ISSN 1349-1113
JAXA-RR-10-002

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

低騒音ファン(基本型)の設計

正木　大作,　二村　尚夫,　西澤　敏雄

2010年6月

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

This document is provided by JAXA.

低騒音ファン（基本型）の設計 *

正木　大作 *1，二村　尚夫 *1，西澤　敏雄 *1

Design of JAXA TechClean Fan Stage (Base Configuration)*

Daisaku MASAKI*1, Hisao FUTAMURA*1 and Toshio NISHIZAWA*1

Abstract

JAXA Jet Engine Technology Research Center has been promoting TechClean project which aims to suppress noise level, reduce exhaust gas emission and decrease CO2 discharge in turbofan engines. As part of the study, its turbomachinery technology section has been conducting research and development of turbomachinery components with higher loading to decrease CO2 production. Although the fan and the compressor don't produce CO2 itself, the overall pressure ratio (OPR) they bring is a key variable affecting the efficiency of the engine cycle, hence the higher OPR achieved by the higher loading enables the lower fuel consumption, leading to lower CO2 production. Moreover their weight and number of components accounts for considerably a large part in the engine, the former being related to direct operational cost including fuel consumption while the latter being involved with production/maintenance cost. So the reduction in the weight and the number of parts with higher loading blades contributes to diminishing CO2 discharge in the end. On the other hand such high loading fans/compressors tend to lower efficiency and narrower stable operating range as a whole. These issues must be addressed for such high-loading fan/compressor to be practical and to achieve total CO2 reduction. JAXA has developed 1400ft/s tip-speed-class TechClean fan (base configuration) to treat various problems mentioned above and validate techniques to improve efficiency, stall margin and noise generation while achieving much higher loading. The design process of JAXA TechClean fan stage is reviewed in this report.

概　要

JAXA ジェットエンジン技術研究センターでは，ターボファンエンジンの騒音レベル低減，排気エミッション削減，CO2 排出抑制を目指してクリーンエンジンプロジェクトを推進している．ターボ要素技術セクションでは，上記 CO2 排出抑制技術開発の一環として，ターボ要素の高負荷化の研究を実施している．ファン・圧縮機はそれ自体で CO2 を生成する訳ではないものの，それがエンジンにもたらす総圧力比 (OPR) は，エンジンサイクル効率に影響する主要な変数の一つであり，OPR を向上させることは燃料消費の削減，ひいては CO2 の排出抑制につながる．またファン・圧縮機の航空エンジンに占める重量と部品点数は大きな割合を占め，前者は燃料消費を含めた直接運航コスト，後者は製造／メンテナンスコストに関係している．したがって高負荷化によりこれらを低減することは最終的には CO2 排出抑制に寄与する．一方，そうした高負荷ファン・圧縮機は概して，効率が低く，安定作動範囲が狭くなる傾向がある．このような高負荷ファン・圧縮機を実用化して全体的な CO2 排出抑制を達成するためには，これらの課題をあらかじめ解決しておく必要がある．JAXA は上述のようなさまざまな課題に対処し，高負荷化を達成しつつ，効率や失速余裕，騒音発生を改善するための技術を実証するため，チップ周速 1400ft(426m/s) 級の低騒音ファン（基本型）供試体を開発した．本報告書では低騒音ファン（基本型）の設計過程について検証する．

*　平成 22 年 4 月 6 日受付 (received 6 April 2010)

*1　研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
（Jet Engine Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate）

This document is provided by JAXA.

1. はじめに

経済産業省・NEDO による環境適応型小型航空機用エンジン研究開発 (小型エコエンジンプロジェクト) では，ジェットエンジンの直接運航費低減のため CO2 排出削減を目指した圧縮機要素等のシンプル化技術の研究開発を実施しており，JAXA は同プロジェクトとタイアップして、同プロジェクトの研究開発の支援と，必要となる大型試験設備の整備を担うとともに，JAXA 独自の研究として，小型エコエンジンクラスの旅客機用エンジンに適応可能な，より先進的なエンジン環境技術を開発するクリーンエンジンプロジェクトを推進している．クリーンエンジンプロジェクトの技術目標は，現行小型リージョナルジェット機用エンジンに対して，騒音レベル低減，排気エミッション削減，CO2 排出抑制の 3 項目についてそれぞれ技術目標値を設定し，技術的解決を図ることとなっている．

ジェットエンジン技術研究センターターボ要素技術セクションでは，上記 CO2 排出抑制技術開発の一環として，ターボ要素の高負荷化の研究を実施している．ファン・圧縮機がエンジンにもたらす総圧力比 (OPR) は，エンジンサイクル効率の主要な変数の一つであり，OPR を向上させることは燃料消費の削減，ひいては CO2 の排出抑制に繋がる．またファン・圧縮機の航空エンジンに占める部品点数と重量は大きな割合を占め，前者は製造／メンテナンスコスト，後者は燃料消費を含めた運航コストに直接関係しており，これらを低減することは最終的には CO2 抑制に行き着く．OPR を向上させつつ，同時に部品点数と重量を削減するためには，航空エンジンのファン・圧縮機の一層の高負荷化による大幅な段数削減が求められる．しかし，そうした高負荷化設計では，高効率を維持する事が難しく，また一般的に失速やサージといった非定常不安定現象に対する安定作動範囲のマージン (余裕) が減少する傾向があり，エンジンの高効率化と安定動作を確保しながらトータルの環境適応特性を向上させるためには，これを設計段階で解決する事が必要である．

クリーンエンジンプロジェクトのターボ要素高負荷化の研究ではこの課題に取り組んでおり，このような高負荷化技術／失速余裕拡大技術／低騒音化技術を開発実証するための試験に用いられる低騒音ファン（基本型）供試体の設計製作を H16 年度以来進めてきた．H20 年度末にファン供試体本体が完成し (図 1)，H21 年度中にシステム整備を含め供試体を回せる段階に至ったので，同ファンの空力設計などを中心に解説する．



図 1　低騒音ファン (基本型) 供試体

2. 試験設備

航空推進 3 号館に整備された回転要素試験設備内の，低騒音ファン (基本型) 供試体用 2.2MW 系の全体図を図 2，駆動系外観を図 3 に示す．ダイレクトコネクト方式のオープンループリグ試験設備である．航空推進 3 号館屋上から大気圧で吸い込まれた空気は吸気ダクトを通り 5 段の整流金網を備えた全長 4m, 直径 2.5m の整流チャンバーに導かれ，ベルマウス付流入ダクトを通してファン供試体に流入する．供試体からの流出空気は，径方向流出の排気集合管に導かれ，集合管内に背圧の周方向分布が生じるのを最小限に抑えるため対称構造をした分岐管を経て排気系配管により一箇所に集められ，流量調整用主弁／微調弁，またストール回避用の緊急放風弁等排気弁類により流量を調節され，後部排気ダクト内に設置されたオリフィスにて流量を計測された後，屋外へと放

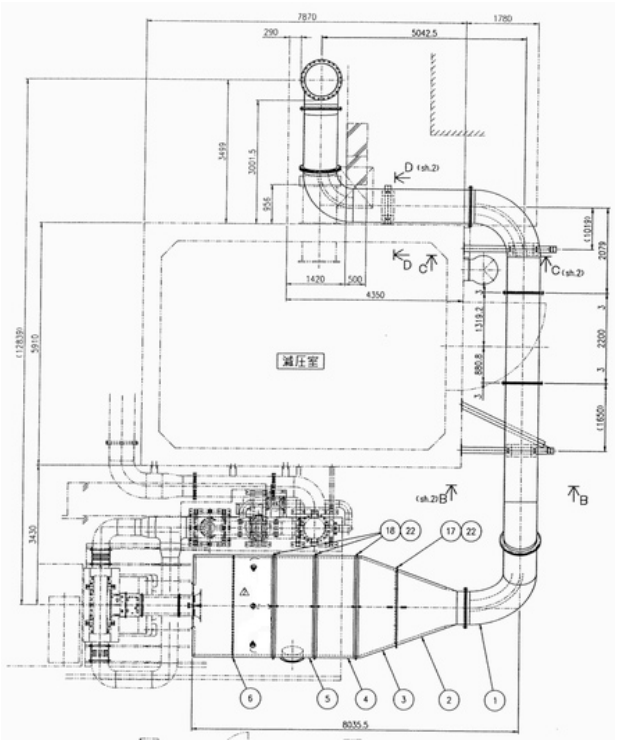


図 2　回転要素試験設備 2.2MW 系全体図

This document is provided by JAXA.



図 3　回転要素試験設備 2.2MW 駆動系

出される．

供試体はインバーター駆動の 2.2MW の電動機によって駆動され，間に介した増速機によって所要の回転数まで増速される (max17424rpm).

