

渦格子法による同軸反転型高速プロペラの解析

齊藤 茂* 溝淵 泰寛**

Analysis of the Aerodynamic Performance of Counter-Rotating Propeller by Means of Vortex Lattice Method

by

Shigeru SAITO
National Aerospace Laboratory
Yasuhiro MIZOBUCHI
Tokyo University

ABSTRACT

Aerodynamic performance of a counter-rotating propeller has been calculated by means of Vortex Lattice Method. The new wake system of the each rotor was constructed using a prescribed wake model by Kocurek-Berkowitz-Harris, which is well known as an empirical wake system of helicopter rotor with low aspect ratio blade. The vortex filaments including a blade tip vortex were treated as vortex tube with the finite vortex core in order to avoid the numerical divergence in the calculation.

The calculated results for a single-rotating propeller have shown a good agreement with experimental results in the subsonic speed range. The results for a counter-rotating propeller have compared with those by Local Circulation Method and wind tunnel test results and shown a good correlation.

1. はじめに

高速プロペラは遷音速領域で飛行するため、従来のプロペラ・ブレードと比べるとより薄翼、多翅、大後退角、広い翼弦を持っている。米国を中心とする過去10年来の研究の進歩は、プロペラ形態を単軸回転型プロペラから同軸反転型プロペラと推移させた。さらに牽引型から推進型へと変えて胴体の後部に配置する形態は今や定着しつつある(図1)。

単軸回転型プロペラに比べ同軸反転型では、前後のプロペラが互いに反転しているのでプロペラ同志が互いに強く干渉しあう。その結果として、

プロペラ全体の推進効率、大きく変わる。同軸反転型プロペラは、前方プロペラが作り出す周方向の速度成分(スワール)のもつエネルギーを後方のプロペラが回収することで全体の推進効率を高めるものである。これは前後のプロペラのピッチ角の組み合わせによって行われる。しかしこのピッチ角の組み合わせの仕方によっては、スワールのエネルギーをうまく回収できないこともおこる。この様に、非常に複雑な非定常な流れ場をつくる同軸反転型プロペラの解析は、現在まであまり行われていない。今回我々はこの様に複雑な流れ場を解析するために、単軸回転型プロペラ用に開発された渦格子法を同軸反転型プロペラに適用し、空力性能を解析した。

* 航空宇宙技術研究所

** 東京大学大学院

2. 渦格子法の概要

渦格子法では、対象となる物体を複数のパネル(四角形)に切りそのパネルを一本の束縛渦(Bound vortex)とパネルの両端から流れの下流方向に向かう二本の自由渦(Trailing vortex)で代表する。通常、束縛渦は各パネルの前縁より1/4の所におく。物体表面はこの様なパネルから構成されるが、物体から離れる所ではいわゆる後流(Wake)とし

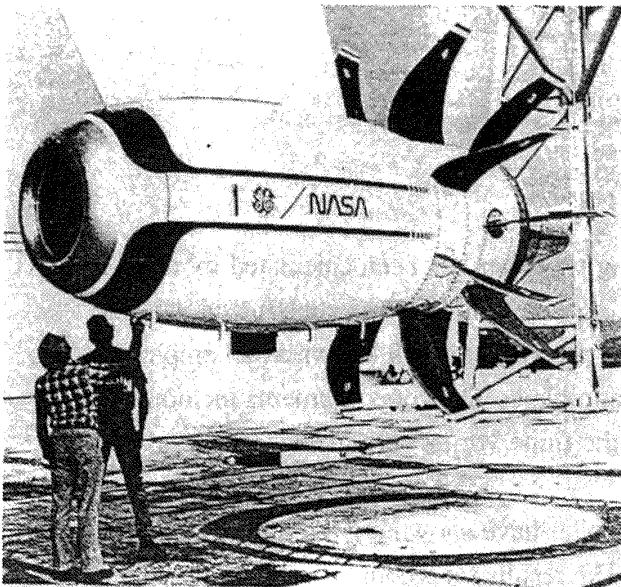


図1 同軸反転, 推進型高速プロペラの例 (UDF)

