャンパにやはり円弧で成っている腹面 (Pressure Surface) と背面 (Suction Surface) をのせた二重円弧翼が遷音速領域の作動には適している。このような高速翼は負の圧力の最高値が、低速では翼弦比の 50% 付近にあり、高速になるとそれが前縁へ移動し 35~40% 翼弦比のあたりにくるようだ。しかし 65-系のような低速翼では、低速ですでに 40% 付近に負の圧力ピークが存在しているために高速では思わしくないといわれている。65-系の二次元翼列実験は NACA で系統的に行なわれ、その報告されているデータは高い信頼度を持っている。しかるに、二重円弧翼に関しては系統的な実験がなく、低速翼からの類推や補正、あるいは回転翼列によって得られたデータをもとにして、おおまかな法則が作られているにすぎない。そこで一段から三段動翼には二重円弧翼を使用するが、先端マッハ数が 0.81 になった四段およびそれ以後の五段については 65-系翼をあてることにした。

もちろん四、五段でもあまり厚い翼では性能悪化のおそれがあるので表 2 に示すように厚み・翼弦比 6.5~8.5% のものを用いた。動翼先端のソリディティは大きい方が高速に強いといわれている。しかし、一段および二段動翼先端では材料強度や末端でのソリディティを大きくしないための配慮から、1.0 以下の小さなソリディティになった。それでも表 2 でみるように、先端翼弦長は末端翼弦長より 1 割 5 分まで長くなり扇形を呈している。また、一、二段動翼の厚み分布は特に意を用い、平均半径を過ぎる点まで非常に薄く末端近くで急に厚みをつけて遠心応力を低くするように努めた。

このようにして厚みや翼枚数が定まると、速度三角形を用いて必要なキャンパやくいちがい角を算出するが、このさいの手法やデータ・ソースはすべて NACA の報告⁷⁾ によった。ただ、二次元入射角の補正項 $i_c - i_D$ は、二重円弧の一、二、三段翼については NACA の推奨値より少なくとり、特に一、二段では部分負荷で失速に入ることを極力避けるために 2~3° ほど

低く与え、したがって設計点では最適入射角より負側で作動するような over-cambering にした。NACA 遷音速圧縮機の最初の頃に行なわれた設計では、二重円弧翼の入射角を一律に $3\sim 4^\circ$ とったのが多いが、今の場合は一律とせずキャンバやくいちがい角などのパラメータによって入射角も変化させたことに相当する。他方、二次元偏差角との補正量 $\delta_c - \delta_D$ は不確実な部分が多いと判断したのですべて 0 にした。もっとも、四、五段の 65-系翼では信頼性が高いので $i_c - i_D$ および $\delta_c - \delta_D$ とも NACA データをそのまま採用した。翼型の前、後縁半径は製作上の要求もあって、一、二および三段動翼はスパンに沿って 0.20 から 0.30 mm に変化させた。四、五段の 65-系翼は後縁付近の特有のくびれを補正する意味もあって前、後縁とも同一の半径 0.25 mm で修正した。

3.5 静翼の翼配備

入口案内翼も含めて静翼は、この単独試験用に限って、すべてシュラウド付きに製作される予定であったから強度上の心配はほとんどなかった。そこで、入口案内翼は外径でソリディティ 1.0 を確保するようにし、入口流れが高速であることを考慮して厚み・翼弦比 5% を用いた。翼型は二重円弧であるが、圧縮性や翼列通過前後の軸流速度差によってひきおこされる流出角変化に対する補正は、なんら行なっていない。一、二段静翼は内径側の大きな転向角が必要な部分で高マッハ数を処理しなければならないから、二重円弧翼を用いた。補正項 $i_c - i_D$ は動翼でのデータを流用して定めた。 $\delta_c - \delta_D$ は静翼でもすべて 0 としたが、動翼とちがって静翼では二次元性がよく保たれ、 δ_c に三次元的な修正を加える必要がないと考えたことによる。もっとも NACA の五段圧縮機実験によると半径に沿って $\delta_c - \delta_D = +2^\circ \sim -2^\circ$ の値が示されている。しかし、他の圧縮機による実測値では必ずしも同じような傾向になっていない。要するに静翼に関する二重円弧翼実験データは動翼よりはるかに少ない。

