

## HYPRエンジンにおけるCFDの利用—その3 (HYPR90 低圧系要素におけるCFDの適用)

清水 邦弘<sup>\*1</sup>

### CFD application for HYPR engine-part 3

### (CFD application for HYPR90 low pressure components)

by

Kunihiro Shimizu<sup>\*1</sup>

#### ABSTRACT

The aim of CFD research in HYPR project is to develop numerical analysis code which is necessary to achieve high aerodynamic performance for supersonic and hypersonic transport propulsion system and apply this code to propulsion system design (intake, fan, compressor, turbine and exhaust nozzle).

So CFD applications for low pressure components are described in this paper. The first application is inviscid 3D analysis of interaction between low pressure turbine blade and exhaust strut to make clear resonance source. The second application is steady viscous 3D analysis of the 2<sup>nd</sup> stage fan rotor for the investigation of the effect of casing geometry change to aerodynamic performance. These applications successfully contributed to the development of the propulsion system and the researches of its element.

#### 1. はじめに

HYPRプロジェクトでは、エンジン構成要素に適用可能な流体ソフトウェアの開発に加え、流体ソフトウェアによるエンジン設計への適用技術の確立を目的としてきた。そこで、HYPRエンジンの低圧系要素であるファンと低圧タービンについてエンジンで発生した現象の解明や要素性能向上についてCFDを適用した事例について2件紹介する。

最初の適用事例は、低圧タービンの非定常解析により下流に配置されたストラットが低圧タービン動翼の振動に及ぼす影響を調べたものである。2番目は、ファンのケーシング形状と性能への影響を調べたものである。

#### 2. 低圧タービンの3次元翼列非定常解析

HYPRのシステム研究で製作した試作ターボジェットエンジン試験において低圧タービン動翼の一次モードと回転4次成分との振動が発生した。そこで、低圧タービン動翼の回転4次成分の振動に関する励振源調査の一環として、EGV 8本の両側に配置されたレーク（4等分のブロッケージに相当）がタービン動翼に及ぼす影響を非定常解析とFEM解析を用いて評価した。図1にエンジン断面図を図2にEGVとレークの配置を示す。

本低圧タービンの特徴は、静翼に可変構造を採用している点である。

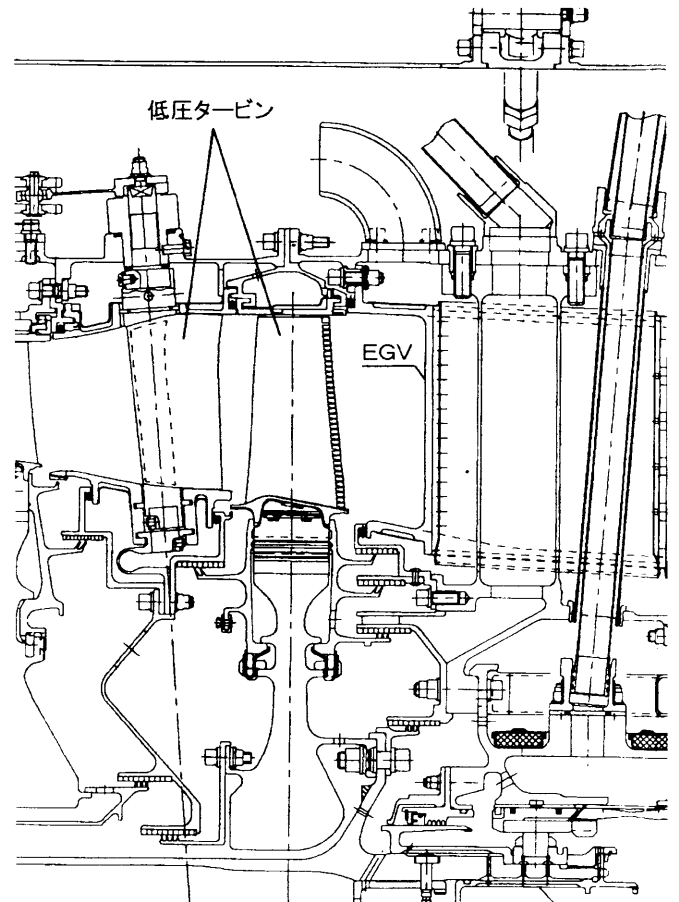


図1 試作エンジン低圧タービン部断面図

<sup>\*1</sup> 三菱重工業株式会社

Mitsubishi Heavy Industries, LTD.