て渦シートを構成して後方に流れ去る。この後流は、プロペラ自身の作り出す吹き下ろしによって螺旋状に巻きながら流れ去る。翼のように端があらかじめ揚力を発生しているものでは端から出た自由渦(翼端渦)は下流に行くほど巻上がり(Roll-up)かつ縮流していく。この様な複雑な流れ場のなかに同軸反転型プロペラは存在するわけである。

本解析では、後流のモデル化を計りかつ非定常な扱いが可能になるよう改良を加えた。単軸回転型プロペラへの渦格子法の適用例については文献1)を参照されたい。渦格子法では各パネルに於ける摩擦抵抗は見積ることが出来ない。本解析では各パネルで2次元的な摩擦抵抗を考慮している。なお、圧縮性の効果は、Prandtl-Glauertの仮定を用いた。

次に、同軸反転型プロペラへの適用に於て改良された点について述べる。主な改良点は以下の通り。

(1) 後流の縮流と巻上がり

後流モデルとしては、ヘリコプタの後流モデルとしてよく用いられるKocurek-Berkowitz-Harrisの後流モデル(K-B-Hモデル)を用いた(図2参照)。この規定渦モデルは、ロータがホバリングしている状態でのロータの後流について実験から

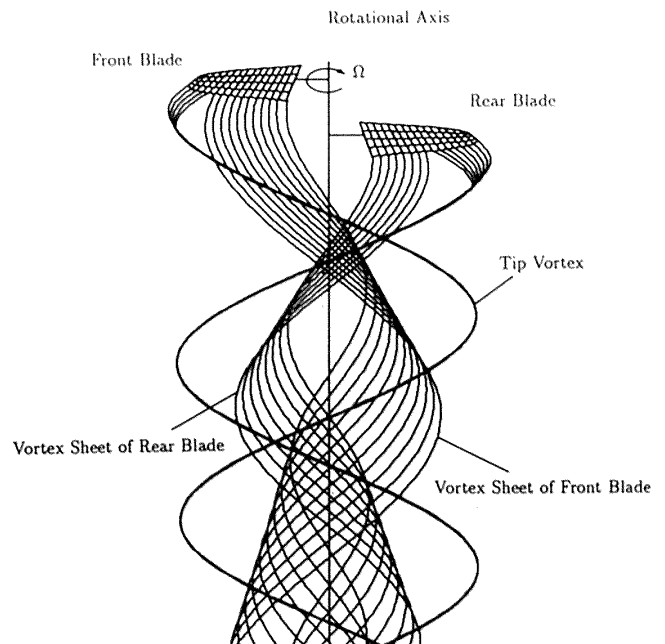
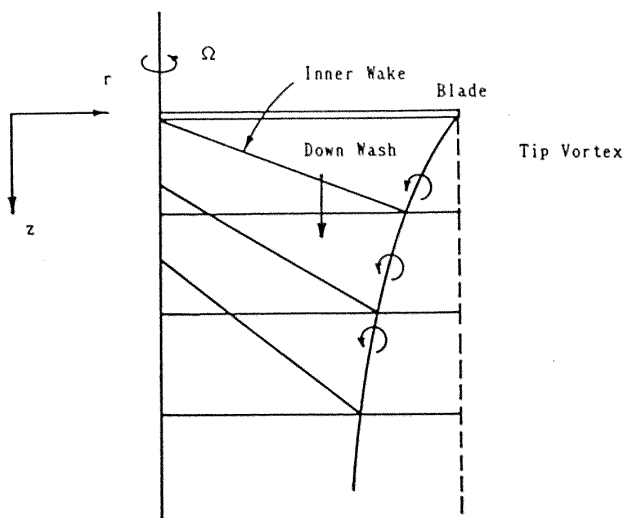