3. 設計手順

設計目標　従来，教育機関やあるいは公共の研究機関で実施される圧縮機要素の基礎研究は低速の亜音速圧縮機を用いたものが多い [1, 2]．これらの研究からはストールやサージといった非定常不安定現象の理解を深めるのに役立つ貴重な知見が得られてはいるものの，その成果を実際に現用航空機に使用されている航空エンジンの高速ファン・圧縮機の高負荷化／失速余裕拡大／低騒音化に直接フィードバックするのは難しかった．またクリーンエンジン技術が目標としているのはリージョナルジェット機用エンジンであり，エコ意識の高まりから騒音問題がクローズアップされているため，研究用には，これを想定した実機レベルの高速の遷音速ファンが望ましい．形状としては実物大が最も好ましいものの，例えば代表的なリージョナルジェット用エンジンである CF34 のファンの場合直径 1m，空気流量も 100kg/s 前後にもなり，設備側からの制限である駆動最大出力 2.2MW が最大の制約となる．また電動機や増速機の機械損失，さらに夏場などホットコンディションでの運転を考慮すると，SLS 条件での設計回転数におけるストール点付近での最大所要動力をインバーター最大出力 2.2MW の 80% 程度の 1.8MW 程度に抑える必要があった．一方，このファン供試体が用いられる研究の主目的はターボ要素の高負荷化の研究であるため，現用のリージョナルジェット用エンジンのファンと比較して同等かそれをやや上回る程度の周速を持つ高負荷ファンである必要がある．現用航空エンジンのファンと相似則などを基に比較検討した結果，設計されるファン直径は 50cm，ファンチップ周速は 1400ft/s(426m/s) と定められた．これにより SLS 状態での設計回転数は 16,300rpm となる．この形状は偶然にも NASA Fan Rotor67 に極めて近いものとなった．目標設計点圧力比は 1.626，目標効率は 87.4%，低圧圧縮機や高圧圧縮機など後段からの要求がないため，径方向段出口全圧分布は一様とし，またファンハブチップ比は，これも代表的な現用エンジンのファンを調査の上 0.35 に設定，これらからハブランプ角は比較的穏当な 20° とすることにした．これらの基本パラメーターを基に，後述するように準三次元流線曲率法に基づく計算コードに初期値として，翼枚数，各段の流面分布，各流面上での流れ角分布等を与えることによって，所要の総圧力比，効率，段出口全圧分布，ディフュージョンファクター ($D = 1 - V_2'/V_1' + \Delta V_\vartheta'/2\sigma V_1'$) 分布や損失分布が妥当な結果が得られるまで繰り返し計算を行った．これらの予備設計から得られた結果を表 1 にまとめる．

計算コード　設計段階において用いられて計算コードの概略は以下の通り．

準 3 次元流線曲率法：まず翼を設計する上で最も基本的な速度三角形を得る為に，準 3 次元流線曲率法を用いた．本解析法は，一般的な Wu[3] の子午面流れが S2- 面に沿うと仮定した手法と異なり，支配方程式を周方向に厳密に平均化することによって導出される子午面上の 2 次元問題への定式化に基づいている [4]．質量保存，運動量保存，エネルギー保存の式を厳密に周方向平均化することによって得られる平衡方程式は，Wu の手法と

表 1　設計パラメーター

項目	パラメーター値
Tip 周速	1,400ft/s(426m/s)
ファン外径	500mm
回転数	16,300rpm
ハブチップ比	0.352
設計流量	32.5kg/s
ファン動翼圧力比	1.626
動翼効率	87.4%
ファン駆動動力	1,604KW
段圧力比	1.6002
段効率	84.6%
動翼 Tip 流入 Mach 数	1.41
動翼枚数	22
静翼枚数	58
動翼 Tip Solidity	1.36
静翼 Tip Solidity	1.58
動翼 Tip D-Factor	0.39
動翼 Hub D-Factor	0.36
静翼 Tip D-Factor	0.35
静翼 Hub D-Factor	0.56

This document is provided by JAXA.

異なり，翼前後の圧力差によって生じる体積力だけでなく，翼枚数の有限性から生じる非軸対称性効果も含んでいる．この場合 S2- 面の仮定は不要であり，翼列の効果は厳密に考慮されている．周方向平均にはピッチ平均と密度加重平均を用いている．得られた平衡方程式は子午面内に任意に配置され得る準直交面上に沿って，流線曲率法で解かれる．このため，任意の種類のターボ機械に適用可能である．この際，上述したように，翼負荷は翼枚数や翼前後の流れ角分布等の設計パラメーターとして入力されることになる．なおこの種の計算法に必要なロスモデルとしては，実験で得られたデータを用いた．本計算法を用いて，所要流量，圧力比，効率などの設計目標値，また失速余裕が得られる最適な速度三角形分布が見つかるまで繰り返し計算を実施した．得られた流線を図 4，ファン動翼速度三角形を図 5，ガイドベーン静翼速度三角形を図 6 に示す．

翼型生成コード：翼生成は上記準 3 次元流線曲率法で得られた速度三角形を基に，各流面上つまり設計断面上にて翼断面 (翼素) を設計し，これをスパン方向に積重して翼型を生成する従来型の手法を用いた．これに用いた翼生成コードは NASA の多重円弧翼作成コード [5] を基に独自に改良したもので，多少自由度の高い翼プロファイルを得られるようにし，且つこの種のコードで一般的な，高いハブランプ角設定時に生じる数値的不安定 [6] に対するロバスト性を高めたものである．計算行程は，1) 翼素の決定，2) 翼素の積重，3) 翼素前後縁での速度三角形修正，4) 後処理の 4 ステップからなる．1) の翼素の決定は前述のように流面上で行われるが，実際には準 3 次元流線曲率法で求まった段前後の径位置を結ぶ円錐面の局所座標系上で，得られた速度三角形を満たすように翼素の定義が行われる．求まった翼素は基本的にその面心位置を基準に積重する．オリジナルのコードでは翼を周方向に線形にリーンさせるようオフセットするオプションも有していた．後述するように，本設計では翼応力レベルが高く，線形のリーンだけでは応力を安全なレベルに下げることが難しかったため，各翼断面を周方向に任意量オフセットするオプションも付加した．2) では得られた翼素を，入力として与えたスロート余裕，偏差角に対する Carter 則 (本設計においては一貫してこれを用いた)，オフセット量などを考慮して積重する．積重後に得られた翼型は，全体座標系では当然最初に定義した断面位置での速度三角形とずれてくるため，3) にて各設計断面での翼素前後縁で速度三角形の再定義修正を行い，修正後 1) に戻り再び翼素の定義を行う．この反復過程を繰り返し，3) の修正による 2) の積重位置の変更がなくなった時点で計算は収束したものとみなし 4)

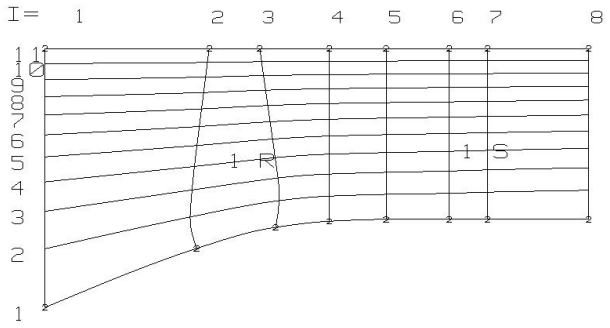


図 4　準 3 次元流線曲率法による設計流面

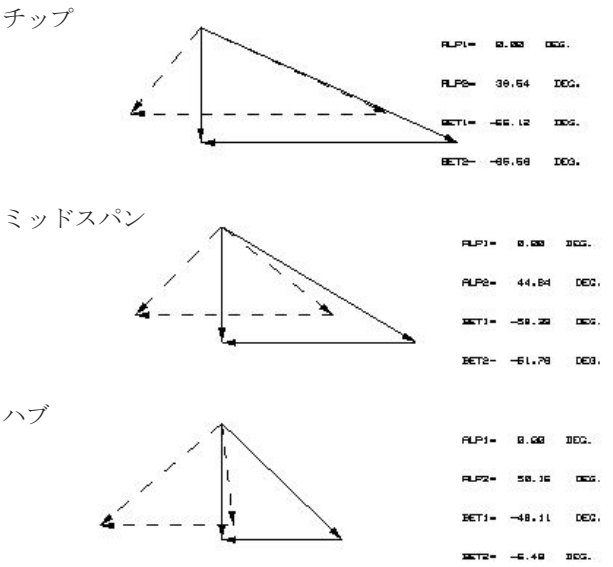


図 5　ファン動翼速度三角形

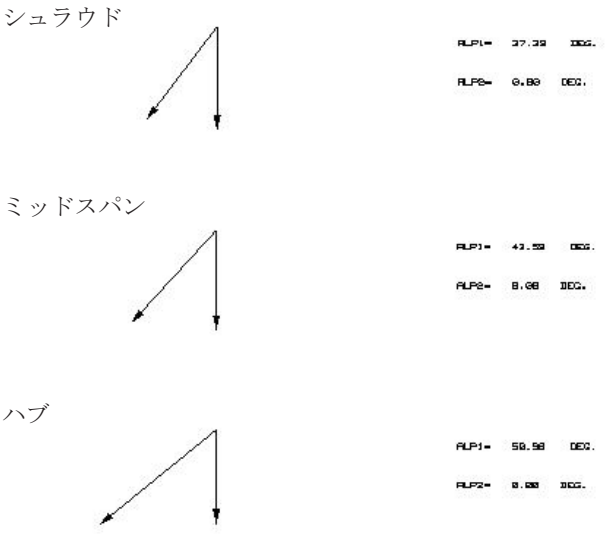


図 6　ガイドベーン静翼速度三角形

This document is provided by JAXA.