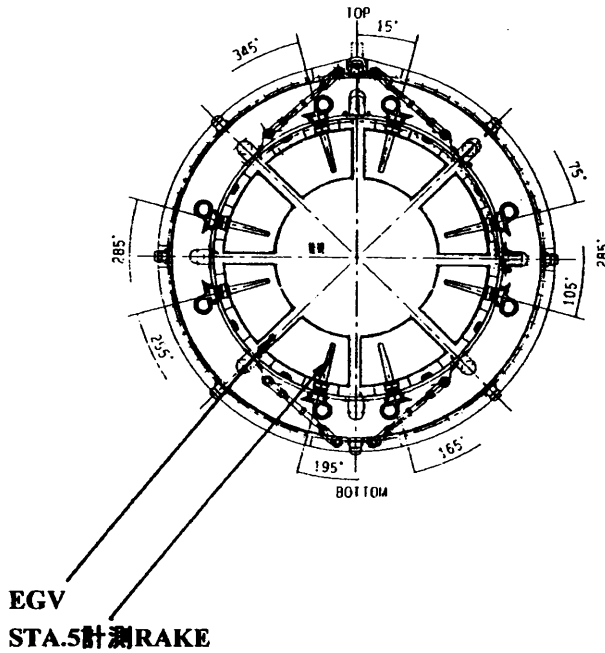


図2 EGVとレークの配置

解析コードは、非粘性3次元翼列干渉コードを用いた。静翼の格子点数は、50（流れ方向）×15（周方向）×15（径方向）×7ピッチ、動翼は、60（流れ方向）×15（周方向）×15（径方向）×13ピッチとした。静翼と動翼の間隔はエンジン試験と同じとした。試作エンジンの低圧タービン静翼は可変静翼のため、ガスパスとの間にクリアランスが存在するが、今回の解析では動翼のクリアランスも含めて考慮していない。図3に解析格子を示す。

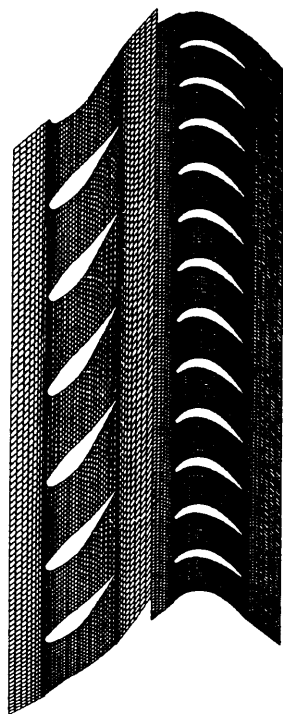


図3 解析格子

境界条件は、EGVとレークの干渉によって生じる周方向静圧分布を動翼出口の境界条件として与えた。

図4に動翼ミーン断面の背側圧力分布を示す。ここで、横軸はタイムステップを示しており、140ステップがタービンの90度回転に相当する。（図は280ステップ分を表示）また、縦軸は静圧を示す。翼はコード方向に41メッシュを用いて計算しており1/41が翼前縁、21/41がミッドコード、41/41が翼後縁における翼面静圧変動を表す。

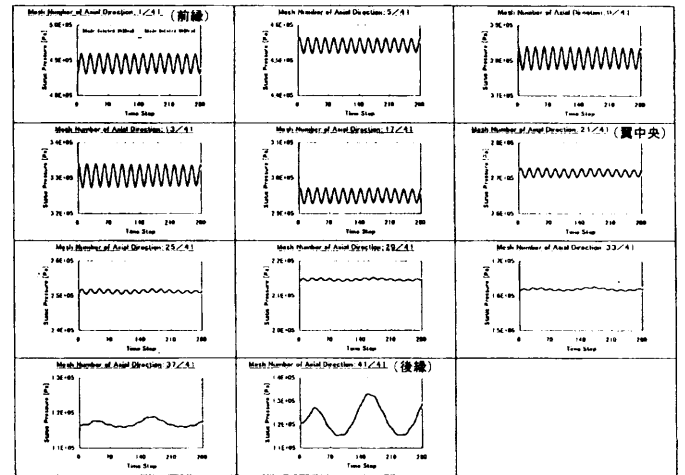


図4 動翼ミーン断面背側圧力分布

下流側のEGVとレークの影響（タービン90度回転で1つの波形）は、翼後縁付近のみに限定されている。

一方、その他の位置で見られる波形は、静翼との干渉による静圧変動成分である。

今回の解析条件では、タービン動翼がチョークしているため、スロート以降が超音速となって下流側の静圧変動が上流側に伝わらない。従って、下流の静圧変動の影響が後縁付近に限定されていると考えられる。

