

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

数値計算を用いたクラスターファン・エンジン用斜流型圧縮機の設計

岩瀬 識, 才木 一寿

2007年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

数値計算を用いたクラスターファン・エンジン用
斜流型圧縮機的设计

Design of mixed-flow type compressor for the Cluster Fan Engine
by using computational fluid dynamics

岩瀬 識^{*1} 才木 一寿^{*2}
Shiki IWASE Kazuhisa SAIKI

^{*1} 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム

^{*2} 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター

2007年3月

March 2007

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

数値計算を用いたクラスターファン・エンジン用斜流型圧縮機的设计*

岩瀬 識^{*1}, 才木 一寿^{*2}

Design of mixed-flow type compressor for the Cluster Fan Engine by using computational fluid dynamics *

Shiki IWASE ^{*1} and Kazuhisa SAIKI ^{*2}

Abstract

The "Cluster Fan Engine" was designed for personal aircrafts and VTOL aircrafts, having many merits including reliability of operation, flexibility of mounting, maintainability, extremely low development costs and initial costs, and wide variety of potential applications. Because new concepts were applied to aerodynamic components of the engine to reduce number of parts for itself, it is difficult to design the component based on the existing experimental data. Therefore, numerical simulations are conducted to validate the design process for the aerodynamic components. This report describes the design process of the mixed flow compressor based on the results of the numerical simulations.

要 約

クラスターファン・エンジンは個人用小型機への搭載を念頭に考案した小型ターボファン・エンジンであり、従来のターボファン・エンジンと比較してメンテナンス性の大幅な向上、高い配置自由度、低コスト化、そして高い安全性を目指している。クラスターファン・エンジンはこれらの特徴を達成するため、エンジン空力要素に従来のエンジンとは異なる方式を採用しており、これまでの蓄積された実験データに基づいて設計することが困難である。そこで、本研究では空力要素の設計に、並列大型計算機を利用したNS数値計算を利用し設計の妥当性を繰り返し検証することで、圧縮機の実装を実施した。本稿ではその数値計算を利用した設計過程について報告する。

1. 緒論

近年、米国において進められた Small Aircraft Transportation System (SATS)¹⁾ では、既に米国に5000以上存在するローカル空港と、多数の小型航空機を組み合わせた新しい空の交通システムの検討がなされた。またSATSに先行して、General Aviation Propulsion (GAP) Program²⁾ も実施されており、General Aviation用推進機の開発を目指し北米のエンジンメーカーと共に、推力3.5kN程度の小型のターボファン・エンジンを試作して既に試験飛行も実施している。SATSにおいても当初はプロペラ推進の機体が多数提案されたが、徐々にターボファンを搭載する機体の概念が提案されており、今後はターボファンを搭載する小型航空機が多数出現してくるものと思われる。

しかしながら、これら小型機用小型ターボファン・エンジンは、ブリスク構造を採用するなど部品点数の削減は図られているものの、本質的には従来の大型機用エンジンとほぼ同一の構成である。従来のターボファン・エンジンは、一基のエンジンの安全性を極力高め、緊急時に必要な余剰推力を鑑みて最小のエンジン基数を搭載するように発達してきており、このようなエンジンの安全性と性能を確保するためには、非常に高度なメンテナンス技術が要求される。

筆者らは、個人用航空機のターボファン・エンジンとして、コア分離型ターボファン・エンジン^{3), 4), 5)}をベースとした、クラスターファン・エンジン^{6), 7)}の研究を続けてきた。クラスターファン・エンジンは個人用航空機への搭載を念頭に、構造を極力簡素化し、整備性の向上と初期投資・運用・メンテナンスにおける低コスト化

* 平成18年9月22日受付 (received 22 September, 2006)

*1 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム (Unmanned and Innovative Aircraft Team, Aviation Program Group)

*2 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター (Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

を目指したエンジンである。一基のエンジンの安全性に依存するのではなく、エンジンを小型化し多数のエンジンを搭載するようにすることで、数による安全性を保つ。このように、従来のターボファン・エンジンの設計とは大きく概念を異にしたエンジンである。

図1にクラスターファン・エンジンの概念図を示す。クラスターファン・エンジンは、コア・エンジンとファンから構成され、両者は高圧空気ダクトで接続されている。コア・エンジン(図2)は、高圧空気をファンに供給する空気源の役割を果たし、ファンはコアからの高圧空気を利用して駆動される。コア・エンジンは単段の圧縮機と、単段ラジアル或いは、二段の軸流タービンから構成され、一軸のシンプルなガスタービンである。タービン翼は無冷却とするため、タービン入口温度(TIT)も950度程度としている。このように、通常は二軸で構成されるターボファン・エンジンをコア部とファン部の二つに分離することで、バイパス比の増加や構造の簡素化、搭載の自由度を高めている。表1にクラスターファン・エンジンの設計目標⁷⁾を示す。コア圧縮機の圧力比は単段で8.0とし、圧縮機出口において26.9%の空気を抽気してファンへ供給する。ファン直径は260mm、ファン圧力比は1.07、コアのタービン流量に対するファン流量比、すなわちバイパス比は9.4となり、現時点では運用されているターボファン・エンジンと比較すると、世界最高クラスの高バイパス比となる。一方で、エンジンの成立性を高めるために各部の効率は低く設定しており、例えば圧縮機で断熱効率74%、タービンで78%としている。目標とするエンジンの各部の要素の効率を、当初は低く設定することで開発のリスクを低下させる狙いがあるが、各部の要素効率は低くとも、他方で世界最高レベルの高バイパス比を達成することでエンジン全体としての推進効率、或いは燃料消費率(SFC)は、既存の小型ターボファン・エンジンとほとんど変わらない⁷⁾。最終的なクラスターファン・エンジンの用途として、現在の軽飛行機のジェット化や、図3に示すような小型VTOL機の実現を目指している。

クラスターファン・エンジンはエンジンの小型化・構成の単純化を図るために、エンジンシステムのみならず、コア・エンジンの圧縮機、及びファン駆動部にも従来とは異なる新しい概念を取り込んでいる。いずれも、過去に設計された例が少ないか、或いは全く皆無である方式である。空力機械の設計は、多数の実験データに基づいて実施されており、従来の設計から大幅に流れの様子が異なる空力機械を設計する場合には、設計、試作、実験、改良のプロセスを繰り返しデータを蓄積する必要がある。このため、従来の設計と大きく異なる空力

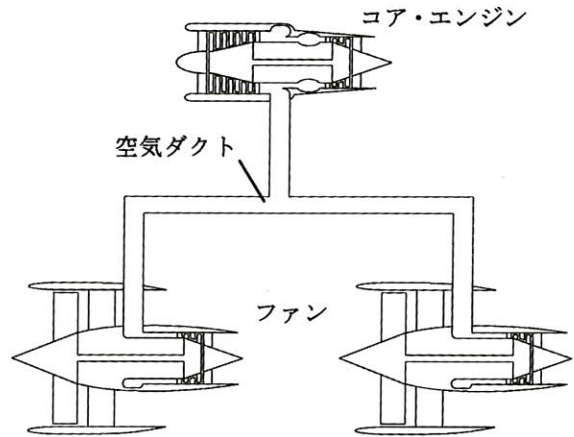


図1 クラスターファン・エンジンの概念図

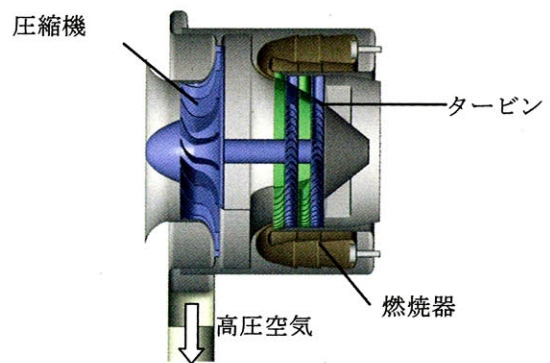


図2 コア・エンジン概念図

表1 クラスターファン・エンジン設計点性能

コア・エンジン	圧力比	8.0
	流量	2.15kg/s
	抽気率	26.9%
	回転速度	57,000rpm
	タービン入口温度	950°C
	ファン (ファン一基について)	ファン直径
	ファン圧力比	1.07
	ファン流量	7.4kg/s
	駆動空気流量	0.289kg/s
	回転速度	16,800rpm
	推力	804N