図2 Kocurek-Berkowitz-Harrisの後流モデル

定めたもので、アスペクト比の小さいブレードに対して有効であることが確かめられている。翼端渦や渦シートの形状に関しては文献2を参照されたい。また、翼端渦の巻上がりに関しては巨人機等の翼端渦で実証済みの後流モデルを用いた(文献3)。

(2) 後流と後方ブレードの交点での処理
渦モデルでは、前方ブレードから放出された渦

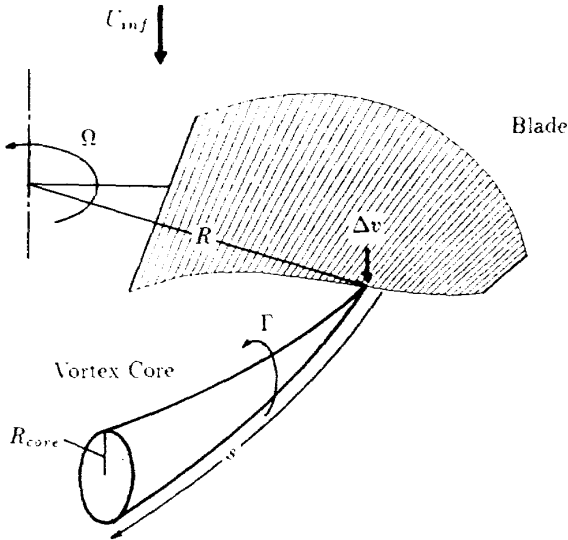


図3 有限な渦核を持つ渦糸の概念図

シートが飛行条件等によって後方ブレードと交差することがある。この時、従来の渦モデルでは計算点が非常に近いため発散が起き、計算が信頼できないと言う欠点があった。本解析では、ブレードの後縁より吐出される渦に渦核を持たせることによって、上述の発散を抑えている(図3)。

3. 計算結果

渦格子法において使用したパネルの数が計算精度にどの様に影響するのかを先ず初めに調べた。図4には、横軸にスパン方向の分割数をとってプロペラの推力(C_T)、パワー(C_P)をそれぞれプロットしたものである。各図は、コード方向の分割数をパラメータにして描かれている。これらの図より、スパン方向及びコード方向の分割数はそれぞれ15及び4と決められた。

次に、今回のプロペラ後流を改良した計算モデルの検証を行うために、単軸回転型プロペラの性能計算を行った。図5は、単軸回転型プロペラ(SR3)の低速時($M=0.2$)及び中高速時($M=0.6$)における性能計算結果を実験値と共に示している。図には、規定渦モデル(PW)を後流に適用した場合と、従来のヘリカルなモデル(HW)を適用した