翼面の圧力変動を用いて翼に作用する振動応力を以下の方法で求めた。

- (1) 翼面静圧変動値を周波数分析し、圧力変動の回転4次成分を求める。
- (2) 圧力変動の回転4次成分にFEM解析モデルの各節点が受け持つ面積を掛けて節点力に変換して加振力ベクトルを求める。
- (3) FEM解析（モーダル法）により共振応力を求める。

共振応力の推定には、対数減衰率の値が重要になるが、今回は実機の翼で計測した構造減衰の値0.01を用いた。

FEM解析の結果、得られた共振応力はエンジンにおける歪みゲージ計測位置において0.1kg/mm<sup>2</sup>となり、下流のストラットによる影響を定量的に評価することが可能となった。

3. ファン動翼レセスケージング解析

HYP Rプロジェクトでは、要素研究の一つとして高負荷・高効率2段ファンの研究を実施しており、圧力比2.67、断熱効率85.7%を目標としている。

図5に試作エンジンのファン部断面図を示す。

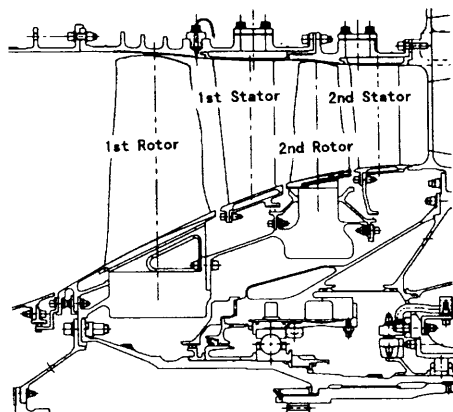
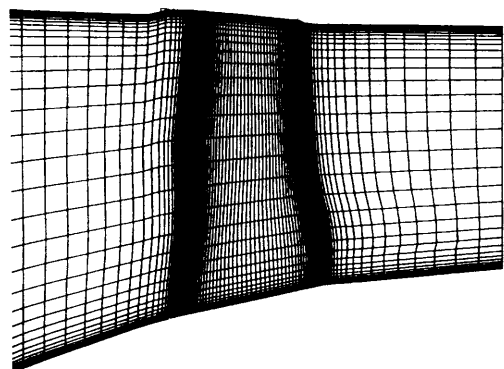