三段以後の静翼は前段とまったく異なる思想で設計した。三段静翼の内径側は流入マッハ数のわりに必要な転向角が大きい。しかし平均径や外径側はマッハ数も通常の亜音速機並に下っているから、あえて二重円弧翼を用いる必要がないとみなした。そこで 65-系翼を採用し十分に翼枚数を多くしてソリディティ 1.7~1.8 につめ、厚み・翼弦比は高速領域の内径側において、できるだけ薄くするように努めた。四段静翼も同じような考え方で当たったが、三段と比べるとより低い流入マッハ数をもっているから、入射角補正は行な

わず厚みを幾分ふやした。五段および後置静翼は、両者の翼枚数と厚み比をまったく同じにし（したがって内半径が異なる分だけ翼弦長にわずかなちがいが生じているが）、五段静翼の後流を後置静翼が強く受けない相対位置においた。必要な転向角は両方になるべく同じ割合になるように努めたが、結果的には五段静翼の方が幾分、高い負荷となった。エンジンとして組み込む場合は、後置静翼をディフューザの始まる部分につけることになるから、後置静翼の方に十分な余裕を残しておくことが必要とも思われた。

翼列間での軸間最小距離を 3.0 mm までちぢめ、軸方向へのひろがりをも最小限度におさえるように努めたので、動静翼を通じて非常に小さな翼になり、一段動翼は末端翼弦長を基準にしてアスペクト比 3.0 にした。

4. 全体性能

以上五段軸流圧縮機としての設計定格要目をまとめてみると次の通りになる。

- (1) 全 圧 比 4.0 (段当り平均 1.32)
- (2) 段 数 5 (入口案内翼, 後置静翼付き)
- (3) 断 熱 効 率 85%
- (4) 流 量 22.0 kg/s (前面面積当り
210 kg/s/m²)
- (5) 入口ボス比 0.40 (外径一定形)
出口ボス比 0.76
- (6) 外 径 400.0 mm
- (7) 入口案内翼から後置静翼までの軸方向長さ
396.0 mm
- (8) 回 転 数 16214 rpm (標準状態 15°C,
1 気圧)
- (9) 軸方向への全圧比および温度上昇

一段(入口案内翼含む)	1.21, 20.0°C
二段	1.34, 30.0°C
三段	1.37, 36.5°C
四段	1.36, 39.2°C
五段(後置静翼含む)	1.32, 39.2°C

5. 部分負荷特性

設計点での詳細な計算と同時に、設計状態と異なる流量や回転数での作動をあらかじめ調べてから、製作にとりかかるべきであろう。筆者らの開発した計算法⁸⁾によって求めたマップが図 3 である。ただし、各翼素の損失データは実験データを整理して求めたユニバーサル・モデルを使った¹²⁾。すなわち、一つの翼素