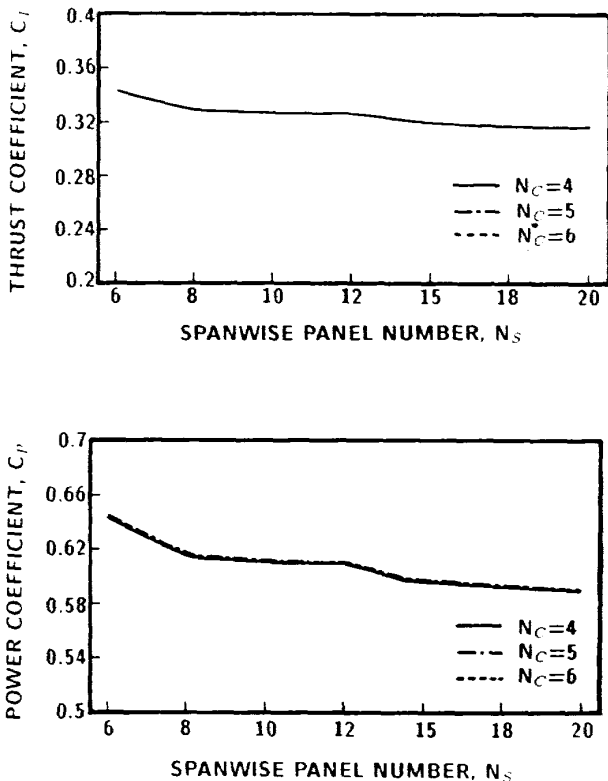


図4 プロペラの空力性能に対するパネル数の影響

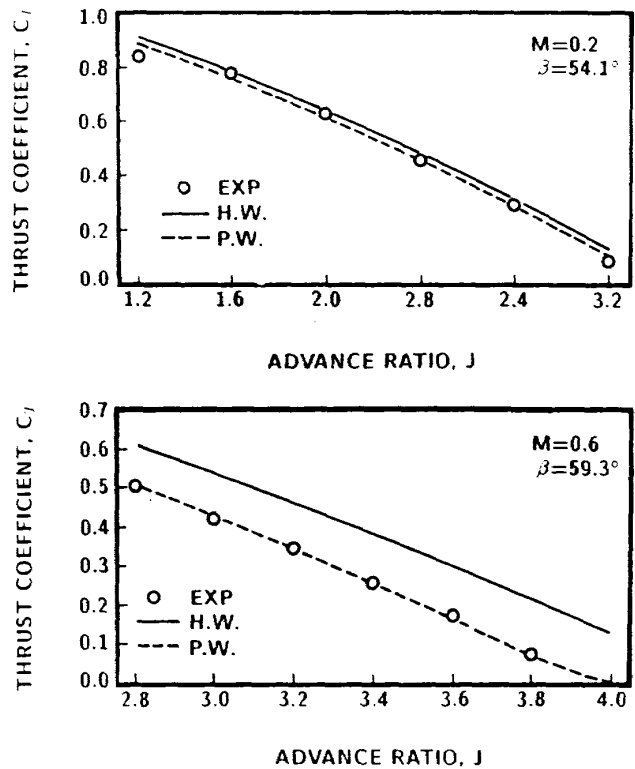


図5 単軸回転型プロペラの性能計算(SR3)

場合の2例が示されている。図において、横軸は前進率(J)，縦軸は推力係数を描いてある。HWモデルを用いた計算では、実験値に比べて推力係数を過大評価しているが、PWモデルによる結果は、実験値と非常に良い相関を示しているのがわかる。中高速時では、低速時の時と同様にPWモデルを用いた方が実験値との相関が非常によい。

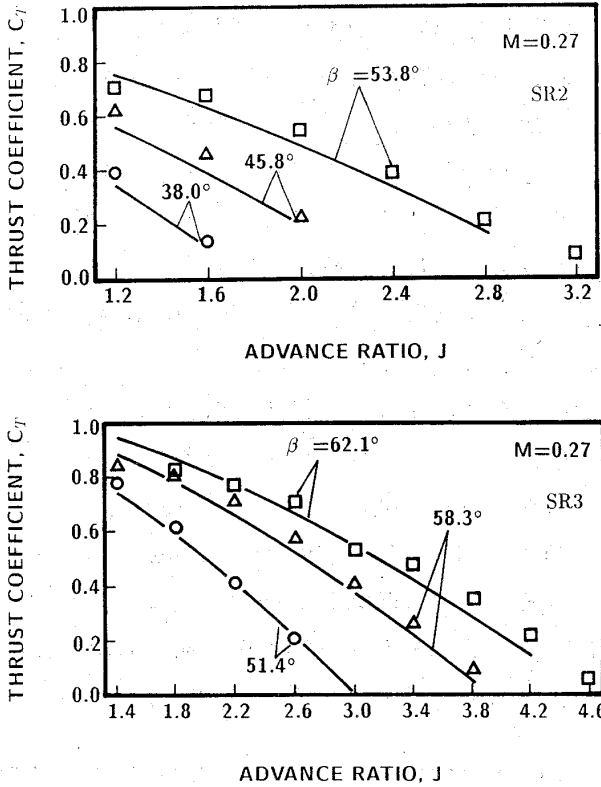
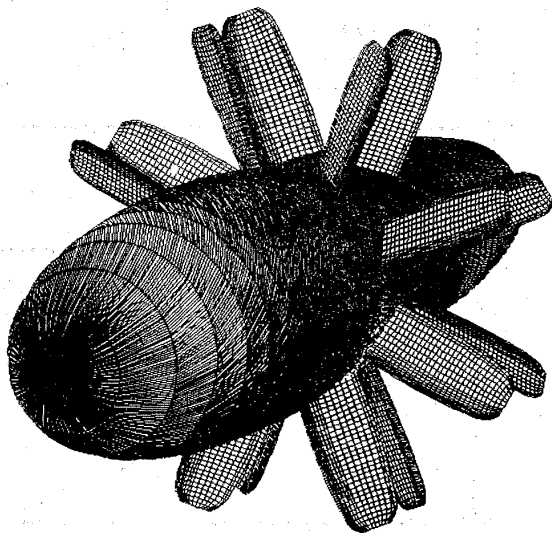