機械を設計する場合は多大なコストと時間を要するが、一方で、近年の並列大型計算機の急速な発達に伴い、従来の実験データの一部を数値計算結果に置き換えた設計が実施されるようになってきている。実際のターボ機械内の流れは非常に複雑であり、現状では実験データを数値計算結果に完全に置き換えることは困難であるが、三次元の流れ場の様子を視覚的にとらえることが可能な数値計算結果は、設計の初期段階において極めて有用な判断材料を提供することとなる。クラスターファ

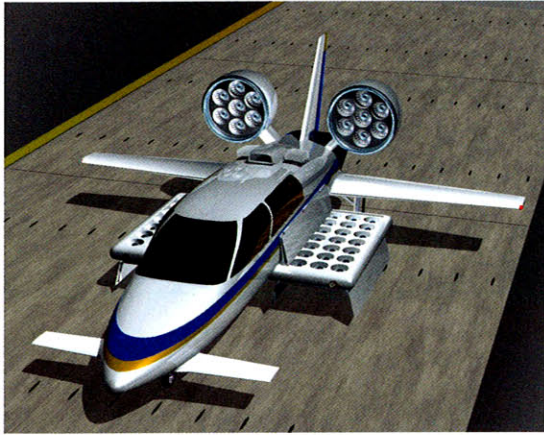


図3 小型VTOL機

ン・エンジンでは、先に述べたように圧縮機及びファン駆動部に新しい概念を取り込んでいるため、NS数値計算を活用した設計を実施した。本報告では特に、数値計算を利用した圧縮機動翼の設計について報告する。

2. クラスターファン・エンジンの圧縮機設計

2.1 圧縮機方式選定

前節で述べたとおり、クラスターファン・エンジン用のコア・エンジンは、単段圧縮機で圧力比8を目指している。図4に航空用ガスタービンの圧縮機として代表的な軸流型、遠心型、及び斜流型の概念図を示す。従来の多くの航空用エンジンは、軸流型か遠心型、或いはその両者を組み合わせたものであり、斜流型は産業用や一部のドローン(標的)用エンジンとして採用があるものの、前二者と比較すると採用例は非常に少ない。一般的に、本圧縮機が目標とする圧力比8を単段で達成する場合には、遠心型圧縮機が用いられるが、本研究では斜流型を圧縮機方式として選定した。斜流型は、作動流体の流れの様子から遠心型と軸流型の中間の形式であると言え、遠心型と比較して次の様な利点を有している。

- ・効率の比較的高い圧縮機を設計することが可能

一般的には、同じ圧力比を達成する場合は、軸流型の圧縮機が最も効率が良く、遠心型は軸流型と比較すると構造は大幅に単純化されるものの、効率は低い。斜流型は構造的に中位に位置し、その中間の効率を達成できると考えられる。

- ・エンジン外径の増加を抑えることができる。

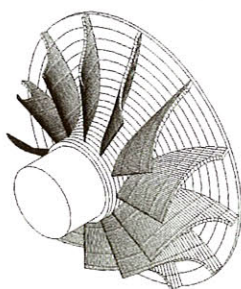
圧縮機全体の外径は、入口外径がほぼ等しい場合は、軸流型が最も小さい。これは、作動流体を軸方向から吸い込み、軸方向に吐出するためである。遠心型は圧力上昇が遠心力による為、必然的に出口の外径は入口外径よりも大きくなり、さらにその外周に速度増加分として与えられたエネルギーを圧力に回復させるための減速翼列(ディフューザー)が配置されるため、最終的な圧縮機形状の外径は最も大きくなる。斜流型圧縮機は、作動流体を回転軸に対して平行に吸い込み、回転軸に平行、或いは斜め向きに流体を吐出するため、遠心型と比較して圧縮機外径を抑えるような設計が可能である。

さらに、軸流型と比較して斜流型及び遠心型は圧縮機構造が単純化されること、高負荷を単段で実現できるなどが上げられる。

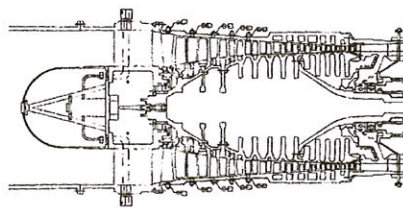
一方で、斜流型は遠心型と比較して、流路が長くなるため回転部分(インペラ)の軸方向長が大きくなり、重量が増加する欠点を有している。重量の増加は、特に航空機用のガスタービンでは大きな懸念材料であるため、後述するように、本研究では圧縮機動翼を二重翼列化し、内部を中空化することで重量の問題を軽減することとした。また、他の圧縮機と比較して蓄積されたデータが少ないことも設計上の欠点としてあげられる。

2.2 圧縮機の一次元設計

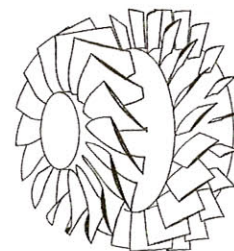
圧縮機翼列の設計においては入口・出口の速度三角形の設計の後、翼型の選定、流路形状の決定を行う。過去に設計されたFJR高バイパスターボファン・エンジン、或いは旧通産省主導の高効率ガスタービンの研究



遠心型



軸流型



斜流型

図4 圧縮機の各方式の概念図

開発における軸流圧縮機では、圧縮機HUB面とTIP面を幾つかの軸対象の流線で分割し、各流線について軸対象のオイラー方程式と翼列の実験データを組み合わせて翼型を決定する、流線法が用いられている⁸⁾。このため、流線法を用いて翼型を選定するためには、信頼性の高い実験データが多数用意されていることが必要不可欠である。軸流型に関しては、米国NACAが多数の翼列実験データを公開しており⁹⁾、遠心型に関してはその用途が航空用エンジンに限らず、レシプロ用のターボチャージャー等極めて適用範囲が広いことから、各社が独自に多数の実験データを蓄積しているようである。一方で、斜流型については、設計そのものが少なく、他形式のように系統だった実験データは皆無である。このため、当初は、軸流圧縮機のハブ面を想定して斜流型圧縮機の設計に適用することも検討したが、高負荷の場合は動翼出口付近での遠心力による昇圧が支配的になるため、適用範囲には限界がある。本研究の斜流型圧縮機は非常に高負荷のため、軸流型の設計プログラムを斜流型の設計にそのまま適用するのは困難であると最終的に判断し、主に遠心型の概念をもとに設計を実施することとした。設計の妥当性については、NS数値計算により検証を行った。圧縮機全体としては、動翼のみならず動翼後に設置される減速翼列（ディフューザー）も極めて重要な空力要素であるが、本研究では動翼のみについて言及することとする。

設計の第一段階として、まず動翼入口・出口における速度三角形を定める必要がある。入口流入の境界条件は、厳密に定めることは困難であるため、理想的に流体が一樣な軸方向速度を持って流入すると仮定した。動翼出口の境界条件については、軸方向速度、半径方向速度、及び周方向速度の3成分を、設計目標の性能を満たすように決定する。軸方向速度は、所定の流量を満たすことが必要条件であり、半径方向速度はインペラの子午面形状に大きく依存する。そして圧力比を決定する際に最も重要となる周方向速度は、遠心型圧縮機と同様に、すべり係数 (Slip Factor) μ を用いて決定した。すべり係数 μ は、動翼周速に対する流出流体の周方向速度の比を表しており、この値が1.0に近づく程、回転によるエネルギーが流体に与えられていることを示す。古くから、理論あるいは実験的に、すべり係数 μ をインペラ周速、羽枚数、インペラ出口の流出角度の関数として示すことが試みられている¹⁰⁾ が、本研究では、Wiesnerのすべり係数に関する検討から、実験と比較的良好一致を見せるというBusemannの実験式を適用した¹²⁾。本来は遠心圧縮機に対する実験式であるが、斜流型でも動翼出口付近では遠心作用が支配的であることから、遠心型と同様の概念に基づき周方向速度成分を