で出力を行う．オリジナルのコードでは，ハブランプ角が高い場合，2)，3) の過程で数値的に不安定化し，発散して翼型が得られないことが多いが，上記改良を施した本コードは安定して設計に適用できた．また，任意オフセット後も，数値的不安定を生ずることなく翼を積重でき，翼前後縁での速度三角形の再定義修正も正確に行えていることを確認できている．

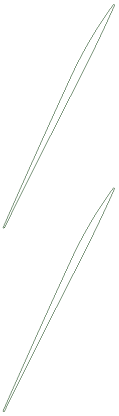
設計用 3 次元翼列流れ解析コード：本設計過程においては，準 3 次元翼列流れ解析コードは一切用いず，直接 3 次元翼列流れ解析コードをもちいて翼型の設計検証をおこなった．用いたのは Dawes コードである [7]. Dawes コードは後述するように，最新の数値手法と比較するとさまざまな制約と欠陥が存在するが，その一方，コードは比較的安定で，ある程度収束は速く計算時間が短い，格子作成が容易で格子生成過程を自動化しやすくさまざまな翼型を試行錯誤する設計過程に向いている，チョーク流量の予測精度は比較的高い，簡易的ではあるが，チップクリアランス効果を取り入れているため，翼端間隙流れの詳細は計算できないものの，その主流への影響とそれに伴う翼列内流れの安定作動範囲は定性的に把握可能，翼型毎の圧縮機マップ形状の相対比較といった定性的予測のみならず，定量的予測も経験則と合わせればある程度可能，などの点から設計過程には本コードを用い，定量的精度の確認はより先進のコードを用いて行うことにした．Dawes コードは離散化手法にセル中心の有限体積法を用い，時間進行を陰的に行い翼列 1 ピッチ分の定常解を得る時間進行法である．支配方程式は翼と共に回転する相対座標系で表された一部簡略化された保存型の Navier-Stokes 方程式で，人口粘性項は Jameson タイプのものを用いている [8]．乱流モデルは 2 層代数モデルである Baldwin-Lomax モデルを採用している [9]．数値的に過大な乱流粘性係数が算出されるのを防ぐため乱流の長さスケールを軸方向翼弦長の 10% で打ち切るように設定している．ファン動翼の計算には周方向 41 ×流れ方向 145 ×径方向 41 の格子を用い，局所時間刻みを用いて残差が初期残差から 3 桁以上落ち，且つ流量変動が 0.5% 以下となった時点で収束解が得られたものとしている．一方 Dawes コードにはいくつか使用上注意すべき欠陥がある．代表的なものは対数則壁関数の公式化が不完全，シュラウド壁での乱流粘性係数の算出が過小，計算時間短縮のためエネルギー保存式にロータルピー一定の仮定を用いているため，静止部位で全温が減少しそのため効率が過大に見積られる，高い格子アスペクト比の格子配分で計算が不安定化する，などである [10]．これらの欠点のため経験則において, Dawes コードは効率で 3 〜 4%，流量で同じく 3 〜 4%，最大圧力比で (失速点がどこまで低流量側に延伸するかによるが) 最大 5% 程度過大に見積ることが判明している．したがって本コードを定量的精度予測に用いるのは注意を持って行わねばならず，本計算においてはあくまで翼型同士の性能相対比較および翼型のふるいわけに特化して用いている．

性能解析用 3 次元多段翼列解析コード：最終的に得られた翼型の性能を精度検証するため，数多くの実用例にて定量性検証済みの非定常 3 次元多段解析 CAS3D コードを用いて定量的な性能精度解析を行った．同コードに関する詳細は [11] などを参照されたい．

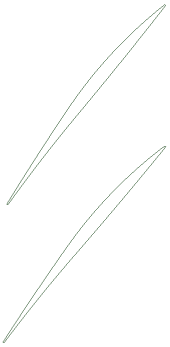
ファン動翼設計　速度三角形とそれに伴う動翼入口出口全圧全温分布など状態量は準 3 次元流線曲率法により求まっている．2 次元翼プロファイルはこれらの状態量と速度三角形が得られるように翼型生成コードによって生成される．チップに向かって翼負荷を抑えるため, チップでのソリディティは 1.37 に設定した．また失速余裕を大きく取るため, 設計点流入 Mach 数 1.4 においてチップ付近でリアローディングの負荷分布となるよう，流入空気が翼背側に沿うインシデンスとなる翼メタル角を設定し，これにより衝撃波が離脱せず翼間内に保持され，且つ隣接翼前縁からの斜め衝撃波が翼コード長の 90% 前後の位置に入射するように最大翼厚および同位置を翼型生成コードで調整した．ハブ側に向かっての翼断面形状は前述のように設計点段出口全圧が径方向に一様となる所要の速度三角形を満たし，且つ高い遠心力による応力に耐えられ，ハブコーナー剥離が設計点で大きくならないように最大翼厚および同位置を滑らかに変化させていった．翼前後縁半径はチップ付近で 0.25mm，ハブに向かっては応力集中を緩和するため 0.55mm となるように設定した．

上記設計断面翼型をそれぞれの面心位置で積重して作成した 3 次元翼型をベース (第 0 次翼) として Dawes コードを用いて CFD による 3 次元設計を行い，翼型の最適化を進めた．ベース翼型ですでに所要の設計点性能，想定する失速余裕などが得られる空力設計上の見通しが立ったため，速度三角形は手を加える必要はなく，問題点は構造設計的に成り立つかどうかと言うことになった．したがって翼の最適化は，主としてベース翼の空力性能を維持できているかどうか設計用 3 次元翼列流れ解析コードで確認しながら，翼の積重方法の調整とそれに伴う各翼素の微調整をおこない，生成された 3 次元翼を後述する構造解析で構造上の各種設計基準を満たすかどうかを検証する反復処理となる．最終的に得られた翼型 (第 9 次翼) の代表的な翼断面と積重図を図 7 に示す．

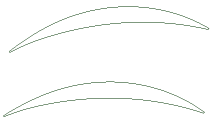
This document is provided by JAXA.



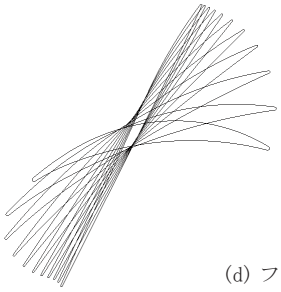
(a) チップ断面



(b) ミッドスパン断面



(c) ハブ断面



(d) ファン動翼積重図

図 7　ファン動翼断面図 (最終翼型)

CFD 設計に用いた解析格子 (チップ付近) を図 8 に示す．格子点数は前述のように 25 万点弱で，計算が収束するまでに，Alpha CPU ベースのワークステーションで 1 ケース 80 分ほどであった．格子は翼表面，ハブとシュラウドのケーシング並びに翼前後縁に集中するよう

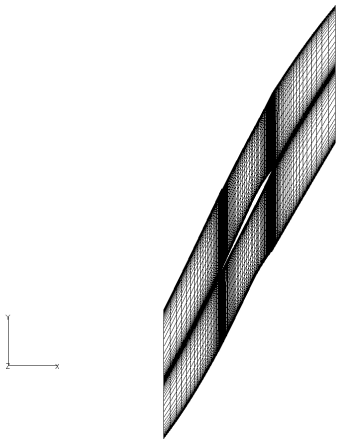
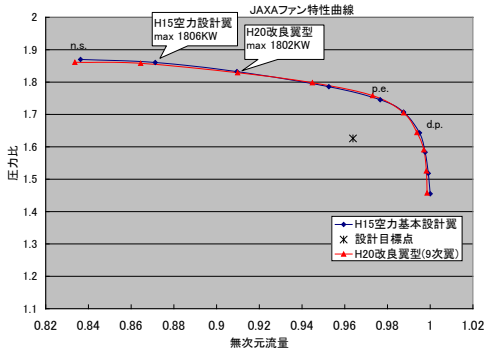


図 8　チップ付近断面ファン動翼 Dawes 計算格子
(周方向 41 ×流れ方向 145 ×スパン方向 41)



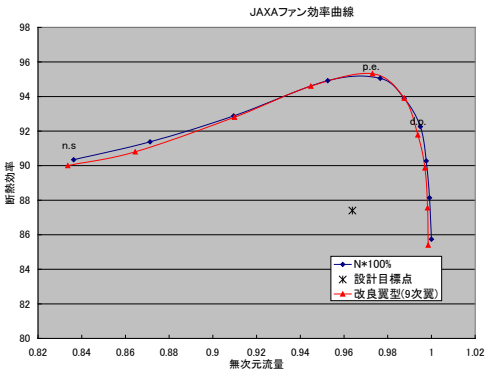


図 9　ファン動翼性能マップ (Dawes コードによる)

に Dawes コード内の集中係数を操作した．翼形状によって微妙に変化するものの，スパン方向には約 1.3，ピッチ方向におよそ 1.25，流れ方向翼列内はおよそ 1.1 程度であった．翼端間隙は，性能および翼の製作上と運用上の余裕を見て 0.6mm(6.2×10^{-3} コード長) とファン径からすると比較的大きめにとり，翼チップを格子一つ分で厚みをゼロにする簡易的な取扱とし，間隙内にセルを 3 点配置した．流入境界層については，想定される供試体の空気取り入れ口が自然吸気のベルマウスと言う事もあり，境界層厚の見当がつけにくく，またスピナーコーンによ

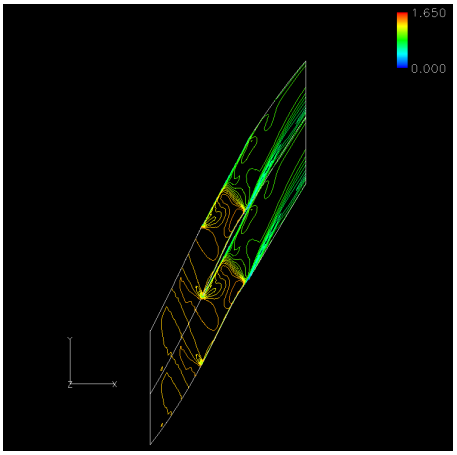
This document is provided by JAXA.