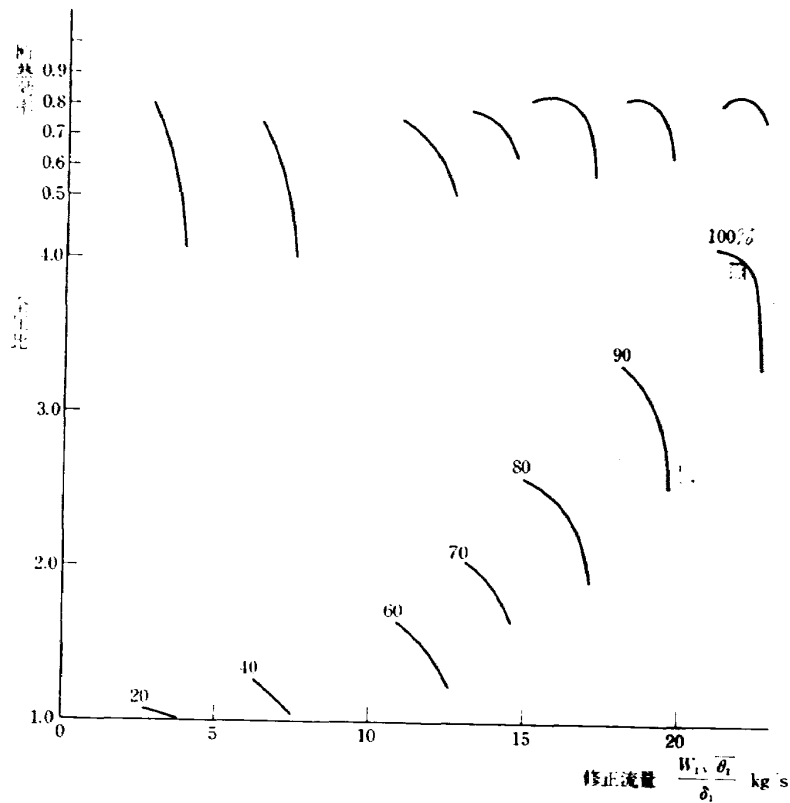


図 3 計算による部分負荷性特

の入射角 i がわかると、その翼素固有の低速における正および負の失速角 i_P, i_n との比 $(i - i_n) / (i_P - i_n)$ から低速での全圧損失を求め、次に流入マッハ数 M と臨界マッハ数 M_c との差によって高速修正を全圧損失に加える方法である。

仮定した翼素データにもとづく範囲では、部分負荷時においてとりたてて不都合な現象は、計算上おこらなかった。

6. おわりに

リフト・エンジン用に適した遷音速多段圧縮機を、計画時における設計技術の範囲で設計・製作した。少ない段数で高圧力を出せるようにする一方、流量も許せるかぎり最大をねらうように努めた。したがって空力的にみても二、三の部分ではぎりぎりの性能を求めたことになった。動、静翼ともアスペクト比を高くし（一段動翼は 3.0）、最小段間距離を 3.0 mm にちぢめて空力的と同時に構造的にも実機に先行する要素試験