与えることとした。

さらに、重要なインペラ内の摩擦損失については、損失を以下に4分類に分類し、それぞれ速度の関数として与えた¹⁰⁾。

(a) インデューサの損失

$$L_{r1} = \xi_1 \frac{w_1^2}{2} \quad (1)$$

ここで、これ以降、 ξ は損失係数を、 w はインペラに対する流体の相対速度を表し、損失 L_r と損失係数 ξ の添え字は対になっている。また、速度の添え字は、1が入口を、2が出口における速度であることを示し、 u, r はそれぞれ周方向、半径方向の速度であることを示す。インデューサ損失は羽入口付近の損失であり、遠心型において ξ_1 は約0.1~0.3とされる。本斜流型でも羽前縁付近は、遠心型と同様に扱うこととした。

(b) 曲り損失

$$L_{r2} = \xi_2 \frac{(w_{2u} - w_{1u})^2}{2} \quad (2)$$

半径方向流出型の遠心圧縮機における式では、曲り損失を出口の半径方向の相対速度のみの関数として与えている¹⁰⁾。しかしながらその本質を、インペラ入口から出口までに流体が曲げられることによる損失と考えると、入口から出口までの周方向速度の変化も考慮しなければ、流れの相対周方向速度の変化は損失に影響を与えないという解釈となる。そのため、本研究では曲り損失を、インペラによって流体が曲げられることによる損失とするため、出口の相対周方向速度 w_{2u} と入口のミッドスパンにおける相対周方向速度 w_{1u} の差の関数とした。

(c) 通路摩擦損失

$$L_{r3} = \xi_3 \frac{w_{2r}^2}{2} \quad (3)$$

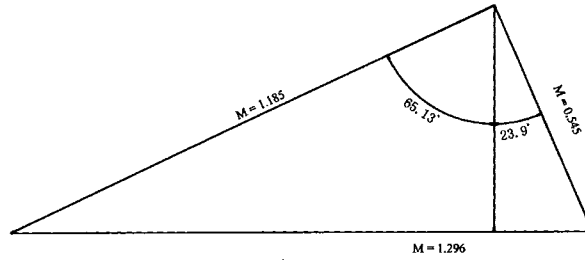
通路摩擦損失は、出口の半径方向の相対流出速度の関数として与えた。

(d) 円盤摩擦損失

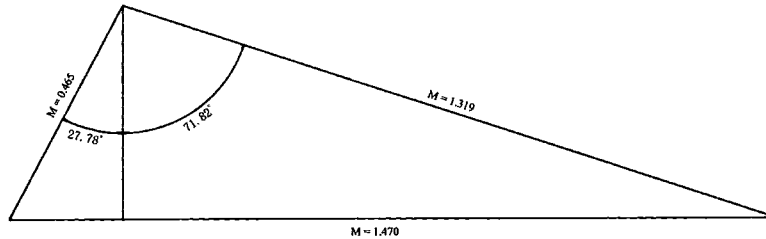
$$L_{rd} = \alpha \frac{u_2^2}{2} \quad (4)$$

円盤摩擦損失 L_{rd} は、遠心型と同様に周速の二乗に比例するとした。ここで、 α は円盤摩擦係数である。

これら損失を加味してインペラの入口、及び出口の状態を決定していくこととなるが、設計の過程においては、上記の損失及び出口の流体の速度に加えて、入口外径における相対速度も遠心型と同様に、重要なファクターとなる。高負荷になるほど、圧縮機の周速は高まり、インペラ入口外径において相対速度が音速を超えると衝撃波が発生し、損失が極端に大となる¹⁰⁾。本圧縮機程度の負荷になった場合、入口外径における相対速



(a) 動翼入口外径における速度三角形



(b) 動翼出口ミッドスパンにおける速度三角形

図5 インペラ入口・出口における速度三角形

表2 斜流型圧縮機動翼諸元 (一次元設計の目標値)

設計回転速度	57,000r.p.m.
出口外径周速	630m/s
流量	2.2kg/s
入口内径	30.0mm
入口外径	71.0mm
出口内径	99.9mm
出口外径	106.0mm

度を音速以下とすることは困難であるが、可能な限りマッハ数は下げておく方が良い。本斜流型圧縮機では、入口条件を純粋な軸方向流入として入口外径を最適化した場合でも、相対マッハ数は1.3近くにまで上昇してしまう。このため、入口外径における相対マッハ数を低下させるために、固定式の入口ガイドベーン (IGV) を設置し、相対マッハ数を低下させることとした。圧縮機の効率及び作動領域等を考慮した場合、固定式よりも流入角度を変化させることが可能な可変 IGV の方が望ましいが、クラスターファン・エンジンのコア・エンジンは作動状態を大きく変える必要がないこと^{6), 7)}、及び機構の複雑さを避けるために固定式とした。結果として、設計上の相対マッハ数は約 1.18 まで低下した。

これらの初期の検討から、最終的に動翼の目標速度三角形は図 5 のように、主要諸元は表 2 に示すような値となった。なお、この段階の設計のみ、実際には流量を表 1 の 2.15kg/s に対して 2.2kg/s とわずかに大きく設計した。これは実験データが皆無で、境界層や羽による流路のブロックage を想定できなかったためである。速度三角形は、ハブ、ミッドスパン、及びチップについて

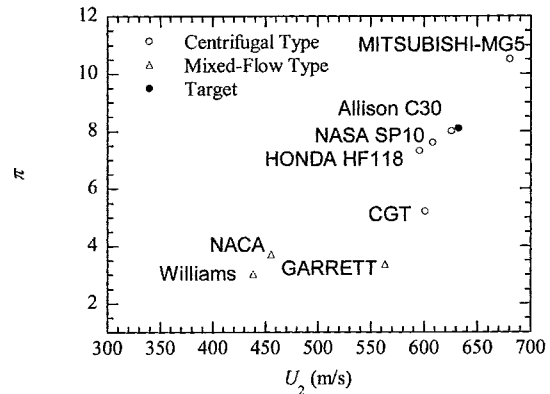


図6 出口周速と圧力比のトレンド^{11), 13)}

て算出しているが、入口については相対マッハ数が最も高くなる外径について、出口に関しては翼高さが 10mm 程度であるため、ミッドスパンにおける速度三角形を示している。

図 6 は本研究で設計を実施する斜流型圧縮機及び、他の一部の遠心型と斜流型圧縮機の周速 U_2 と圧力比 π の比較を示している。ここで、斜流型についてはインペラ出口外径の周速である。周速は、同じ圧力比でも反動度の大きさなどにも依存するために、単純に比較することは出来ないものの、圧縮機が高負荷になるほど構造的な制約が強まることから、その値は近い値に収束してくるものと考えられる。本斜流型の周速も、結果として、同定度の圧力比を有する遠心型圧縮機と近い値を目標とすることとなった。動翼の無次元比速度¹¹⁾は約 0.753 である。図 6 中 GARRETT の周速が、他の圧縮機と比べると圧力比に対して高いが、GARRETT の圧縮

機は特にディフューザーの効率が高い¹³⁾ことから、周速を高め非常に大きな Backward 角を付加することで、反動度を上げ、ディフューザの負荷を下げているものと考えられる。