り増速流となっているため，あまり発達はしていないであろうと推定し設計段階では考慮していない．したがって，実際の試験条件下では性能は境界層の発達に応じて悪化する可能性がある．

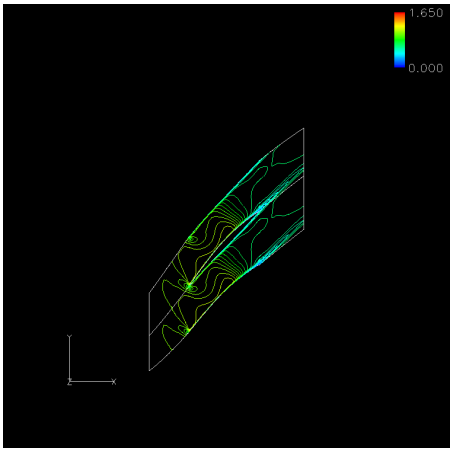
以上の条件で計算を行って得られた翼最終形状のマップを図 9 に示す．比較のため，ベース形状のマップも点線で図示している．前に述べたように，翼型最適化による性能変化を最小限に抑えるべく翼型生成コードで翼断面の微調整を行った成果が出ていて圧力比マップは殆ど変化が見られない．一方効率マップは設計点から最高効率点までは大きな変化はないものの，ストール点に近づくにつれて若干悪化している．これは平均圧力比を一致させられても．当然衝撃波の 3 次元構造は一致させられないためと思われる．前述したように，Dawes コードは性能を過大に見積ることが知られており，マップが縮小することを想定して，マップを“大きめに”設計した．設計点 (図中 d.p.) 圧力比 1.643 となり，単純に最大 5% の過大評価を見込むと設計目標を達成できないことになるが，実際には設計目標に明確な流量値を設定していないため，流量の低流量側へのずれを勘案すると設計目標は十分に達成されると予想された．それよりも重要なのは，設計点がチョーク側に近い位置に保持され，よって設計点のチップ付近にて想定どおりのリアローディングになっていると考えてよいことである．効率についても 87.4% となり，圧力比と同様の理由で設計目標の達成は可能と判定された．最高効率点 (図中 p.e.) での効率は 95% 強となり，非現実的な値となったが，経験則から Dawes コードは 3% 強効率を過大に見積ることが分っているため，最高効率は目標の 92% 程度を達成できると考えられた．失速点 (図中 n.s.) は前述した収束判定基準を満たせる解が得られた最も低流量側の点であり，この点に向けて圧力比はわずかずつ上昇し続け，逆に効率は大幅に劣化していく．これ以上高い背圧を与えるとイタレーション毎に流量が減っていき，残差が上昇してきて最終的には発散してしまう．翼列 1 ピッチ毎の定常計算で失速点の位置をどこまで精度を持って予測できるかは不明であり，多翼列の非定常計算などで検証しなければならないが，少なくとも定性的にはマップ形状は妥当であると判断された．

設計点での供試体駆動動力は準 3 次元流線曲率法での算出値とほぼ同じになった。ストール付近に向かうにつれて駆動動力は上昇していくが，最大でも 1802KW(図 9 参照) と，仕様上の要求をクリア出来ている．

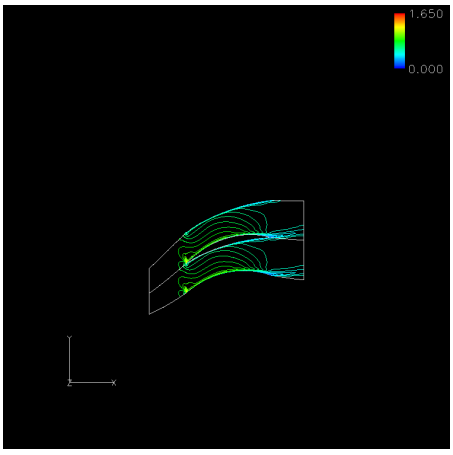
図 10 に設計点付近での翼間流れの様子をマッハ数等高線 (等高線間隔 0.05) で示す．ハブから 95%(図 10a), 50%(図 10b)，10%(図 10c) スパンの断面を示している．



(a) チップマッハ数等高線



(b) ミッドスパンマッハ数等高線



(c) ハブマッハ数等高線

図 10　ファン動翼設計点フローパターン

チップでは強い翼間垂直衝撃波が後縁付近に立ち，一方隣接翼からの斜め衝撃波もほぼ同じ位置に入射していると思われるがきわめて弱く，格子点数が十分でないためもあり，明瞭には捉えられていない．しかし設計意図通り，設計点がチョーク側に位置していることはマップからだけでなくこの図からも分る．また設計意図通りリアローディングな負荷分布となっている．翼間衝撃波はハ

This document is provided by JAXA.

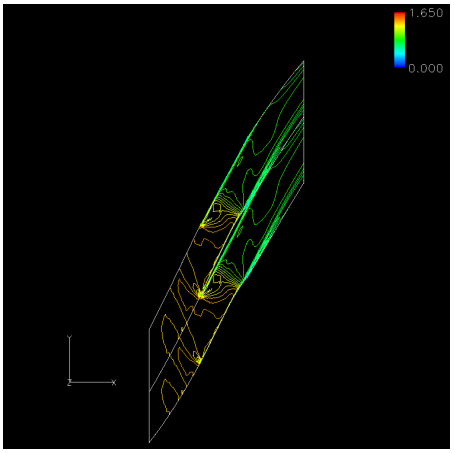
ブ側に向かうにつれて弱まって拡散して行くが，ミッドスパン付近までは後縁付近の比較的強い翼間衝撃波として残っており，これがチョーク付近での比較的大きな損失の原因となっている．ハブ側では高バイパスファンに用いられる低ハブチップ比翼に典型的な流れの通り完全に亜音速となり，文字通り遷音速翼型となっていることが分る．

図 11 に最高効率点での翼間流れの様子を設計点と同様にマッハ数等高線で示す (等高線間隔 0.05)．翼間垂直衝撃波は設計点に較べて幾分強くなってわずかに前進し，またその足元に，これも強くなり明確になった隣接翼からの斜め衝撃波が入射している．この最高効率点でも衝撃波は翼コード長の 90% 程度の所に位置しており，設計意図に沿ったものになっている．一方ミッドスパン付近まで衝撃波は設計点に較べて弱まって拡散しており，これが高効率の原因と思われる．ハブ側ではやはり完全な亜音速流れになっている．

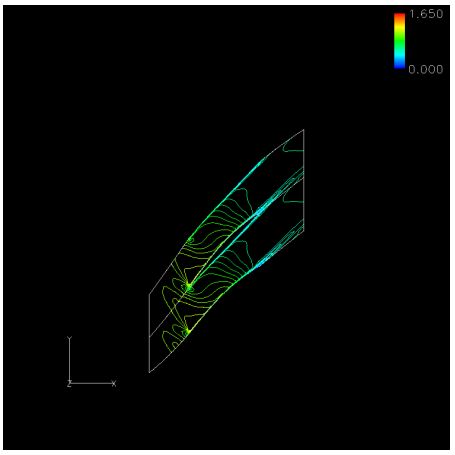
図 12 に失速点付近での翼間流れの様子を設計点と同様にマッハ数等高線で示す (等高線間隔 0.05)．翼間衝撃波は完全に翼列前方に吐き出されて，極めて強い離脱垂直衝撃波となっている．また，設計点や最高効率点では 95% 断面では見られなかった翼端間隙流れの影響が明瞭で，離脱衝撃波と強い干渉を引き起こしており，翼端失速を起し始めているのが明らかに見て取れる．離脱衝撃波はミッドスパンまで現れており，この衝撃波構造が失速点付近での高い損失の一因となっているのは明らかである．ハブ側ではやはり亜音速に落ちているが，前縁剥離が現れている．ハブ側のコーナー剥離に関しては設計点，最高効率点，失速点付近でも設計意図通り大きなものとなっていない．

ファン動翼出口面における全圧全温の半径方向分布を図 13，14 に示す．準 3 次元流線曲率法と Dawes 計算では幾分食い違いが生じている．ハブとシュラウドのケーシング付近に損失が集中していることがわかる．ハブ側で幾分全圧の高い分布となっているが，後述するようにガイドベーンによってこれらは幾分緩和され，設計目標の一つである一様な段出口全圧分布を得ている．