図6 単軸回転型プロペラの性能計算結果と実験値との比較

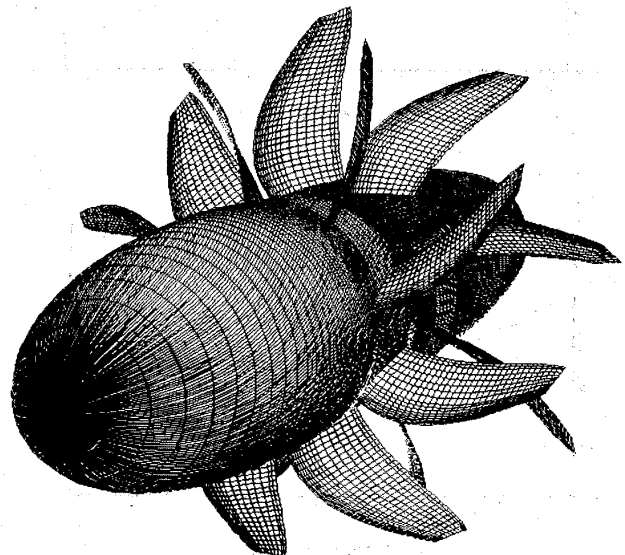
図6は、それぞれSR2, SR3というプロペラ形状の異なるものの性能計算結果を風洞試験結果と比べたものである。各図には3種類のピッチ角に対して、横軸前進率，縦軸推力係数が示されている。両図とも、実験値との相関は非常によいことがわかる。渦格子法が、翼の平面形の違いを精度良く見積っていることを示している。

次に、同軸反転型プロペラの空力性能を計算した。計算の対象としたプロペラは、SR2のプロペラを同軸用に用いたもの(CRSR2)とSR3を用いたものである(CRSR3) (図7参照)。

図8及び図9は、低速時(M=0.2)におけるそれぞれCRSR2とCRSR3の空力性能計算結果(推力, パワー)である。75%スパン位置におけるブレードのピッチ角は40°である。前後のピッチ角の差($\beta_F - \beta_R$)を0.0°, 2.5°としたときの比較も図には描いてある。同軸反転型プロペラにする最大の特徴は、巡航時における推進効率の改善が挙げられる。これは前方のプロペラが作り出す旋回成分(スワール)のエネルギーを、反転する後方のプロペラが回収することによって全体のエネルギー損失を少なくするためである。推進効率は、 $J \cdot C_T / C_P$ で与えられる。後方のブレードのピッチ角が前方より小さいとき、後方のプロペラのパワーの減少と推力の減少の兼ね合いによって全体の推進効率は増加する。低速時においても、この推進効率が



CRSR2.



CRSR3.