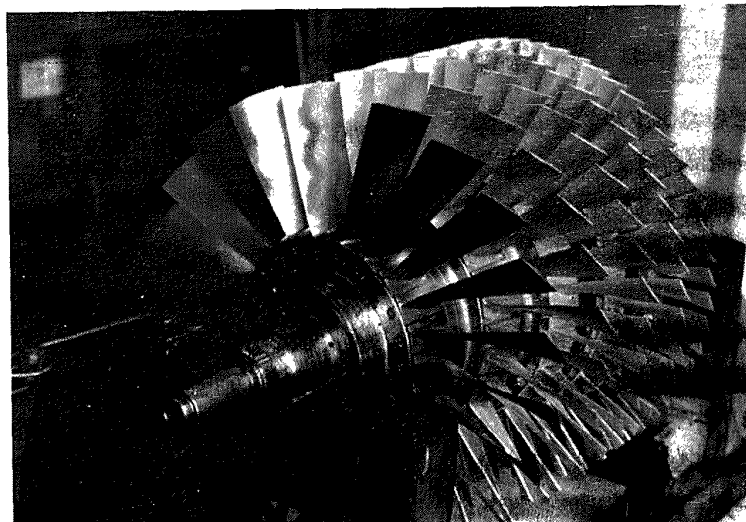


写真 1 動翼部

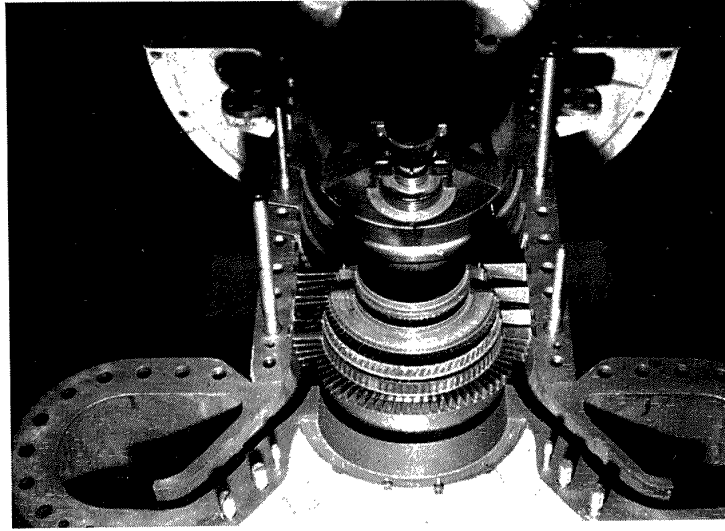


写真 2 静翼とケーシング

になるようにした。そこで、他の試験機が行なっているような各段の段間トラバースができないことになり、おのずとより確実性のある設計制御が要求された。

お互に矛盾する要素を含み、一方を立てれば他方が立たず、局所的にだけながめていれば全体のバランスを失ない、しかも実験データの範囲中におさまらない箇所もあらわれ、莫大な計算量をかかえ妥協と判断と決断のくり返しであった。

製作された動翼部を写真1に、上のケーシングをはずした試験用圧縮機の内部を写真2に示す。

最後に、この圧縮機の空力設計に当って、鳥崎忠雄室長から有益な助言とかかわらぬ激励をうけたことに感謝する。

付録 1 初期設計法

付録2の(2-1)式で $\partial S/\partial r = \partial H/\partial r = 0$ とおき独立変数を無次元化して $R=r/r_t$ を用いると

$$\frac{V_\theta}{R} \cdot \frac{\partial(RV_\theta)}{\partial R} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial R} = 0 \quad (1-1)$$

となる。この式はエントロピやエンタルピのこう配が少ないか、または $(T\partial S/\partial r - \partial H/\partial r)$ なる量が小さければ近似的に半径方向平衡の式として使用できる。円周成分を $V_\theta = A \cdot R + B/R$ で与えれば式(1-1)は次のように積分できる。

$$V_z^2 = \text{const} - (2A^2R^2 + 4AB \ln R) \quad (1-2)$$

よって外壁および内壁での軸流速度をそれぞれ V_{zt} , V_{zh} とすると(1-2)式より

$$V_{zt}^2 + 2A^2 = V_{zh}^2 + 2A^2R_h + 4AB \ln R_h \quad (1-3)$$

のよう関係式が得られる。一方、外、内壁における円周成分 $V_{\theta t}$, $V_{\theta h}$ と定数 A , B は

$$\left. \begin{aligned} A &= \frac{V_{\theta t} - R_h \cdot V_{\theta h}}{1 - R_h^2} \\ B &= \frac{R \cdot V_{\theta h} - R^2 \cdot V_{\theta t}}{1 - R_h^2} \end{aligned} \right\} \quad (1-4)$$

なる式で結ばれている。

そこで、必要な圧力比と見積った効率から温度上昇、したがって全エンタルピの上昇 ΔH を求め、 R_h を仮定して

$$gJ\Delta H = U_t(V_{\theta t} - V_{\theta h,1}) \quad (1-5)$$

および半径に沿って仕事一定の条件

$$(V_{\theta t} - V_{\theta h,1}) = R_{h,1} \left(\frac{R_h}{R_{h,1}} V_{\theta h} - V_{\theta h,1} \right) \quad (1-6)$$

から $V_{\theta t}$, $V_{\theta h}$ を求める。ただしサフックス1は動翼の前方の状態を示す。得られた $V_{\theta t}$, $V_{\theta h}$ と(1-4), (1-3)式から $(V_{zt}^2 - V_{zh}^2)$ なる量がかわり、轉向角や望ましい軸流速度の大きさなどから V_{zh} を定め、よって(1-3)式を用いて V_{zt} も算出する。流量条件としては平均軸流速度

$$V_z = \frac{V_{zt} + V_{zh}}{2} \quad (1-7)$$

とガスの状態式を用いて比重 γ を求め

$$R_h = \sqrt{1 - \frac{G}{\gamma V_z \pi r_t^2}} \quad (1-8)$$

によって R_h を計算するが、このさい(1-5)式や(1-6)式で仮定した R_h と一致しなければ計算をやり直す。内壁形状からみて希望する R_h が得られなければ軸流速度や円周速度を修正し、逆に望ましい轉向角や速度が求まらねば R_h の方で修正する。一般には内壁形状と空力パラメータの両方に少しずつ手直しを加えて収束させるが、この辺に十分考えながら計算を進める要素がある。筆者らの経験によると、このような簡易な