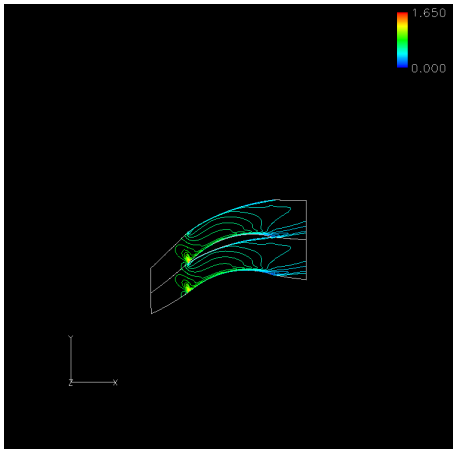
図 15 に CAS3D コード用いて精度計算を行って得たファン動翼マップを示す（図中 w.TC ; チップクリアランス考慮）．本計算は環状流路半周を計算領域とし，後段のガイドベーン静翼も含めた非定常多段解析で算出されたものである．一見して, Dawes コードで得られたマップと定性的には矛盾を生じていない．設計用 Dawes コードと比較すると，設計目標の圧力比 1.626，効率 87.4% 以上の作動点は得られているものの，低流量側に約 3% シフト (33.5kg/s → 32.7kg/s) して最高効率点側に近寄った結果となっている．最高効率点での効率の値は Dawes コードの 95% に対し 91.5% と 3.5% 減となっている．最大圧力比は失速点付近で Dawes コードの 1.86 に対し，1.72 であり，7.5% 減となり，前述の Dawes コードの過大な性能見積予測から外れているように見えるが，これはどこまで失速点が低流量側に伸びるかという，両コードの能力の限界を超える失速点位置の予測問題と関係し



(a) チップマッハ数等高線



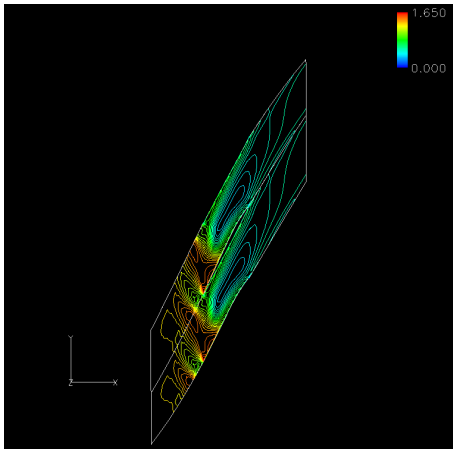
(b) ミッドスパンマッハ数等高線



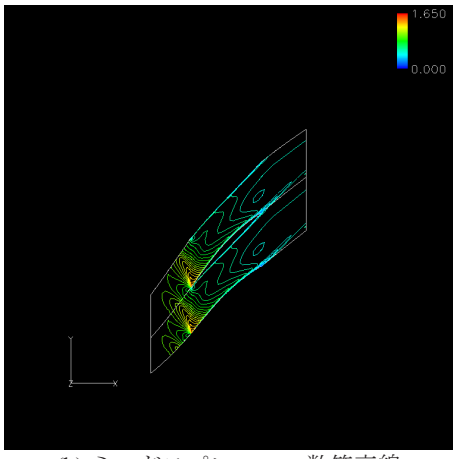
(c) ハブマッハ数等高線

図 11　ファン動翼最高効率点フローパターン

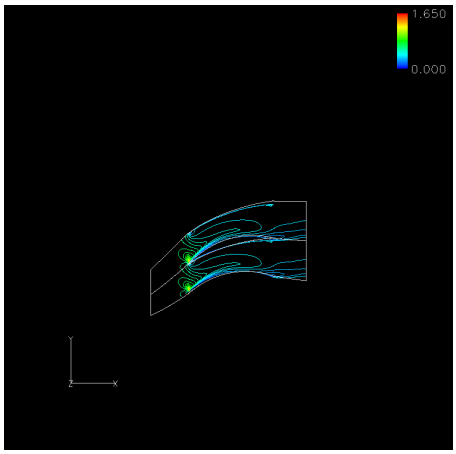
This document is provided by JAXA.



(a) チップマッハ数等高線



(b) ミッドスパンマッハ数等高線



(c) ハブマッハ数等高線

図 12　ファン動翼失速点付近フローパターン

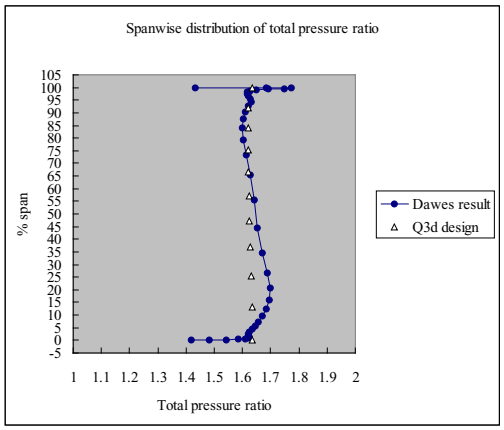


図 13　ファン動翼出口スパン方向全圧比分布

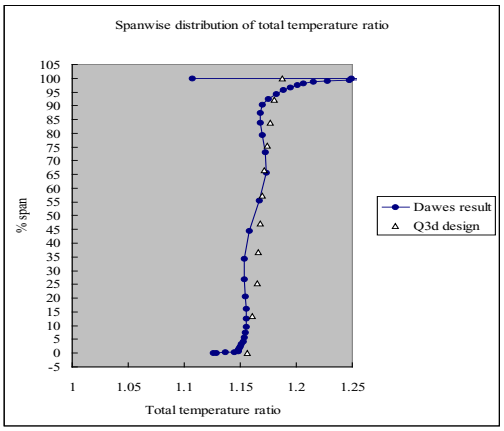


図 14　ファン動翼出口スパン方向全温比分布

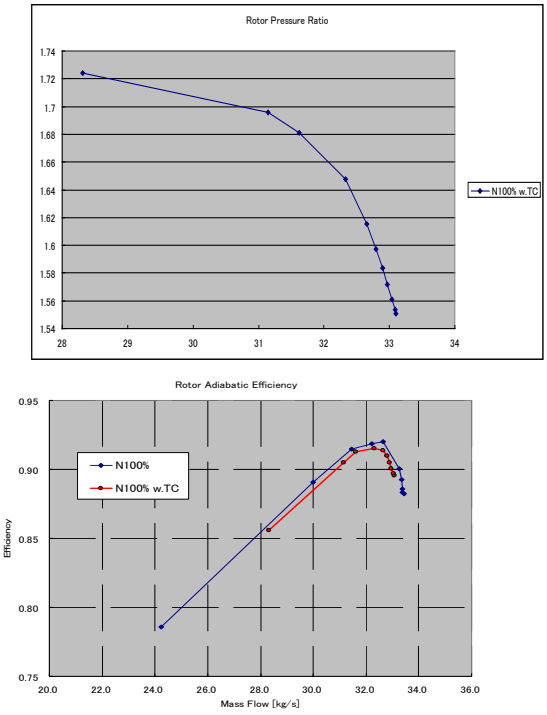


図 15 ファン動翼マップ (環状流路半周を対象とした非定常 3 次元段解析コード CAS3D による)

ているためで，同流量付近で比較するとおおよそ 5% 程度の差違となっていて，流量，圧力比，効率とも Dawes コードの定量性補正の見積とほぼ一致している．これら設計精度の確認はファン供試体を用いた試験を通してさらに検証していく予定である．図 16 に CAS3D コードを用いて計算した最高効率点付近の流れ場を示す．Dawes コードの最高効率点付近の流れ場と類似の衝撃波構造と

This document is provided by JAXA.

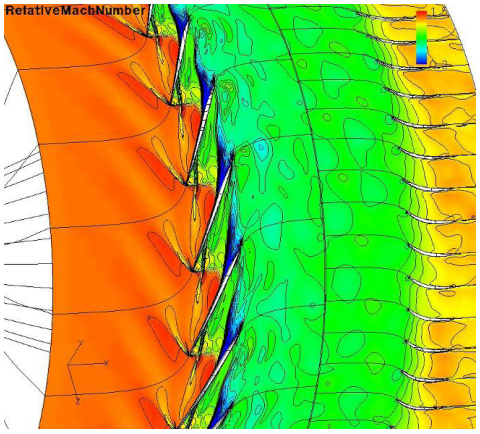


図 16　非定常段解析による最高効率点の
フローパターン (計算領域；環状流路半周)

なっていることが分る．これらのことから Dawes コードは定量精度は経験則を用いて補正の必要はあるものの，流れ場を含めた定性的な特性は比較的よく再現できていると言え，翼型の相対比較やふるいわけには，その格子生成の簡便さや計算時間の素早さと相俟って有用と言える．