図5 試作エンジンファン部断面図

ファンの性能向上を目的として2段動翼にレセスケージングを適用し、CFD解析によりその効果を確認した。

解析は動翼のみとし、格子点数は、127（流れ方向）×49（周方向）×59（径方向）でクリアランスは0.45mmでクリアランス部のメッシュを10個とした。

図6に解析格子を示す。



LE TE

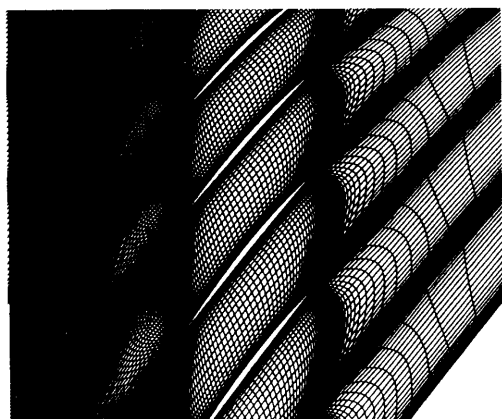


図6 解析格子

解析は、オリジナルケーシング（CASE 1）とレセ

スケージング（CASE 2）の2ケースについて実施した。入口境界条件は設計点のフローパターンを用いた。図7に動翼入口境界条件を示す。

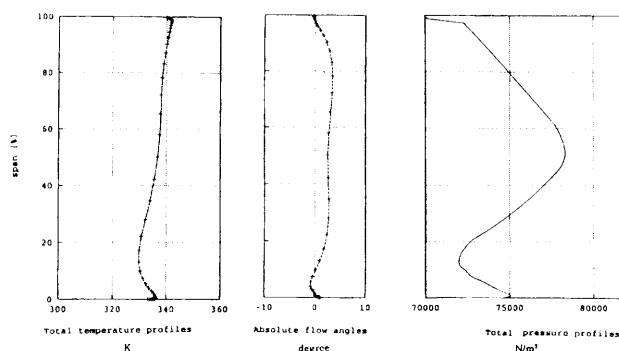
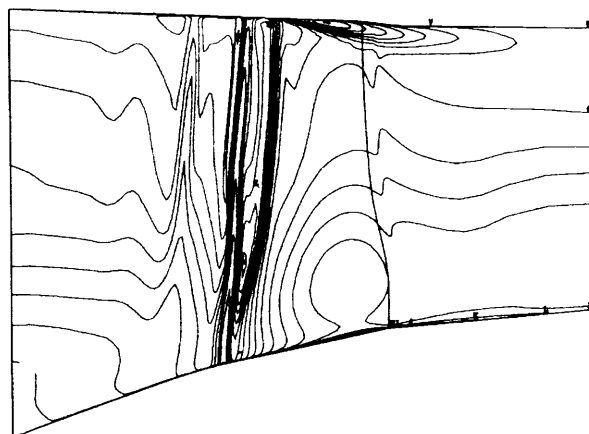
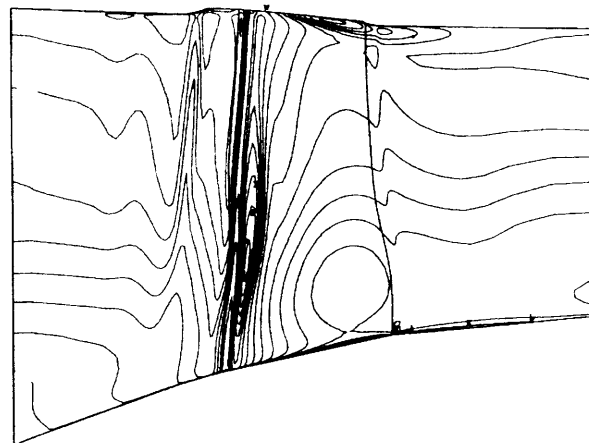


図7 動翼入口境界条件

図8に翼腹側の等マッハ線図示す。CASE 1に比べてCASE 2では先端の漏れ流れの領域が低減されていることがわかる。また、先端部の漏れ流れが低減されたことにより、75%高さから先端部にかけての衝撃波パターンが変化している。



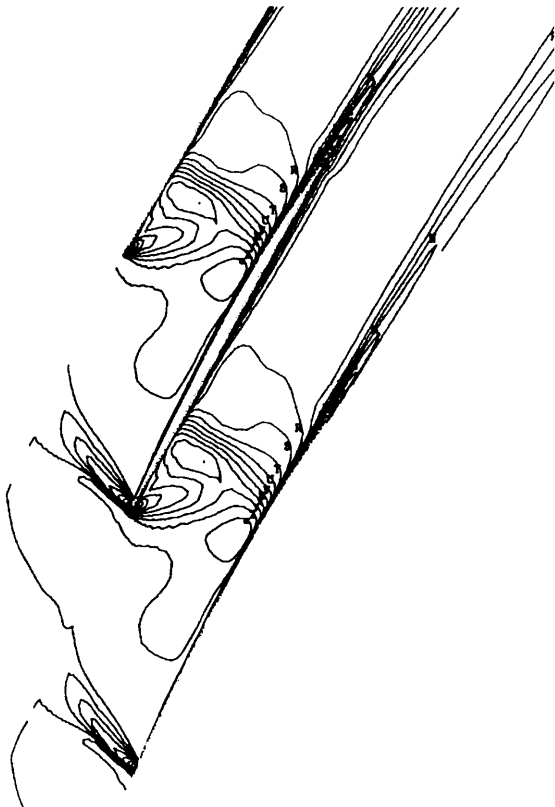
CASE 1 (オリジナルケーシング)



CASE 2 (レセスケージング)

図8 腹側等マッハ線図

図9に90%スパンの等マッハ線図をしめすが、衝撃波パターンが変化していることが確認できる。



CASE 1 (オリジナルケーシング)



CASE 2 (レセスケージング)

図9 等マッハ線図 (90%スパン)

