失速した翼列を通るはく離流れの数値解析*

西澤 敏雄^{*1}, 高田 浩之^{*2}

Numerical Analysis of Separated Flows through Stalled Cascade

Toshio NISHIZAWA and Hiroyuki TAKATA

Flow behavior of a rotating stall is studied numerically by means of the vortex model which was developed to solve the flows through stalled cascades. The flow features and pressure distributions, as well as the aerodynamic forces and moments exerted on the blades are examined. It is clarified that the strong suction due to the stall and unstall vortices has a considerable influence on the unsteady aerodynamic characteristics of the blades. The development of rotating stall of large amplitudes from various initial disturbances is also shown. Some important aspects of the rotating stall such as inception point, the hysteresis, the number of stall cells and its timewise changes are discussed and compared with the results deduced from a conventional linearized actuator disk theory.

Key Words: Rotating Stall, Cascade, Numerical Analysis, Vortex, Unsteady Flow

1. ま え が き

旋回失速や失速フラッタなどの現象を理解するためには、失速した翼列を通る非定常流れの挙動を知ることが重要である。最近数値計算によって旋回失速の流れを解析する試みがいくつか行われている^{(1)~(4)}。著者らは渦モデルによって二次元翼列における旋回失速の流れの数値解析を行い、失速した翼および失速から回復した翼から「失速渦」と「回復渦」が放出されることを明らかにし、この現象と旋回失速の様相との物理的関係を示した⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

その概略を以下に示す。図1は旋回失速の流れ場の例であり、流入角 60° の場合の渦度分布(実線が時計方向、破線が反時計方向)および流線を示している。ここではNACA 65CA(30) 10翼から成る食違い角 30° 、節弦比1の5ピッチを1周期とする翼列を考えている。ある翼が失速すると、その背面に時計方向の強い渦(失速渦)が成長し、やがてこの渦が翼面から離れるころ、後縁付近に反時計方向の渦(回復渦)が成長し始

める。これら二つの渦が流路内に広がるにつれて流れがせき止められ、そこを通る流量が著しく減少する。その結果、背面側隣接翼に相対的な迎え角が増加して、今度はこの翼が失速し、反対に腹側の翼では迎え角の減少によって境界層の再付着が進むようになる。このような過程が各翼で繰返されることによって、失速状態が翼から翼へ伝ばすることになる。

前報では、 $55\sim 75^\circ$ の広い流入角範囲で旋回失速が伝ばすることが確かめられており、流れ場の挙動はすべて 60° の場合と基本的に同様である。このうち 75° のように比較的大きい流入角の場合に 60° の場合と特に異なる点は、失速領域において強い逆流が発生し、翼から放出された渦度の一部が翼の上流を通って隣の流路に運ばれていくということである。

本論文は、旋回失速の数値解析に関する著者らの前報⁽⁶⁾を継続・発展させたものであり、本報では特に次の二つの面すなわち、第1に非定常な圧力場を含む流れ場の詳細な様相、第2にさまざまな初期じょう乱から旋回失速が発生・成長する様子についての検討を行った。

2. 数 値 解 析 法

ここで数値解析法の概要を簡単に示す⁽⁶⁾。図2は計

* 原稿受付 平成5年5月19日。

^{*1} 正員, 航空宇宙技術研究所(〒182 調布市深大寺東町7-44-1)。^{*2} 正員, 東海大学工学部(〒259-12 平塚市北金目1117)。

図 1 旋回失速の流れ場 ($\beta_1 = 60^\circ$)

算領域を示し、流れ場は翼列方向に N ピッチで周期的であると仮定する。領域内の流れ場は各翼面に付着した境界層流れとはく離領域や後流を含む外部流れの二つの領域に分けて考える。外部流れの結果から境界層外縁に沿う圧力分布が決まり、反対に境界層計算の結果に基づいてはく離点位置とそこから放出される渦の強さが決まってくる。