図7 本解析に用いた同軸反転型プロペラの概略図

増加する現象は捉えられている。

図10は、中高速時($M=0.6$)におけるCRSR2の空力性能計算結果(推力, パワー)を示している。

ブレードのピッチ角は 60° である。全体の傾向としては低速時の結果に近いものが得られている。

同軸反転型プロペラの実験データは大変少ない

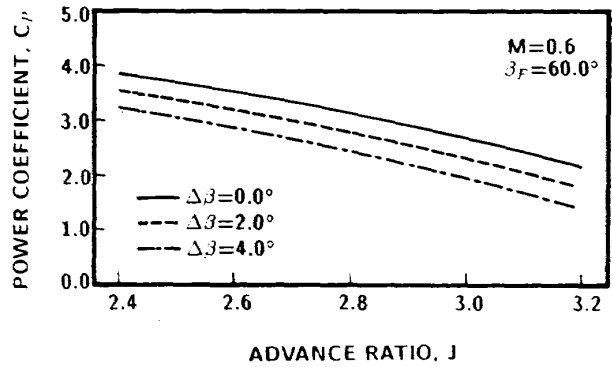
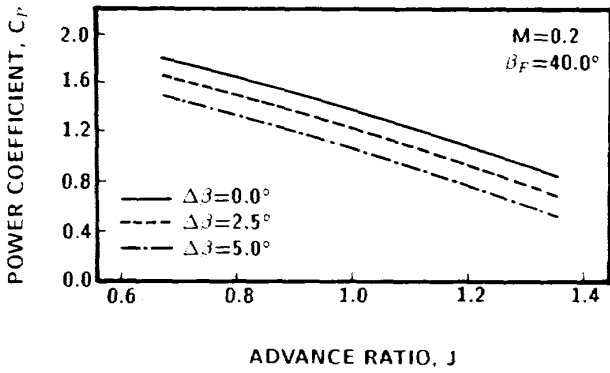
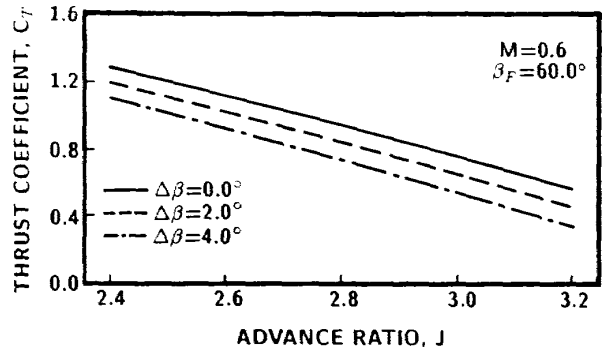
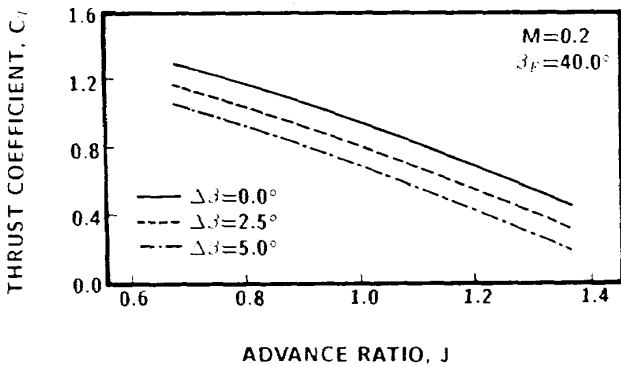


図8 低速時における同軸反転型プロペラの性能(CRSR 2)

図10 中高速時における同軸反転型プロペラの空力性能(CRSR 2)