以上の設計で、入口、及び出口の速度成分を決定した。

2.3 翼型設計

インペラの羽設計は、羽が形成する流れ場が入口と出口の速度三角形を満たし、その間を損失を低く抑えてなめらかに流すことである。しかし、出口において基本的に半径方向と周方向速度成分の二方向の速度成分だけを持つ遠心型とは異なり、斜流型は軸流速度成分を加えた三方向速度成分を持ち、それらが形成する速度三角形を満たすように翼型、及び子午面形状を設計しなければならない。

設計手法が遠心型ほどに確立していない斜流型においては、羽形状は設計者の思想に大きく依存することとなり、Mönigらの圧力比5の圧縮機¹⁴⁾のように、軸流型に用いられるような翼形状をベースとしたと思われる形状も存在すれば、日本航空宇宙工業会が検討を実施した圧力比3.5の圧縮機¹³⁾のように、ほぼ遠心型に近い羽形状を有する設計も実施されている。本研究では、軸流・遠心の枠に囚われることなく設計を実施することを念頭に置いているが、初期の段階では Andersonらの設計手法¹⁵⁾に基づき羽の初期設計を実施した。

子午面形状についてはハブ面の軸方向に対する入口の勾配を 0° ではなく僅かに 2° 程度として、出口は軸流速度と半径方向速度が成す角度を満たすような勾配を与え、両者を5次関数で結んで与えた。5次関数としたのは、入口、出口の半径と勾配の他、中間点での半径と勾配を与えたことによる。断面の減少率は、羽の負荷を後側に持たせるために、後半側でやや大きくなるようにした。子午面形状についても他の設計例を参照すると、GARRETTの斜流型圧縮機動翼のように、比較的直線に近いものも存在しているが、MönigらやGoldstein, Williamsの設計のように、正弦的に子午面を形成した方がハブ面での剥離の他、外径も小さくするなどの点においても有効なように思われる^{14), 16)}。最終的に形成した子午面形状を図7に示す。

2.4 圧縮機の数値計算

2.4.1 数値計算手法

数値計算にはターボ機械の内部流れ計算用に開発され、軸流圧縮機のみならず斜流及び遠心圧縮機についても数値解析の実績を有する並列計算コードを用いた。離散化はCell-Centered形有限体積法、対流項の評価は

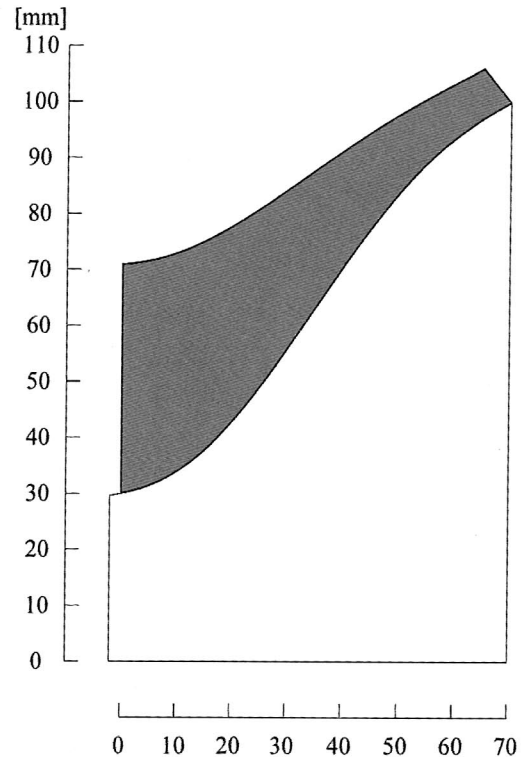


図7 斜流型圧縮機子午面形状

3次精度MUSCLスキーム、乱流モデルはBaldwin & Lomaxモデル、時間積分はGauss-Seidel形の点緩和法による陰解法スキームである。ケーシングと翼端の隙間(チップ・クリアランス)についてはめ込み型の計算格子ブロックにより処理し、隣接する翼形状が異なっても計算が可能である。流量を制御するために出口の静圧を動的に変化させる機能を有しており、設計流量(2.15kg/s)における計算結果を得ることができる。

1枚のスプリッター翼(半羽)を含む一対の全羽間を1ピッチの計算領域として扱い、周期境界条件を適用した。総格子点数はチップ・クリアランスも含め約200万点を配置した。計算にはJAXAの中央計算システムCeNSSを使用した。計算は定常計算であり、1ケースあたり約一週間の計算時間を要した。

本圧縮機の動翼列は小型且つ高負荷でチップ・クリアランスを有する遷音速斜流圧縮機動翼列であり、翼間流路内において強い二次流れが生じるため、数値計算によりこの二次流れを捉えることが設計評価には不可欠である。そのため、より多くの計算格子点数を確保することが望ましく、設計用計算としては計算規模が大きい。

2.4.2 0次設計

前節では、遠心型の設計を元に圧縮機の入口・出口条件の決定、及び動翼設計を実施してきた。翼の損失等に



図8 インペラ概観図 (0次設計)

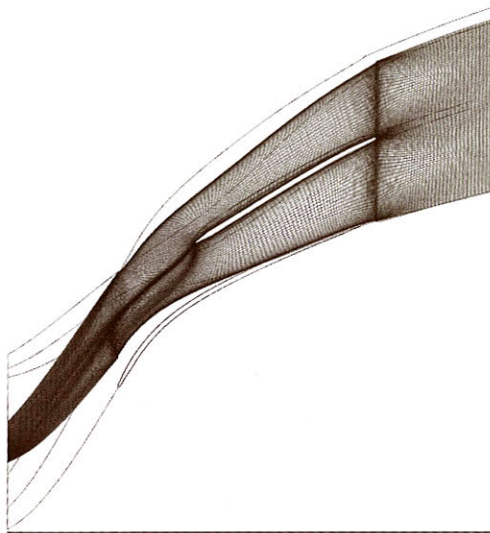


図9 0次設計の計算格子

については可能な範囲で考慮しているが、設計上では損失以外にも羽のリーディング・エッジにおける誘起角度や、チップ・クリアランスの影響なども加味しなければならない。これらの設計への影響は、通常実験データにより補完されるものである。本研究では並列大型計算機を用いたNS数値計算により設計の妥当性を検証することで実験による検証プロセスを省略し、計算結果をフィードバックすることで改良を加えていくこととした。また、この検討過程では空力的見地だけでは不十分なため、構造解析も平行して実施した。

図8に、第0次として設計した動翼(インペラ)の概観図、及び図9計算に用いた格子を示す。第0次設計は、空力的な成立性及び、羽の強度の検討を実施するための形態であり、本設計を元に、空力的、構造的の両見

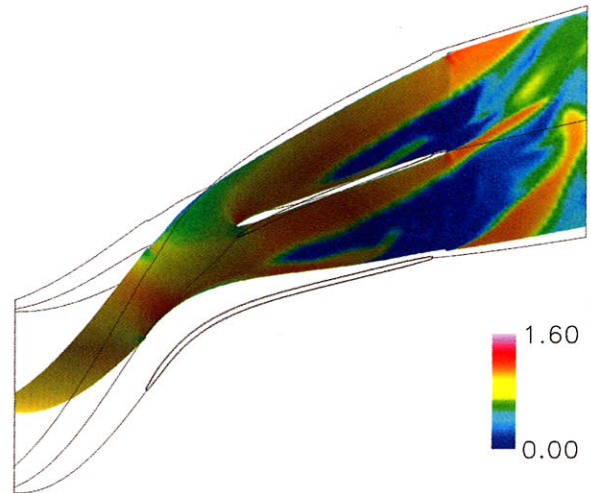


図10 動翼ミッドスパン付近のマッハ数分布 (0次)