方法によって求めた値と、詳細設計で少しエンタルピこう配をつけて電子計算機で得た値とを比べると角度で $2\sim 3^\circ$ 、軸流速度で 1 割弱の差が出た程度であり初期見積りには有効な方法であった。

付録 2 運動方程式

軸流ターボ機械の空力設計では軸対称・非粘性および定常の仮定で、円筒座標系 (r, θ, z) において次のような半径方向バランスの式を用いるのが普通である。

$$gJ \frac{\partial H}{\partial r} = gJT \frac{\partial S}{\partial r} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial r} + \frac{V_\theta}{r} \frac{\partial (rV_\theta)}{\partial r} - V_z \frac{\partial V_r}{\partial z} \quad (2-1)$$

ただし g : 重力の加速度 J : 熱の仕事当量

H : 全エンタルピ T : 静温

S : エントロピ V_r, V_θ, V_z : 速度成分

文 献

- 1) S. Lieblein and I.A. Johnsen; Résumé of Transonic-Compressor Research at NACA Lewis Laboratory, ASME, Series A, No. 3, (1961/7) pp. 219~234.
- 2) M. Savage, E. Boxer and J.R. Erwin; Resume of Compressor Research at the NACA Langley Laboratory, *ibid.*, pp. 269~285.
- 3) J.A. King; The J 83 Seven-Stage Transonic Compressor, *ibid.*, pp. 291~302.
- 4) K. Kovach and D.M. Sandercock; Aerodynamic Design and Performance of Five-stage Transonic Axial-Flow Compressor, *ibid.*, pp. 303~321.
- 5) 宮内諄二; Experimental Two-Stage Small Transonic Axial-Flow Compressor, 新三菱重工技報, Vol. 5, No. 3, (1963) pp. 1~9.
- 6) 鳥崎忠雄, 松木正勝, 山中龍夫, 藤井昭一; VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察, 航技研資料, TM-17, (1963/6).
- 7) Member of the Compressor and Turbine Research Division; Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors, NACA RM E56B03, E 56 B 03 a, E 56 B 03 b, (1956).
- 8) 松木正勝, 藤井昭一, 五味光男; 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法, 航技研報告 TR-86 (1965/5) p. 16.
- 9) J.H. Horlock; Some Actuator-Disc Theories for the Flow of Air Through an Axial Turbo-Machine, R & M. No. 3030, (1952/12).
- 10) S. Fujii; Compressible Shear Flows in the Duct with Varying Cross-Sectional Area, J. of the Royal Aero. Soci. Vol. 71, (1967/2) pp. 128~132.
- 11) G.R. Miller, G.W. Lewis Jr. and M.J. Hartmann; Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows, ASME, Series A, Vol. 83, No. 3, (1961/7) pp. 253~242.
- 12) 藤井昭一, 西脇英夫, 他 4 名; 高速単段軸流圧縮機の研究, 航技研報告, TR-134, (1967/6).
- 13) 松木正勝, 大山耕一, 宮地敏雄, 他 3 名; 高速軸流圧縮機の研究 (II), 航技研報告, TR-35, (1963/1).
- 14) 松木正勝, 宮地敏雄, 大山耕一他 3 名; 高速軸流圧縮機の研究 (III), 航技研報告, TR-49, (1963/9).
- 15) 大山耕一, 松木正勝, 西脇英夫他 2 名; 高速軸流圧縮機の研究 (IV), 航技研報告, TR-76, (1965/1).

TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畑浄治, 円居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月昌, 斎藤信弥 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	埜武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井暎一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高島一明, 榑原盛三 原亘利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋俣, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロツテダブラップの実験的研究 (I)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋瓜宏, 橋本登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克己

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114号

昭和42年9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 電話武蔵野三鷹(0422)44-9171 (代表)
印刷所	株式会社東京プレス 東京都板橋区桜川2-27-12