図10に示す翼面マッハ数分布に示すようにCASE 2では先端漏れ流れによるブロックエッジが小さくなって減速率が小さくなったためと考えられる。

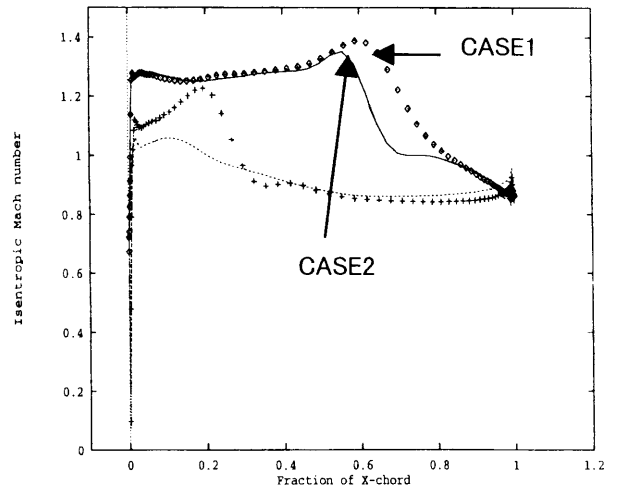
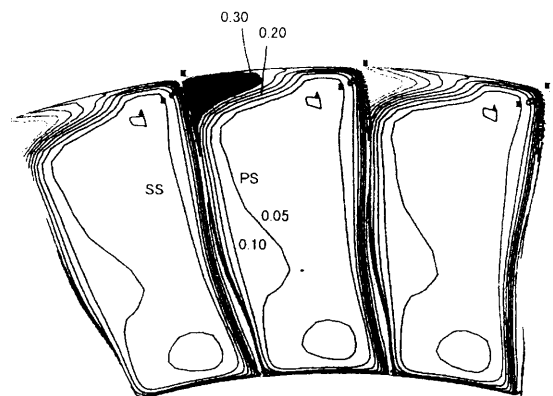
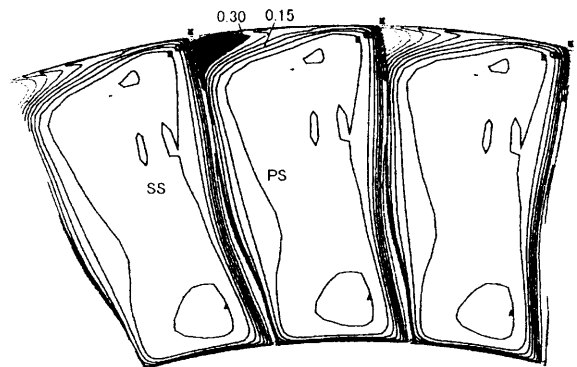


図10 翼面マッハ数分布 (90%スパン)

図11は後縁より5mm下流の全圧損失分布を示すが、両者を比較すると、CASE 2では翼端の腹側に集まっている損失領域 (黒く塗りつぶした領域) が半分程度に減少している。



CASE 1 (オリジナルケーシング)



CASE 2 (レセスケージング)

図11 全圧損失コンタ (後縁より5mm下流)

図12に示す全圧損失分布からリセスケージングによる損失改善は、80%スパン位置まで及んでいることが分かる。一方、先端側の流れ場の改善により半径方向の流れ場が変化して20%スパンから50%スパンにおいてはリセスケージングの方で損失が増加している。このことは、リセスケージングによる損失低減を考慮し、フローパターン設計から動翼の再設計を実施すれば、さらに性能改善の可能性があることを示している。