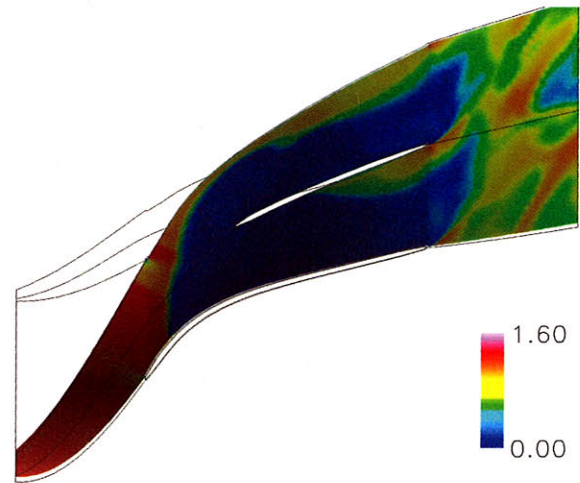


図11 動翼チップ付近のマッハ数分布 (0次)

地から設計を進めていくこととなる。

初期設計の全羽枚数は14枚、半羽(スプリッター翼)は14枚としており、羽形状は全羽の前半部分は軸流圧縮機の形態に近く、後半部分はほぼ遠心力による圧縮となる。ケーシングと翼端の隙間(チップ・クリアランス)の目標値は0.5mmである。

図10は計算の結果得られた、インペラ内の相対マッハ数分布を示している。羽のミッドスパン付近のマッハ数分布から、全羽のリーディング・エッジ付近では、背面で流れが加速されている様子が観察され、軸流圧縮機に近い流れとなる。全羽及び半羽の後半の背側では比較的広範囲に渡って低マッハ数領域が存在している。この領域は、図11に示すように、チップ・クリアランスからの二次流れにより形成された低マッハ数域である。図12のインペラ前方からの視点の可視化では、チップ・クリアランスからの二次流れの影響が、流路の

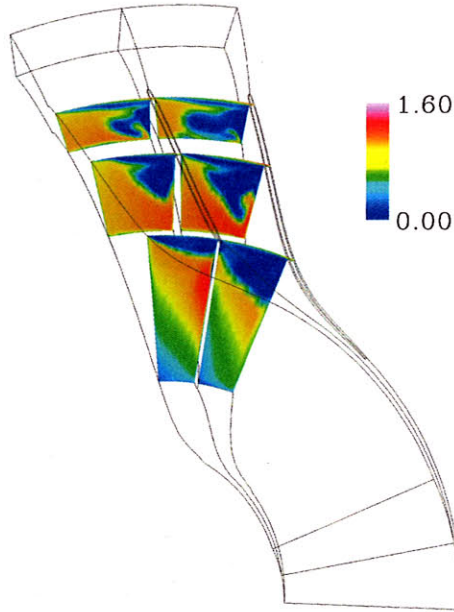


図12 インペラ内の相対マッハ数分布 (0次)

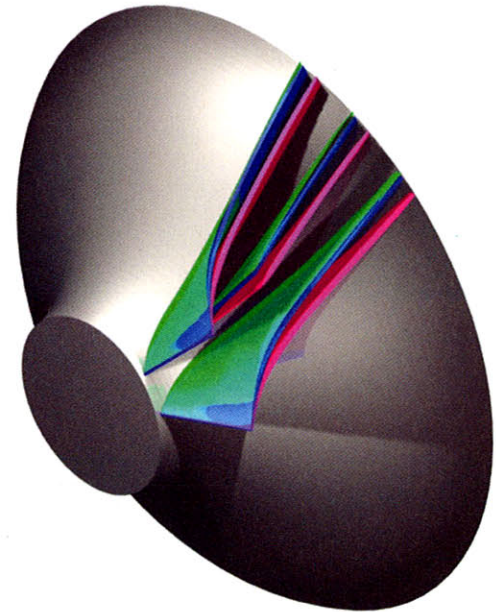


図13 0次, 1次及び4次設計の比較

広範囲に渡って及んでいることがわかる。

本初期設計では、設計流量において動翼のみで約9の圧力比を達成することができ、現状の羽形状の設計手法で目標性能を達成可能であることが確認できた。しかしながら、構造的な成立性が問題となり、次の1次形態の設計を実施した。なお、数値計算はある程度設計が定まった段階で実施しており、その間には多数の試行錯誤が行われているが、本論文では数値計算を実施する段階に至った幾つかの設計について言及することとする。

2.4.3 1次及び4次設計

1次設計では、0次設計を元に以下の点を変更した。

- a. 翼厚の増加
- b. 出口における静圧の上昇（反動度の増加）
 - a. は構造上の問題であり、基本的には羽の強度を増すためハブ面における翼厚を増加させた。翼高方向の厚み分布は、ハブ面からチップ面まで単純に翼高に比例して減少する分布を持たせているが、構造上成立する範囲において流れの様子に応じて翼の厚み分布を変化させた方が効率を向上するものと考えられる¹⁷⁾。しかしながら、翼高さ方向の厚み分布の詳細な検討は初期設計の範疇を超えること、また時間的な制約もあることから本設計では単純な厚み分布を選択した。b. に関しては、出口に配置されるディフューザーの負荷を低減することを目的に実施した。具体的には、全羽の前半における圧力比の上昇と、全羽及びスプリッター翼の出口の流出角度の変更である。反動度を上げるために、出口付近の羽に0次設計と比較して、Backward角をやや強く持たせることとした。このため、静圧は上昇

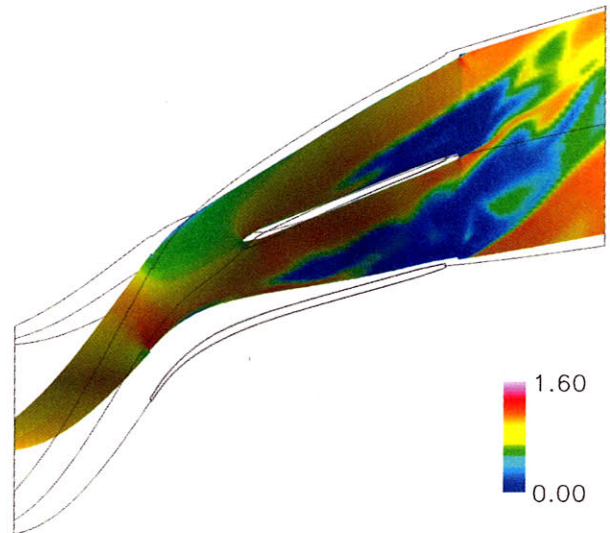


図14 動翼ミッドスパン付近のマッハ数分布 (1次)

することとなるが一方で全圧は低下するため、回転速度を上げる必要に迫られる。しかし、過度な回転速度の増加は構造的にも困難であるため、1次設計では回転速度の上昇を抑えつつ圧力比を保つため、全羽の前半部分において負荷を上げることとした。具体的には全羽のリーディング・エッジ付近のそりを増加させた。図13に0次設計と1次設計の羽の比較を示す。図中青色の羽が0次設計、赤色の羽が1次設計であり、全羽のリーディング・エッジは一致するように描いている。また、羽の設計手法は0次設計と同様である。