ガイドベーン静翼設計　ファン動翼の場合と同様速度三角形とそれに伴う静翼入口出口全圧全温分布などの状態量は準 3 次元流線曲率法により求まっている．翼断面形状作成および積重はファン動翼と同じ翼型生成コードを用いている．本ガイドベーン静翼の場合は設計点においてハブ側の流入マッハ数の方が 0.8 と高くなり，それに応じて負荷もハブ側が高いため，ハブ側でディフュージョンファクターが 0.6 を超えないように，翼コード長と翼枚数 58 枚が設定されている．ソリディティはハブ側で 3 強，キャンバー角は，翼背側での剥離を避けるため，1° のネガティブインシデンスの余裕を与えたため，シュラウド側からハブ側にかけて 47° ～ 57° であった．翼断面形状に関する空力設計クライテリアは，設計点流量において，①良好な負荷特性の翼型とする，②翼背側で流れが急激に加速して超音速領域を生じるのを極力抑制するようにし，またそうなったとしても減速する際に衝撃波を立てず滑らかに減速する，③ファン動翼後の残留スワールを取り去る，④出口状態量のスパン方向分布をできるだけ一様にする，の 4 点であった。①を満たすため翼断面形状は CDA(Controlled Diffusion Airfoil) タイプの翼間マッハ数分布が得られるように設計を行った．得られた翼型を図 17 に示す (ミッドスパン断面)．偏差角の調整は，ファン動翼と同じく Carter 則を用いて調整した。翼前縁半径は 0.55mm, 翼後縁半径は 0.25mm でスパン方向に一定となっている。翼のスパン方向の積重に関してはファン動翼と異なり，応力レベルは低く積重方法を工夫する必要性がないこと，また今後騒音対策などでさまざまな積重方法と比較するため，ベース翼として各断面面心位置で単純に積重していてスイープやリーンのない翼型となっている．最終的な設計の確認はファン動翼の場合と同様，Dawes コードを用いて行った．格子点数は周方向 41 ×流れ方向 119 ×半径方向 41 点となっている (図 18)。図 19 に Dawes コードでの設計点流量 (33.54kg/s) で行ったガイドベーン流れ解析結果を示す．それぞれハブから 90%(図 19a)，50%(図 19b)，10%(図 19c) スパンの断面のマッハ数等高線 (等高線間隔 0.05) を示している．流入条件は，準 3 次元流線曲率法で得られた結果と前述の Dawes コードで得られたファン動翼計算結果が微妙に食い違うため，便宜的な取扱ではあるが，ファン動翼解析で得られた出口分布をガイドベーン静翼流入条件として与えた．

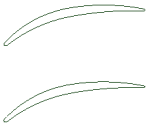


図 17　ガイドベーン静翼断面図 (ミッドスパン断面)

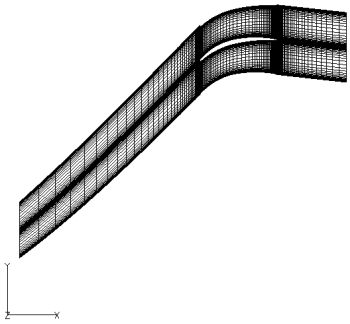
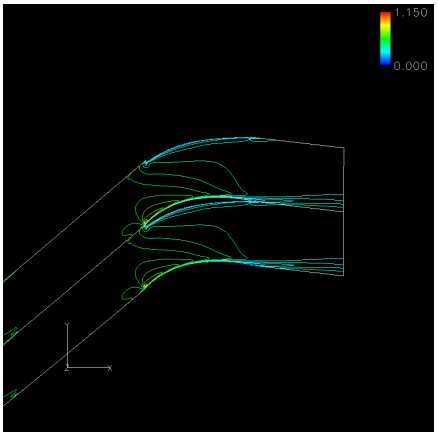


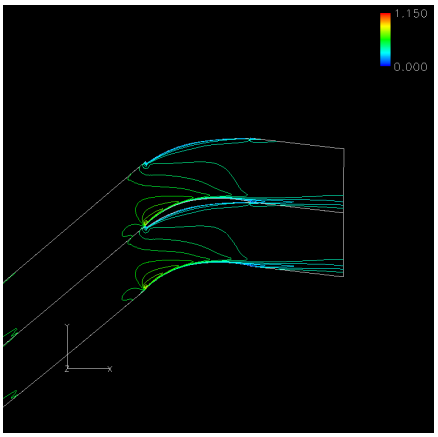
図 18 ミッドスパン断面ベーン静翼 Dawes 計算格子
(周方向 41 ×流れ方向 119 ×スパン方向 41)

ミッドスパンからシュラウド側にかけては，いわゆる CDA 翼に典型的な良好な負荷特性を示す等高線となっている [12]．一方ハブ側では，流入マッハ数の高さによりミッドスパンやシュラウド側と較べると全体的に多少負荷は高めの等高線が詰まった分布を示しているが，劣悪な負荷特性とはなっていない [12]．いずれの断面でも

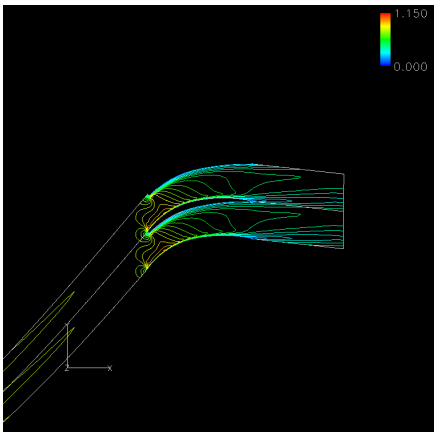
This document is provided by JAXA.



(a) シュラウド付近マッハ数等高線



(b) ミッドスパンマッハ数等高線



(c) ハブ付近マッハ数等高線

図 19　ガイドベーン静翼設計点フローパターン

流れが翼背側 50% までで加速し終えた後，緩やかに減速し，たとえ超音速領域が存在しても (図 19c 参照) 衝撃波を発生させずに減速させるのに成功している．また各段面の後流の様子からもファン動翼が発生させる強いスワールを除去できているのがわかる．ファン動翼は失速点付近では翼端失速を示しており，逆にガイドベーン静翼はシュラウドに向かって負荷が低くなる設計となっているため，ガイドベーン静翼が段全体の失速余裕に悪影響を及ぼすことは少ないと思われる．

図 20，21 に段全圧比と全温比 (ファン動翼入口状態量に対するガイドベーン静翼出口状態量の比) のスパン方向分布を示す．設計意図よりもスパン方向にほぼ一様な全圧分布が得られていることが分かるが，ファン動翼出口で準 3 次元流線曲率法の予想より強い勾配が付いているのを反映しているため，準 3 次元流線曲率法予測とは特にハブ側であまり一致していない．準 3 次元流線曲率法のケーシング壁面及びチップクリアランスを含むロスモデルの精度向上は課題の一つである．

この段全圧比と全温比を用いて段効率を算出すると 88% となるが，前述のように Dawes コードは動翼計算においては 3% 程度効率を高めに算出するため，実質は 85% 程度と見るのが妥当であり，その場合準 3 次元流線曲率法の予測 84.6% と近い値となる．

一方精度検証用として CAS3D コードを用いた環状流路半周の非定常多段解析で得られた段性能マップでは，設計圧力比で効率 84% 程度となり表面上は両結果と良く一致しているが，実際には設計点圧力比を与える流量

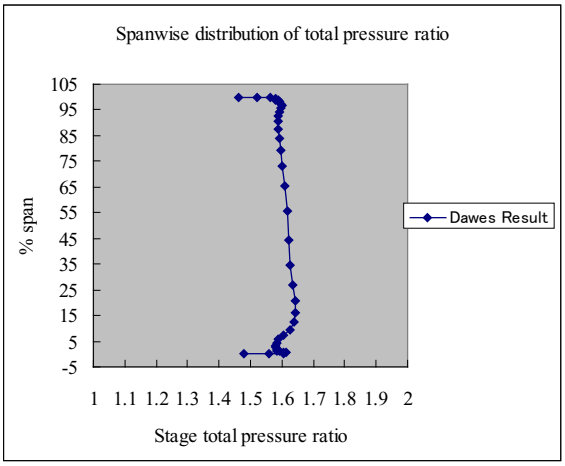


図 20　段出口スパン方向全圧比分布

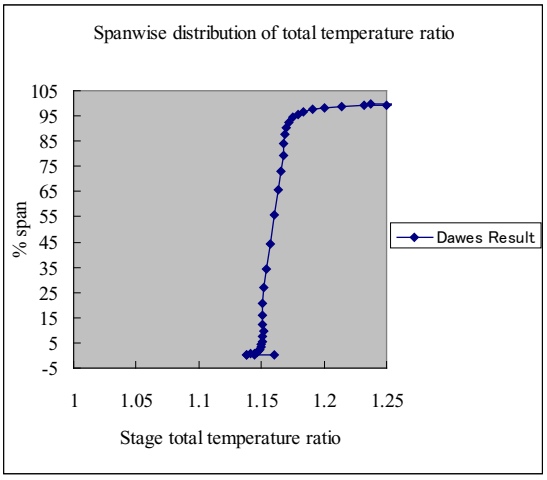


図 21　段出口スパン方向全温比分布

This document is provided by JAXA.