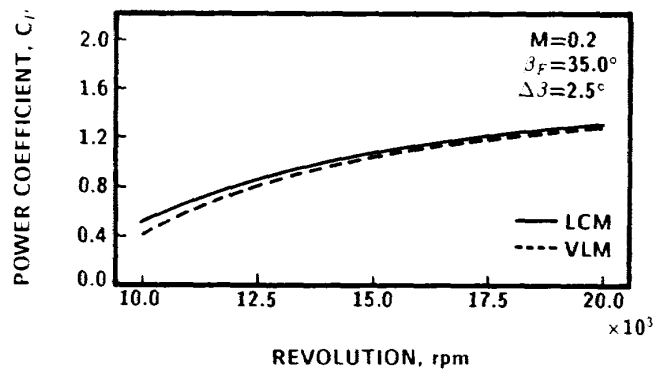
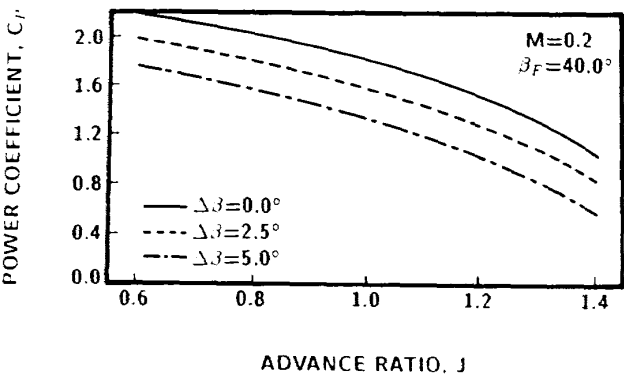
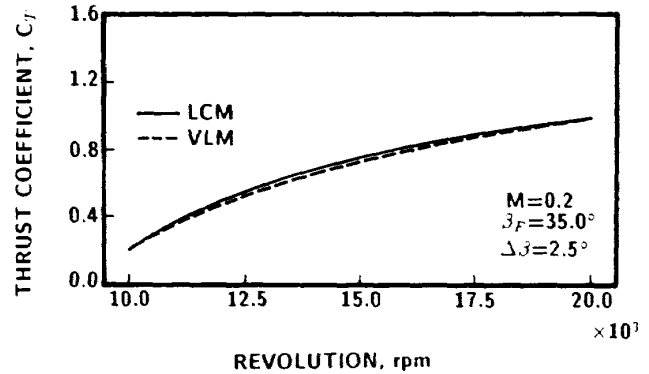
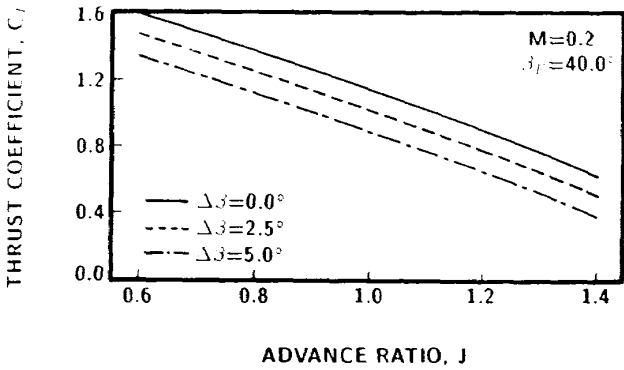


図9 低速時における同軸反転型プログラムの性能(CRSR 3)

図11 渦格子法と局所循環法との比較(CRSR 3)

ため、本解析においては局所循環法(LCM, 文献4)による理論計算結果と比較した。図11は、低速時($M=0.2$)におけるCRSR 3の空力性能(推力, パワー)を渦格子法とLCMによって解析した結果を比較したものである。ピッチ角は, 前方で 35° , 後方で 32.5° である。両理論とも非常によい一致を与えている。

図12は, 同軸反転型プロペラの非定常空気力を示している。単軸回転型プロペラと異なり, 同軸反転型プロペラでは前後のプロペラの相対位置によって各ブレードに作用する揚力は変動する。これは推力変動は, ブレードの疲労破壊の原因となる。またフラッター等の問題ともつながる大変重要なファクターでもある。従って, ブレードの疲労解析や振動解析の面でプロペラに作用する非定常空気力を正確に見積ることは必要となる。図では, 前後のプロペラが重なる位置から次の重なる位置まで($0 \sim \pi/4$)の変動空気力をプロットしてある。方位角が $\pi/8$ 付近での変動が最も激しいことが判る。