図14に計算の結果得られた、1次設計のマッハ数分布を示す。ミッドスパン位置のマッハ数分布に着目す

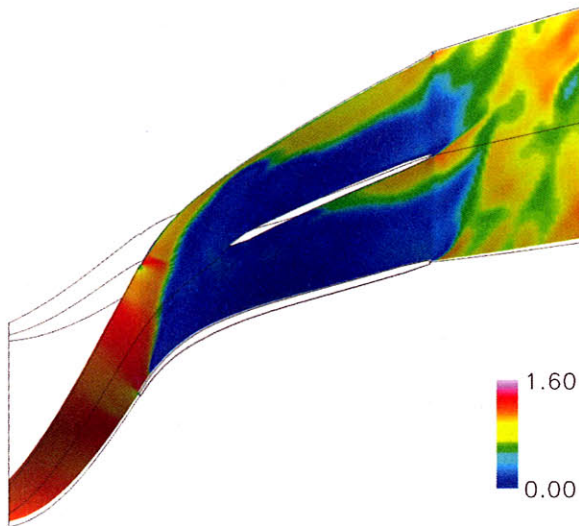


図15 動翼チップ付近のマッハ数分布（1次）

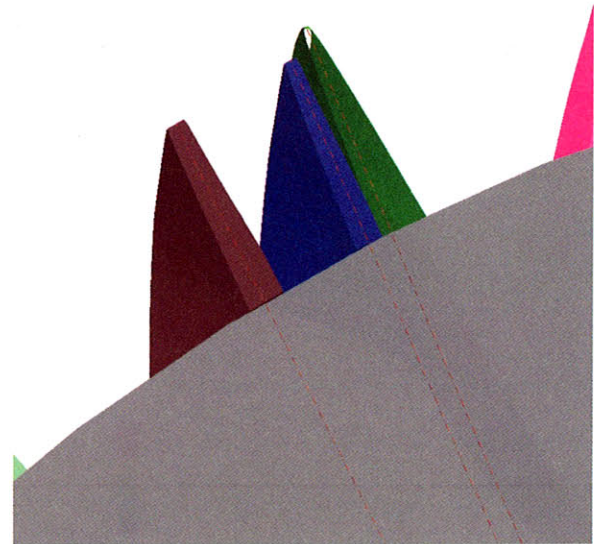


図16 4次設計の rake angle

表3 全羽SS側の流量に対するPS側流量の比

	全羽SS	全羽PS
0次設計	1.000	1.427
1次設計	1.000	1.502
4次設計	1.000	1.379

ると、0次設計と比較して全羽前半部分で流れが加速され、当該個所の負荷が増大していることがわかる。一方で、前半の負荷が上がったことから、チップ付近ではクリアランスからの流れの影響が顕著になり、0次設計の全羽よりも更に翼前縁付近から二次流れが生じていることがわかる(図15)。この影響のため、圧力比は全圧比で0次設計よりも僅かに低下した。翼厚みの増加の影響は、今回の修正の範囲ではリーディング・エッジ付近の負荷の増加の影響と比較して小さく、結果として単純に動翼前半部分の負荷を増加させることは、動翼後半の流れに良い影響を与えないことがわかった。

ここで、0次設計、1次設計の計算結果に共通して、ミッドスパン付近の二次流れ分布の様子が半羽を境に、全羽の負圧面側(SS)と圧力面側(PS)で大きく異なることがわかる。図12において、全羽負圧面側の方が、圧力面側よりも二次流れの影響が広範囲にわたっており、半羽で仕切られた全羽の負圧面側と圧力面側の流路に静圧差、すなわち流量差が生じていることが予想される。表3は、半羽のリーディング・エッジにおいて、回転軸に垂直な平面内において算出した、全羽の圧力面側、負圧面側の流量を示している。全羽の圧力面側の流量に対する負圧面側の流量比を表しており、0次設計では、全羽圧力面側の流量は、負圧面側と比較して、約1.427倍、1次設計ではさらにその差が大きくなり、1.502倍の流量が流れていることがわかる。1次設計で

は、0次設計と比較して全羽のリーディング・エッジの負荷が高いため、負圧面側の流れが加速され、流量差が大きくなったものと考えられる。流量差が大きくなると、羽の振動などの問題にも関わってくると考えられるため、可能な範囲で是正しておく必要がある。

流量差を改善する手段としては、半羽のリーディング・エッジを、比較的まだ流れが加速されていないインペラ入口近くまで伸ばす形態が考えられる。しかしながら、本斜流圧縮機は、後述するように軽量化を目的に動翼を分割する、二重翼列化を念頭に置いている。このため、設計上これ以上半羽を前方に延長することは困難であるため、以降の設計では、半羽のリーディング・エッジをわずかに全羽圧力面側に近づけるとともに、そりを小さくすることで、全羽圧力面と半羽が形成する流路の入口を狭めることにより、流量差を改善することとした。さらに、出口における静圧分布を一樣に近づけるために、出口付近における羽にrake angleを持たせるとともに、全羽の先端の負荷は、1次設計並にまで落とした。ここでrake angleはハブ面に対する羽の傾斜角度である。図16は圧縮機出口付近の羽を圧縮機後流側から見た図を示しており、図中、一点鎖線は圧縮機の中心を通る直線を示している。0次設計、1次設計では羽の中心を一点鎖線が通るものの、rake angleを付加した4次設計では一点鎖線は羽の中心を通らない。一方で、過度なrake angleの付加は羽の強度を低下させるため、4次設計で付加した角度は数度である。また、0次設計、1次設計と羽の設計に使用してきたAndersonらの設計手法ではrake angleを付加できないため、4次設計からの羽の設計コードはオリジナルなものを利用した。新たにプログラムしたコードは、Andersonらの設計手

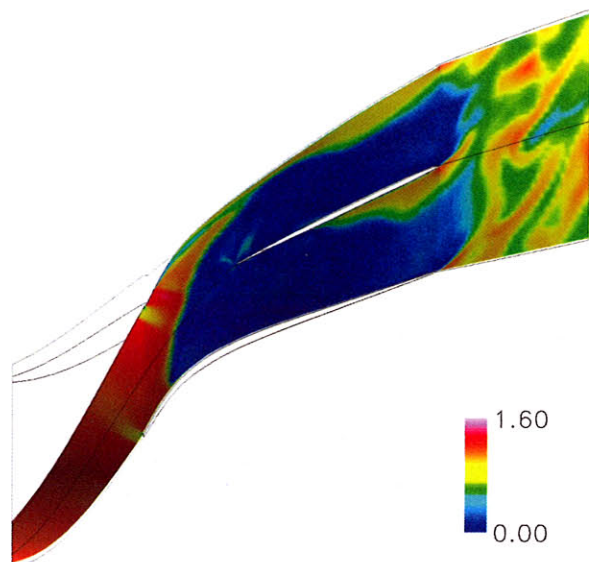


図17 チップ付近におけるマッハ数分布 (4次)

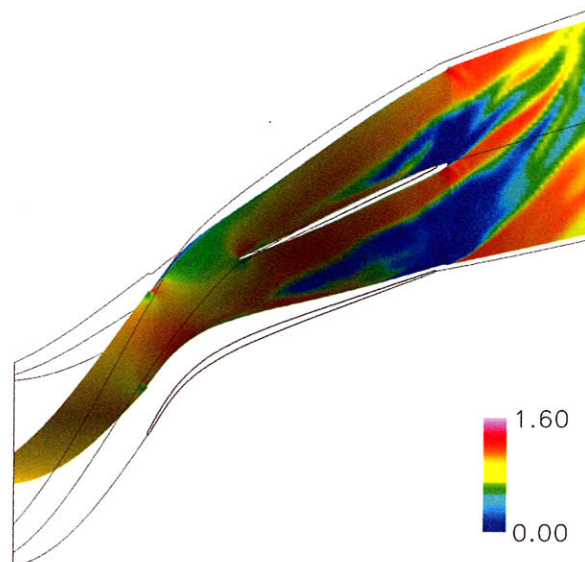


図18 ミッドスパン付近におけるマッハ数分布 (4次)

法が、任意の曲面を動翼ハブ面及びチップ面で切断して羽を形成するのに対して、子午面上に任意の羽の形状を直接スタッキングして形成できるようにしたものである。図13には第4次設計の羽の形状も、図中に緑色で示している。全羽のリーディング・エッジ付近の形状は、ほぼ0次設計(青色)と同様であるが、出口付近ではrake angle付加のため、0次設計と比較するとやや羽がハブ面に向かって傾斜した形状となっている。また、半羽のリーディング・エッジが0次設計と比較して全羽圧力側に近づいている。なお、途中2次設計、3次設計も存在するが、試行錯誤の段階であり、数値計算の結果、大きく流れが動翼内で閉塞したり、圧力比も5程度等しか達成できない設計であったため省略する。