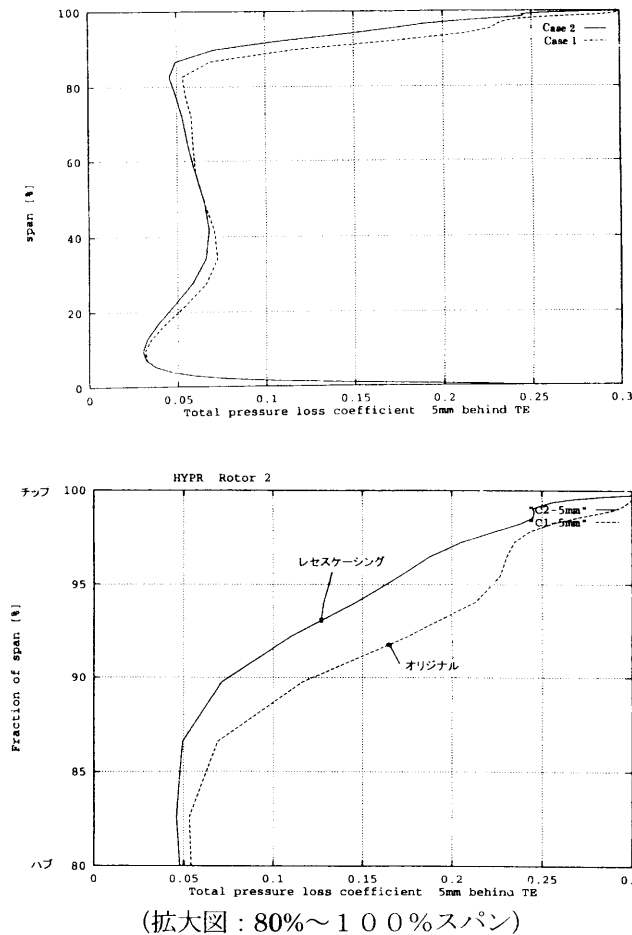


図12 全圧損失分布 (後縁より5mm下流)

以上の結果からリセスケージングは全圧損失低減に効果があることが分かった。

CFDの結果からファン性能は0.32%向上すると予想される。

#### 4. ファンリグ試験結果

CFDで効果が確認されたリセスケージング形状を適用して試験を実施した。

ファンリグ試験装置は、試作エンジンと同スケールで製作されており、駆動源として4000Kwの電動モーターを用いている。図13にリグ試験装置を示す。

試験においては、全体性能だけでなく翼間の流出角トラバース計測も実施し、動静翼のマッチングの改善や翼型形状の最適化を行うためのデータも取得している。また、動翼の振動レベルを評価するために、翼面に歪み

ゲージを貼り付けて翼振動計測を実施し、キャンベル線図による翼振動強度の健全性も確認している。

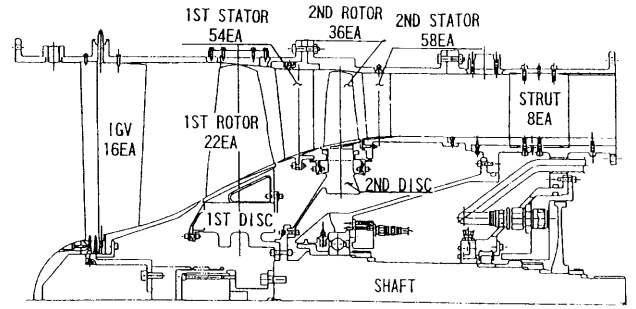


図13 ファンリグ試験装置

試験結果を図14に示す。修正回転数70%での性能改善が顕著であるが、設計点においても0.7%の性能向上が確認でき、最終目標である断熱効率85.7%を達成した。

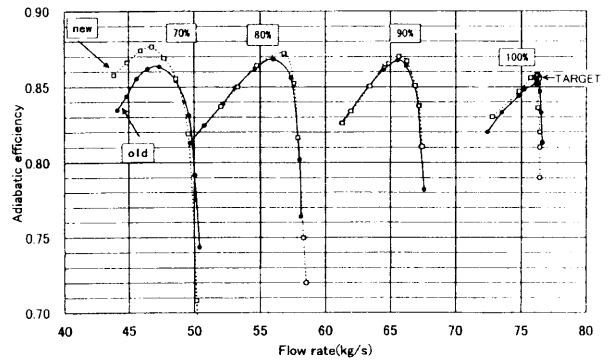


図14 ファンリグ試験結果

#### 5. まとめ

CFDを用いたエンジン設計への適用事例として、HYPRエンジンの低圧系要素への適用事例を紹介した。

低圧タービンの非定常解析とFEM解析を組み合わせた動翼の振動レベルの評価については、今後も試験結果の蓄積により精度向上が必要になると考えられる。

また、ファン動翼のリセスケージングについては、解析により有効性を定量的に把握し、試験により当初予測以上の効率向上が確認できた。

## 6. 参考文献

[1]M. Suzuki and N. Kuno “Research and Development of Two-Stage Fan Component in HYPR Project” AIAA 95-2344

[2]N.Kuno and K.Shimizu “Turbofan LP Components Research”

Second International Symposium on Japanese National Project for Super/Hyper-sonic Transport Propulsion System Proceedings, pp.83-90,October 19-20, 1995

[3]M. Suzuki, N. Kuno and A. Tobita “Current Status of Fan Component Research in HYPR Program” AIAA 98-3280

[4]K. Shimizu and R. Nogami “Current Status of Low Pressure Turbine Component Research in HYPR Program” AIAA 98-3282