が低流量側に移動して最高効率点に近くなっているためで，設計流量での効率は 83% ぐらいで 1% 程度効率は劣化している．一方段圧力比は 1.6 に達しないという結果が得られており，ファン動翼の場合と異なりガイドベーン静翼部での圧力損失が Dawes コードよりも大きくなっていることが判明した．図 16 でのガイドベーン静翼列内のマッハ数等高線から示される負荷特性も良好なものとなっていない．ガイドベーン静翼の翼型調整が必要かも知れない．

構造設計　翼型の空力設計で，設計目標を達成できる翼型の見通しが得られたとしても構造的に成り立たなければならない．本ファン設計において最も構造設計が難しかったのはやはりファン動翼であった．表 2 にファン動翼に対する構造上の設計基準を示す．

当初の構想では費用などの観点からファン動翼の材料としては SUS 系のステンレス部材を用いる予定であった．しかしファン動翼第 0 次翼 (設計断面状での各翼型をそれぞれの面心で単純に積重した翼型) にて簡単な応力解析を行ったところ，設計回転数で永久変形を起してしまうことが判明した．翼の積重方法を工夫するだけでは回避できないほど応力レベルが高いことは自明だったので，翼の材料を航空用のチタン素材 (Ti-6AL-4V) に変更することにした．航空品質のチタン素材を持ってしても単純な面心位置での積重では表 2 の設計基準を満たせなかったので積重方法を工夫して応力を軽減させることにした．従来用いられた手法としては生成された翼型を周方向にそのまま倒して (リーンさせ) 応力を減らす方法があるが，これだと各設計流面上での翼断面形状が変わってしまい，空力設計で設定した速度三角形からずれてしまう．現有設計ツールの精度を検証することが本ファン設計製作の目的の一つなのでそれでは望ましくない．そこで各設計断面上の翼素を，積重する軸をリーンさせても翼前後縁で速度三角形の再定義修正を行うようにし，速度三角形を完全に満たすように積重して翼型を生成することにした．準 3 次元流線曲率法で得られた速度三角形は，周方向一様で周方向位置に依存しないため，各翼設計断面の積重軸だけをリーンさせて積重するこの方法は，積重時の翼前後縁で速度三角形の再定義修正さえ正しく行われれば，完成した翼をリーンさせる方法と異なり設計速度三角形を厳密に満たすことができる．前述のように翼型生成コードは，高いハブランプ角に対しても安定に積重できる改良を施していたこともあって，積重軸の大きなリーン角 (± 10°) でも本翼型では数値的に不安定化することはなかった．生成された翼型が設計速度三角形を満たしているかどうかの確認はその都度 Dawes コードを用いて第 0 次翼の出口状態量やマップ形状と比較することによって翼型を再修正するという反復過程になっていることは前述のとおりである．実際の翼型構造解析は，100% 回転時の翼の変形 (untwist) を考慮し，100% 回転時の翼ランニング形状で正しい空力設計翼型と一致するように翼製造形状を補正し (翼型の Hot-Cold 変換)，これに対して構造解析を行うということをしている．こうして動翼単独の解析では -1.25° の翼積重軸のリーン (角度の定義は回転方向に +，すなわち翼背側に 1.25° のリーン) で設計基準を十分満足する見通しが得られた (第 7 次翼)．ところがダブテールなどプラットフォーム部を含めて NASTRAN で非線形構造解析を行ったところ，プラットフォーム付近の翼前縁背側付近に高い応力が発生し，一部設計基準を満たさないことが判明した．そこで翼断面積重軸のリーン角検討を行った結果，線形のリーン角による積重ではより大きなリーン角 (-2° ～ -3°) が必要であり，それでも実際の運用面で注意すべき制約が出てくることが分った．冒頭で述べたように，本ファン動翼はファン・圧縮機の高負荷化に向けた研究に供されるための基本翼型でもあり，基本翼型程度の圧力比で大きなリーンを与えなければならないようでは，より高負荷の先進翼型を設計する際に，過大なリーン角を与えないと構造的に実現できないのではないかという懸念が生じた．そこで既述のように翼型生成コードに，各翼設計断面を周方向に任意量オフセットして非線形に 3 次元的に積重できる機能を付け加えることにした．速度三角形を厳密に満たしつつ，高いハブランプ角の下でも，数値的に安定に，自由度の高い 3 次元的な翼積重方法が可能となるようプログラム改修ができたので，これをもちいてファン動翼の積重方法の最適化を行い，構造上の設計基準を満たす翼型 (第 9 次翼) を得ることができた (表 3 参照)．図 22 に第 7 次翼型 (-1.25° の線形リーン積重) と第 9 次翼型 (非線形

表 2　ファン動翼に対する構造上の設計基準

項目		設計基準
永久変形	翼部	最大許容定常回転数 *) の 115% で永久変形しないこと
	ダブテール部	
	ディスクスロット部	
破断	翼部	最大許容定常回転数の 122% で破断しないこと
	ダブテール部	
	ディスクスロット部	
LCF	翼部	最大許容定常回転数で LCF 寿命が 1000 サイクル以上とする
	ダブテール部	
	ディスクスロット部	

*) 最大許容定常回転数はファン要素の定常状態性能を計測する最大回転数で，100% 回転の設計回転数に対し，108%(17,600rpm) を最大許容定常回転数とする

This document is provided by JAXA.

表 3 ファン動翼 (第 9 次翼) の応力に対する評価結果

項 目		設計基準	計算結果	許容値	評価
永久変形	翼 部	最大許容定常回転数の115%回転で永久変形しないこと	61. 7kgf/mm^2 (605MPa)	σy= 77. 5kgf/mm^2 (760MPa)	設計基準を満足する。
	ダブテイル部		46. 1kgf/mm^2 (452MPa)		設計基準を満足する。
	ディスクスロット部		49. 3kgf/mm^2 (483MPa)	74. 9kgf/mm^2 (735MPa)	設計基準を満足する。
破断	翼 部	最大許容定常回転数の122%回転で破断しないこと。	69. 5kgf/mm^2 (682MPa)	σu= 87. 8kgf/mm^2 (861MPa)	設計基準を満足する。
	ダブテイル部		51. 9kgf/mm^2 (509MPa)		設計基準を満足する。
	ディスクスロット部		55. 5kgf/mm^2 (544MPa)	85. 7kgf/mm^2 (840MPa)	設計基準を満足する。
LCF	翼 部	最大許容定常回転数でLCF寿命が1000サイクル以上とする。	2e7cycles	1000cycles 以上	設計基準を満足する。
	ダブテイル部		1e7cycles		設計基準を満足する。
	ディスクスロット部		2e7cycles		設計基準を満足する。

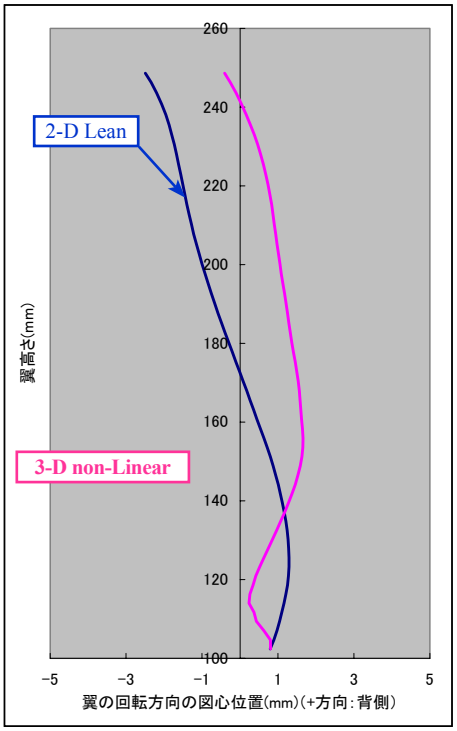
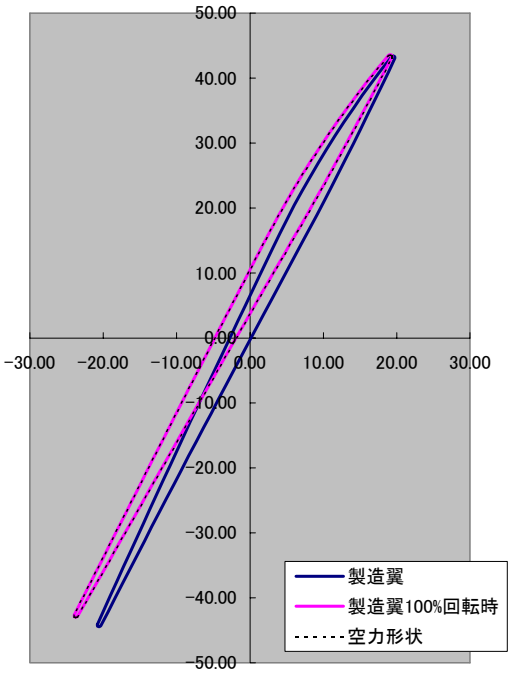


図 22　翼スパン方向積重方法比較（面心位置）
(2-D Lean ; -1.25° 線形リーン,
3-D non-Linear ; 周方向任意オフセット)



Tip 断面の形状誤差 (Fillet R 付き)
L/E 側の誤差 : 0.063mm
T/E 側の誤差 : 0.088mm
製作翼形状の 100% 回転時のランニング形状と空力設計形状が一致することを確認

図 23　ファン動翼 untwist 量

任意オフセット積重) のスパン方向の設計断面の分布比較を示す (設計断面面心位置). 図 23 にチップ断面におけるファン動翼の製造形状 (Cold 形状) とその 100% 回転時の変形形状 (ランニング形状) ならびに空力設計翼型の比較を示す. Untwist 量は 1.7° であった. 設計基準通り, 製造翼型の 100% 回転時のランニング形状と空力設計形状の形状誤差が 0.2mm 以内に収まっていることが示されている. 100% 回転時のチップクリアランスが 0.6mm に維持されることも確認した. 図 24 に製造されたファン翼型を示す. 非線形に 3 次元的な積重をしたに

This document is provided by JAXA.