最終的に4次設計の改良点についてまとめると、

- a. 半羽の形状変更
- b. 全羽の前縁負荷の低減
- c. 動翼出口における rake angle の付加となる。

図17, 18は4次設計における、計算の結果得られたマッハ数分布を示している。全羽のリーディング・エッジ付近におけるマッハ数分布は、0次設計とほぼ同様となり負荷が低減すると共に、特に表3に示すように半羽の圧力面、負圧面の流量の差も前設計に比較して是正された。また、図10, 14及び18を比較すると4次設計における半羽後半の低速領域はわずかではあるが小さくなっており、空力的に改善されたことがわかる。圧力比 (total-to-total) は、設計流量2.15kg/s付近で8.6前後となり、0次設計よりも若干低くなっているが、半羽における流量分配が改善したこと、及び構造的な成立性も踏まえなければ流体機械として成立しないため、

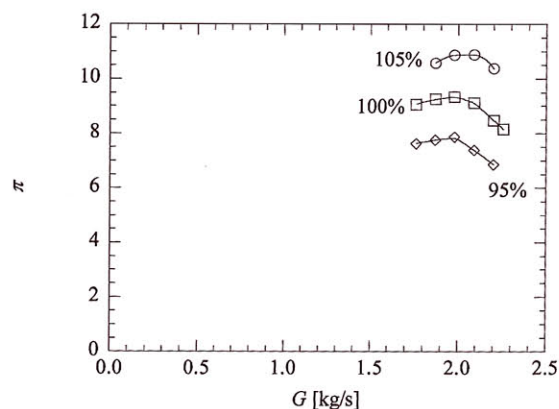


図19 予測インペラー性能

圧力比8を超えた本4次設計で基本設計を終了することとした。

図19は4次設計についてNS数値計算から得られたインペラーの性能曲線を示している。横軸は流量を、縦軸は動翼出口の全圧比 π を示している。また、図中の数値は設計回転速度に対する回転速度の比を表している。105%回転時では圧力比は10を超えるため、構造上許容範囲内であれば、圧縮機出口にディフューザを配置し全圧の低下が生じた場合でも、十分その低下分を補うことができるものと考えられる。また、図中95%と100%回転において、作動範囲に大きな差がみられないが、これは固定式IGVを設置していることによる入口状態の変化(迎え角の変化)の影響に加えて、出口に動圧を静圧に変換するためのディフューザーが設置されておらず、動翼直後のハブ面における流れの剥離などが影響しているためと考えられる(計算では出口の境界条件の影響を考慮し、ディフューザーの出口面まで

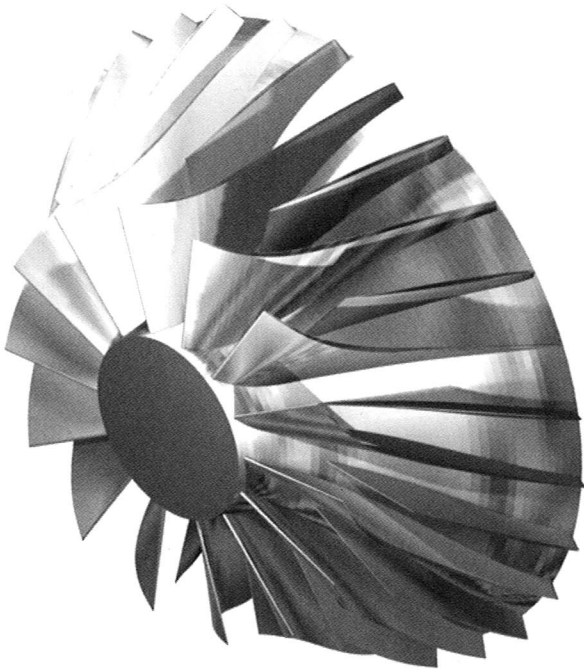


図20 4次設計インペラー

を計算領域とした)。本動翼の下流にさらにディフューザを設置した場合、図19の作動範囲はさらに縮小する可能性もあるが、コア・エンジンは一定回転数作動が前提のため^{6), 7)}、必要な作動範囲の拡大については今後の設計の課題とした。

2.5 二重翼列化

最終的な圧縮機の動翼形状は、図20に示すような形状となった。続いて、斜流型圧縮機インペラーの重量を低減する必要がある。重量増加は、遠心型と比較して斜流型圧縮機の軸方向長が長く、ハブ内面の構造材が中実であることに起因している。内部を強度上耐えうる範囲で中空化すれば良いが、このためには翼を切断する必要が生じ、翼表面上に不連続面が生じてしまう。そこで、ハブ内径を中空にするために翼を図21のように切断し、組立の際は元の翼のキャンバーラインを保つのではなく、意図して二重の翼列としてくみ上げる、二重翼列化を実施することとした。物理的には、一枚の翼で転向していた流体を、二枚の翼で転向することになる。ここで、これ以降、二重翼列化した場合の上流側に位置する翼列をインデューサー、下流側の翼をエクスデューサーと呼ぶこととする。なお、前節までの圧縮機の図と本節以降の圧縮機の図は、回転方向が逆転しているが、これはこれまでのJAXAにおけるエンジン開発は右回りの慣例があり、これに沿ったためである。

二重翼列化に近い概念としては、橋本によるタンデム翼列の軸流圧縮機の研究¹⁸⁾があり、特に二つの翼列

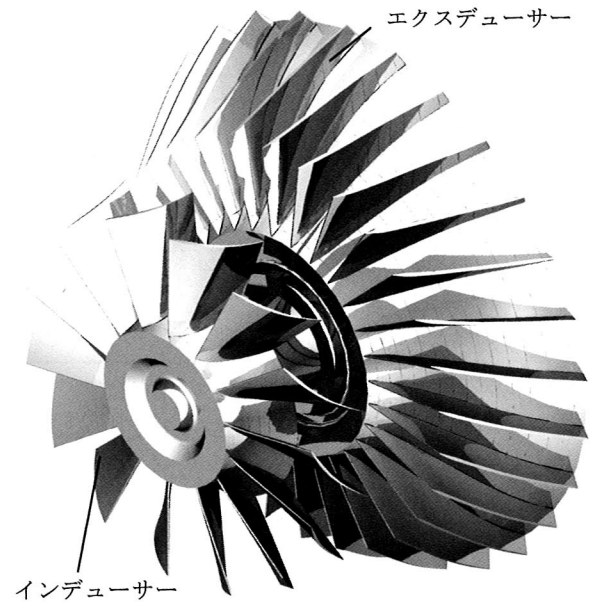


図21 二重翼列斜流型圧縮機

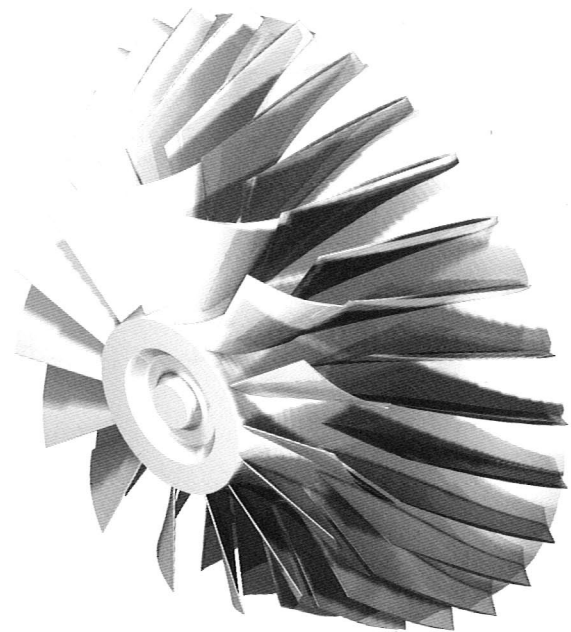


図22 二重翼列化した圧縮機

の相対位置により、同じ回転数でも圧縮機の圧力比が向上することを示している。ここでは、「タンデム翼」とはインデューサー翼とエクスデューサー翼の枚数が等しい場合を指すものとし、二重翼列化は翼枚数が異なる場合を指すものとする。遠心型についてはRobertsらが、やはり翼を切断し、前後の翼の相対位置を種々の値に変更して数値計算により検証を行っている¹⁹⁾。彼らの検証結果によれば、二重翼列化した場合の比較では、前後の翼の配置は、元の翼のキャンバーライン上に置いた場合に最も圧力比が向上し、一方で元の翼の性能