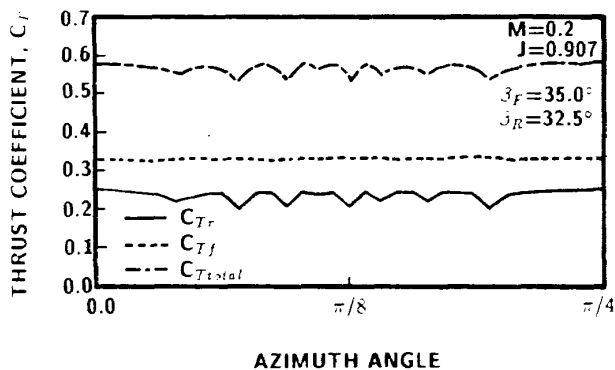


図12 同軸反転型プロペラの非定常空気力 (CRSR 2)

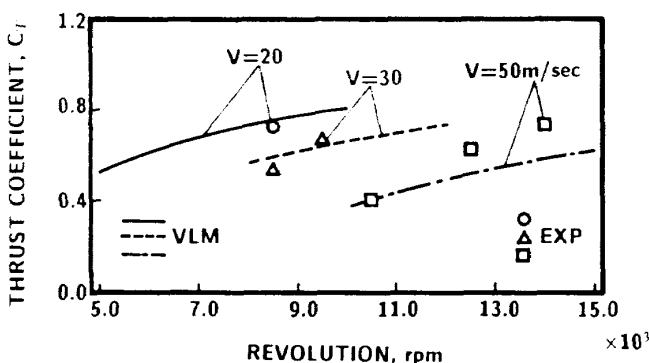


図13 同軸反転型プロペラの性能計算結果と実験値との比較 (CRSR 2)

図13は, 航技研で行った同軸反転型プログラムの実験結果(文献5)と比較したものである。図は, 横軸にロータの回転数をとって縦軸に推力係数を描いたものである。実験データとの相関は大変良い。本実験データは, 航技研の大型低速風洞で日本で初めて行われたエアー・タービン式同軸反転型プロペラの空力性能試験からとったものである。渦格子法を用いた同軸反転型プロペラの空力性能は, 実験データ精度良く予測することがわかる。

4. 結 論

従来, 良く用いられている渦シートのモデルを縮流及び巻上りを考慮して同軸反転型高速プロペラの性能計算に適用した。単軸回転型プロペラでは, 実験値と非常によい相関が得られた。同軸反転型プロペラでは比較できる実験データが入手しにくく, 今回は局所循環法(LCM)及び航技研で行った風洞試験と比較した。本解析結果は, LCM及び実験データと良い相関を示した。今回は, 飛行速度を $M=0.6$ 迄としたが今後高マッハの領域まで解析範囲を広げることが課題である。また, エアー・タービンを用いた同軸反転型プロペラの空力試験を行い, 本計算コードの検証を行うことが課題として残されている。

参考文献

- 1) 齋藤茂, 他: 回転翼まわりの三次元流れの数値解析, ターボ機械第13巻第11号, 11月, 1985.
- 2) Kocurek, J.D., Berkowitz, L.F. and Harris, F.D: Hover Performance Methodology at Bell Helicopter Textron, 36th Annual Forum of AHS, No.80-3, May 1980.
- 3) Azuma, A. et al.: Response of Helicopter Penetrating the Tip Vortices of Large Airplane, Vertica, Vol. 11, No.1/2, 1987.
- 4) Saito, S. et al.: Performance Calculation of Counter Rotation Propeller, AIAA-87-1889.
- 5) 外立政隆, 他: 高速プロペラの低速風洞試験, 第28回飛行機シンポジウム, 11月, 1990.