図 24　低騒音ファン (基本型) 動翼製造形状

もかかわらず翼面は極めて滑らかに構成されている．図 25 に NASTRAN 非線形固有振動数解析によって得られたファン動翼のキャンベル線図 (Campbell Diagram) を示す．常用回転域 (8,000rpm 以上) で注意すべき共振点は回転 2 次と 1 次曲げモードの共振点が 11,000rpm(67% 回転数) に，また回転 4 次と 2 次曲げモードの共振点が 12,900rpm(79% 回転数)，回転 6 次と 1 次捻りが 14,100rpm(86% 回転数) に存在するが，それ以外には有害な共振点は見当たらず，特に重要な 100% 回転数付近には有意な共振点は存在しない．上記 3 つの共振点付近でマップを取得する際にはファン動翼に貼付された歪ゲージによって振幅値などをモニターしつつ運転を行う必要がある．

ガイドベーン静翼は応力レベルがはるかに低いため SUS 材が選定された．固有振動数解析に関しては同様に NASTRAN による非線形固有振動解析を行ったが，全ての回転域において回転 1 次～ 3 次までとの共振点はなかった．一方動翼との共振 22 次のオーダーに関しては 90% 回転数付近で 3 次ねじりとの間に共振点があり，この回転数付近で持続運転する場合には，静翼に貼付した歪ゲージで振動レベルを監視しながら行う必要がある．これら動静翼の固有振動解析の精度は，レーザー変位計測計による結果と良く一致しており，妥当性が確認された．

4.　まとめ

1. JAXA のクリーンエンジンプロジェクトにおけるターボ要素高負荷化の研究の一環として，低騒音ファン (基本型) が設計された．同ファンはチップ周速 1400ft/s(426m/s) と高負荷で，直径 50cm のビジネスジェット機用の推力 1t 級のターボファンエンジンに用いられている高アスペクト比ファンに相当する実機レベルの遷音速ファンである．
2. ファン動翼の設計は，実験データに基づく損失モデルを含んだ準 3 次元流線曲率法によって得られた速度三角形を満たす翼型を翼型生成コードにて作成し，設計用 3 次元 CFD コードで検証して最適化をおこなうという従来型の手法で行われた．作成されたファン動翼は，チップソリディティ 1.37，流入マッハ数 1.4 で，設計目標の動翼圧力比 1.626，断熱効率 87.4% を上回る性能を有する見込みが得られ，且つ設計意図

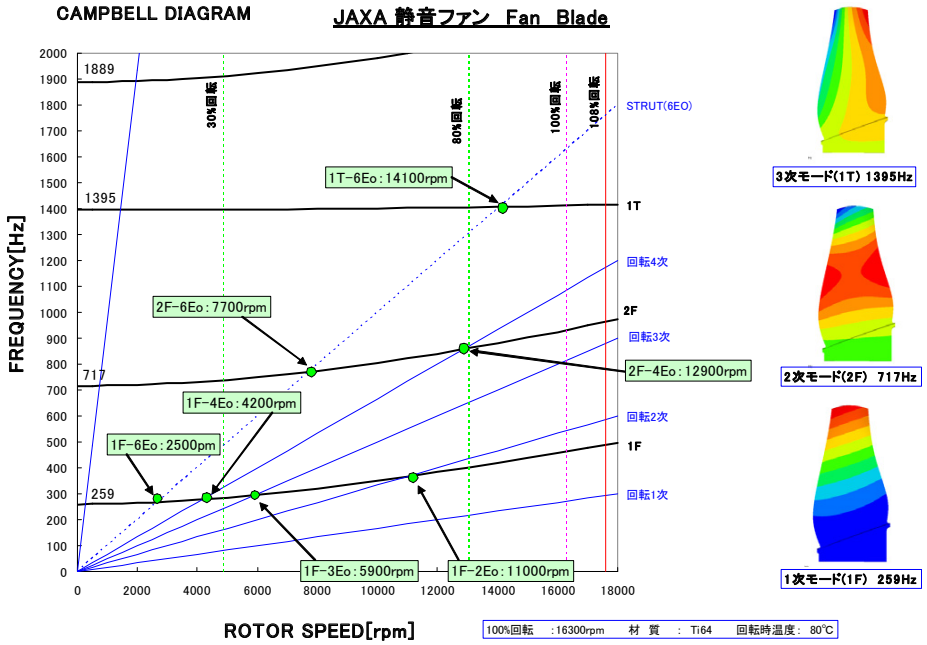


図 25　ファン動翼キャンベル線図

This document is provided by JAXA.

通り設計点にてチップでリアローディングの負荷分布となっていた．

3. 失速余裕の予測に関しては設計ならびに定量解析用CFD コードの能力を超える部分があるため断定はできないが，計算上は NASA の同級ファンと比較して遜色のない結果が得られている．得られた翼型は失速点付近で翼端失速の状況を示す一方，ハブ側での前縁剥離は大きなものではなかった．
4. ガイドベーン静翼の設計もファン動翼と同様の設計手法に基づいて行われ，設計点では，設計目標である良好な負荷特性を示す CDA 翼タイプの翼間マッハ数等高線が得られた．精度検証用非定常多段解析では段圧力比は設計目標の 1.6，段効率 84.6% に届かない結果となっているため，試験結果によってはガイドベーン静翼のリスタッガーを含む設計改修が必要かもしれない．この原因は設計ツールが動静翼の相互干渉を考慮できていないため動静翼間のマッチングが合っていない可能性が考えられる．
5. 設計された速度三角形を厳密に満たすよう各翼素の再定義・修正の自動調整を行いつつ，翼の非線形 3 次元的積重が可能になるよう周方向任意オフセット対応化改修を施された翼型生成コードは数値的に安定に振る舞い，空力性能を満たしつつ，構造上の設計基準を満たすファン動翼最終形状を作成するのに貢献した．
6. ファン動翼に関しては航空品質のチタン素材を採用し，ダブテールなどプラットフォーム部まで含み，且つ untwist 量を補正した製造形状にて NASTRAN による非線形構造解析にて最終形状の構造的成立性が検討され，設計基準を満たす翼型であることが確かめられた．また固有振動数解析によって得られたキャンベル線図から，70 と 80% 回転付近に曲げモードとの留意すべき共振点が存在することがわかった．さらに 86% 付近にも捻りモードとの共振点の存在の可能性はあるが，回転 6 次と比較的高次であり，またこの次数での励振源は直近には見当たらない．ガイドベーン静翼は構造強度については問題はなく，共振に関しては回転 1 次～ 3 次までとの共振点は全くないものの，動翼との共振 22 次に関しては 90% 回転数付近で 3 次捻りとの間に共振点があるが，動翼のかなり後方に位置する静翼であり，さほど深刻なものとは考えられない．いずれにせよ共振点付近では翼に貼付した歪ゲージでモニターを行う予定である．
7. 低騒音ファン (基本型) は従来基礎研究で用いられてきた低速ファン・圧縮機と異なり，実機レベルでの性能向上を図るため，チップ周速 1400ft/s 級の最先端の遷音速翼型を採用し，高負荷化・失速余裕拡大・低騒音化といった技術課題抽出のための各種試験に供されるファンで，そこで得た技術を実機に直接適用可能な航空エンジンレベルの高速ファンであり，今年度供試体機能確認試験 (～ 50% 回転数) を実施し，H22 年度に完全な性能マップ取得を目指す予定である．

謝辞

低騒音ファン (基本型) の設計にあたり，太田豊彦氏をはじめとする株式会社エイ・エス・アイ総研の皆様には，ファン動翼の積重方法の検討から，構造・固有振動数解析，供試体各部の詳細設計に至るまで多大なるご支援とご協力を頂いた．ここに記して謝意を表す．

参考文献

[1] Epstein, A.H., Ffowcs Williams, J. E., and Greitzer, E. M., 1986, “Active Control of Aerodynamic Instabilities in Turbomachines,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 5, No. 2, pp. 204-211.

[2] Day, I. J., 1993, “Stall Inception in Axial Flow Compressors,” ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 15, pp. 1-9.

[3] Wu, C. H., 1952, “A General Through-Flow Theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial-, Radial-, and Mixed-Flow Types,” NASA TN2604.

[4] Furukawa, M and Inoue, M., 1986, “Meridional Through-Flow Calculation Including the Effects of Non-Axisymmetric Flow in Turbomachinery,” Memoirs of Faculty of Engineering, Kyushu University, Vol. 46, No. 3, pp. 309-321.

[5] Crouse, J.E., 1974, “Computer Program for Definition of Transonic Axial-Flow Compressor Blade Rows,” NASA TN D-7345.

[6] Crouse, J.E. and Gorrell, W.T., 1981 “Computer Program for Aerodynamic and Blading Design of Multistage Axial-Flow Compressors,” NASA TP 1946.

[7] Dawes, W. N., 1988, “Development of A 3D Navier -Stokes Solver for Application to All Types of Turbomachinery,” ASME PAPER 88-GT-70.

[8] Jameson, A and Baker, T. J., 1984, “Multigrid Solution of the Euler Equations for Aircraft Configurations,” AIAA Paper 84-0093.

[9] Baldwin, B and Lomax, H., 1978, “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated

This document is provided by JAXA.

Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257

[10] Anderson, M., Gu, F. and MacLeod, P., 2003, "PBCFD Upgrades and Validation 2002 and 2003," presentation documents, Concepts NREC

[11] Goto, S., Kodama, H., Tsuchiya, N., Nakamura, Y., Nozaki, O., Nishizawa, T., and Yamamoto, K., 2005, "Investigation on Unsteady Loadings due to Fan Rotor-Stator Interaction," ISABE-2005-1140

[12] Sanger, N., 1983, "The Use of Optimization Techniques to Design Controlled-Diffusion Compressor Bladings," Trans. of ASME, J. of Engineering for Power, Vol. 105, pp. 256-264.

This document is provided by JAXA.