と比較すると、効率、圧力比の観点で下回ったと報告している。しかしながら、タンデム翼列化、或いは二重翼列化後の性能はオリジナル翼の設計に大きく依存するため、Boyceらがタンデム化した場合に効率が向上したとの報告もある²⁰⁾。特に遠心型の場合は、翼入口での負荷よりも、出口側の負荷が圧倒的に高く、タンデム化は、エクスデューサー翼後半での剥離の抑止などに作用しているように考えられる。

一方で、本研究での斜流型圧縮機は、二重翼列化した場合、インデューサー部分はほぼ軸流の形態であるといっても差し支えない。このため、翼を切断した後、インデューサー翼となる前半部分の翼の後端を成形し、軸流翼に近い形態とした。同様に、エクスデューサー翼の前縁もなめらかに成形を施した。

遠心型の二重翼列化では、上述のRobertsらのように二重翼列化する前の翼と同じキャンパーライン上に、インデューサーとエクスデューサーを配置することが望ましいとの結果もあるが、インデューサー部分が軸流圧縮機に近い働きをする本圧縮機では、クロッキング角を設けることとした。クロッキング角度は、Robertsらが翼ピッチの数%のクロッキングで、その効果を得ていることから、動翼回転方向にエクスデューサーをピッチの5%分とした。このような配置にすることで、インデューサーの圧力面から流出する流体は、エクスデューサーの負圧面に入り、流れの剥離が抑制される効果が期待できる。

一方で、クロッキングは圧縮機の性能に影響を与えるものの、劇的に変化させる変更ではない¹⁹⁾。本圧縮機での二重翼列化の目的は、第一に軽量化であることから、上述のクロッキング角度を定めて、設計を終了した。なお、圧縮機内部の中空化は、当然のことながら構造解析との連成が必要不可欠であり、本研究では初期の検討として内部を図23に示す如く、矩形にくりぬくことで軽量化を果たした。この作業によりおおよそ5%の軽量化が達成されたが、中空化構造に関しては未だ十分検討の余地がありこの点に関しては今後の研究課題である。図22, 23に最終的な圧縮機の概観図を示す。

4. おわりに

クラスターファン・エンジンのコア・エンジン用圧縮機として二重翼列斜流型圧縮機の設計を、三次元NS数値計算を用いて行った。本設計では、従来の遠心型の設計法を独自に拡張し、設計の妥当性の評価には、現在の設計用としては比較的計算規模の大きい計算を実施した。加えて、インペラ軽量化のために二重翼列化を試み、斜流型の持つ重量増の欠点を補うこととした。本論

文では試作機による試験は実施していないが、数値計算による設計評価により、幾つかの空力上の設計不備を明らかにしており、特に全羽リーディング・エッジ付近の負荷増大のみによる、反動度向上の試みは動翼後半で大きな流量の変動を招くことがわかった。このような仔細な変更による性能変化の検証も、実験を実施することなく相対的な評価が可能となり、数値計算を活用することで時間・コストにおいて多大な省力化が図られたといえる。ファン駆動部についても数値計算を併用した設計を進めており、これらについても今後報告していく予定である。

謝辞

本圧縮機を設計するにあたり、コア分離型エンジン及びクラスターファン・エンジンを考案された元JAXA・齊藤喜夫氏には、設計指針並びに空力的見地から多大なご助言とご協力を頂いた。ここに記して謝意を表す。

文献

- 1) Small Aircraft Transportation System (SATS). <http://sats.nasa.gov>.
- 2) General Aviation Propulsion (GAP) Program, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/AST/GAP/>
- 3) Y. Saito, N. Sugiyama, M. Endoh and Y. Matsuda, Conceptual Study of Separated Core Ultrahigh Bypass Engine, *J. Propulsion and Power.*, Vol.9, No.6, (1993), pp.867-873.
- 4) 齊藤喜夫, 遠藤征紀, 松田幸雄, 杉山七契, 菅原昇, 山本一臣, コア分離型ターボファン・エンジン, 航空宇宙技術研究所報告TR-1289, (1996).
- 5) 齊藤喜夫, 遠藤征紀, 松田幸雄, 杉山七契, 渡辺実, 菅原昇, 山本一臣, 高速VTOL機の概念検討, 航空宇宙技術研究所報告TR-1290, (1996).
- 6) 齊藤喜夫, 松田幸雄, 遠藤征紀, クラスターファン・エンジン, 第43回航空原動機宇宙推進講演会, 2B-11, (2003).
- 7) 岩瀬識, 齊藤喜夫, 松田幸雄, 高圧チップタービン駆動ファン, 日本ガスタービン学会誌, vol.33, No.1 (2005), pp.45-51.
- 8) 大山耕一, 松木正勝, 鳥崎忠雄, 菅原昇, 流線法による多段軸流圧縮機の空力設計, 日本ガスタービン学会誌, vol.17, No.66, Sept. (1989), pp38-51.
- 9) Lewis Research Center, Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors, National Aeronautics

- and Space Administration (NASA), SP-36 (1965).
- 10) 濱島操, ガスタービン設計, 近代工学出版(1965), pp.102-103.
 - 11) C. Rodgers, The Efficiencies of Single-Stage Centrifugal Compressors for Aircraft Applications, ASME-91-GT-77.
 - 12) F. J. Wiesner, A Review of Slip Factors for Centrifugal Impellers, *J. Engineering for Power*, Oct. (1967), pp.558-572.
 - 13) 社団法人日本航空宇宙工業会・革新航空機技術開発センター, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書・斜流圧縮機の研究, 3月(2004).
 - 14) R. Mönig, W. Elmendorf and H. E. Gallus, Design and Rotor Performance of a 5:1 Mixed-Flow Supersonic Compressor, *J. Turbomachinery*, vol.115 July(1993), pp.565-581.
 - 15) R. J. Anderson, W. K. Ritter and D. M. Dildine, An Investigation of the Effect of Blade Curvature on Centrifugal-Impeller Performance, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), TN-1313 (1947).
 - 16) W. Goldstein, Design and Performance of Experimental Axial-Discharge Mixed-Flow Compressor, I—Impeller Design Theory, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), RM-E8F04 (1948).
 - 17) M. Oana, O. Kawamoto, H. Ohtani and Y. Yamamoto, Approach to High-Performance Transonic Compressor Design, *J. Propulsion and Power*, vol.20, No. 1, Jan.-Feb. (2004), pp.164-170.
 - 18) 橋本啓介, タンデム翼を用いた圧縮機構造, 特許公開平11-22486.
 - 19) Douglas A. Roberts and Suresh C. Kacker, Numerical Investigation of Tandem-Impeller Designs for a Gas Turbine Compressor, *Trans. ASME*, vol. 124, Jan(2002), pp.36-44.
 - 20) M. P. Boyce and A. Nishida, Investigation of Flow in Centrifugal Impeller with Tandem Inducer, Tokyo Joint Gas Turbine Congress (1977), Paper No. 43.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-005

発行 平成19年3月23日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2007 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