外部流れの基礎式として、レイノルズ平均した流れに対する流れ関数方程式と、流れとともに移動する微小領域について積分した形の渦度輸送方程式を用いる。

$$\frac{\partial^2 \bar{\psi}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{\psi}}{\partial y^2} = -\bar{\zeta} \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\frac{D}{Dt} \int_A \bar{\zeta} dA = \int_B \frac{\partial}{\partial n} [(\nu + \nu_t) \bar{\zeta}] ds + 2 \int_B \left(\frac{\partial \nu_t}{\partial n} \frac{\partial \bar{q}_n}{\partial s} + \frac{\partial \nu_t}{\partial s} \frac{\partial \bar{q}_s}{\partial s} \right) ds \quad \dots\dots\dots (2)$$

ここで ψ は流れ関数、 ζ は渦度、 ν および ν_t は分子および乱流粘性係数、 q は微小領域 A の境界 B (s はその周方向、 n は垂直な方向) における流速を表す。渦度の拡散を計算領域に生成された微小な格子要素間の離散的な渦点のやりとりで表し、また渦度の対流を渦点の移動で表すという方法によって式(2)の解を得る。また乱流粘性係数 ν_t を評価するため下記のような代数モデルを用いる。

$$\nu_t = C_b U_e \delta \quad (\text{in separated flow region}) \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\nu_t = C_w U_d L \quad (\text{in wake flow region}) \quad \dots\dots\dots (4)$$

ここで、 U_e ははく離域外縁の流速、 δ ははく離域の厚さ、 U_d は後流外縁の流速、 L は後流の幅、 C_b および

図 2 計算領域 ($N=3$)

C_w は定数でそれぞれ 0.005 および 0.01 である。本解析法では翼面境界層を外部流れと別に解き、乱流モデルは外部流れのはく離域や後流にのみ適用されるから、上述のような簡単なモデルで十分と考えられる。境界層流れは運動量積分方程式を解いて求めるが、層流境界層については Paulhausen の方法、乱流境界層についてはエントレインメント法、遷移点の予測については Schlichting の方法を用いる。

式(1)を解く際に翼面ディリクレ境界条件は、下記の式に基づいて定める。

$$\frac{\partial \Gamma_c}{\partial t} = - \oint_c \bar{q}_n \bar{\zeta} ds + \oint_c \frac{\partial}{\partial n} [(\nu + \nu_t) \bar{\zeta}] ds + 2 \oint_c \left(\frac{\partial \nu_t}{\partial n} \frac{\partial \bar{q}_s}{\partial s} + \frac{\partial \nu_t}{\partial s} \frac{\partial \bar{q}_s}{\partial s} \right) ds \quad \dots\dots\dots (5)$$

$$\Gamma_c = - \oint_c \frac{\partial \bar{\psi}}{\partial n} ds \quad \dots\dots\dots (6)$$

式(5)より、流れ場の任意の閉曲線に沿う循環は、この閉曲線を通して対流および拡散された渦度の総量から決まり、式(6)より流れ関数はこの循環と整合しなければならない。渦度分布は渦点によって表されるため、前報では式(5)より計算される循環の時間変化に若干のノズルが現れ、その結果、比較的小さい流入角では変動が次第に減衰傾向を示す場合が生じていた⁽⁶⁾。本報では、複数組の閉曲線に対する結果を平均するという計算法の改良によってこのノズルは減少し、小さい流入角でも旋回失速の伝ばを合理的にとらえることが可能となった。

静圧分布は圧力のポアソン方程式を解いて求めるが、境界条件として上流境界では一様流であることから静圧一定のディリクレ条件を与え、また翼面や下流境界では運動方程式から導かれるノイマン条件を与える。このノイマン条件とポアソン方程式のソース項は、

発散定理から導かれる適合条件を満足しなければならぬ。しかし、数値誤差があると適合条件は必ずしも厳密に満足されず、その結果上流境界では零となるはずの法線方向微係数が零とならず、翼列上流で静圧レベルが不適当な変化をする結果となる。本報では、適合条件を満たすようにソース項を修正することによりこの問題を解決した。修正量は約2~4%であり、静圧分布の重要な特性を損なうことはないと考えられる。

3. 計算結果と考察

3・1 圧力場と空力特性 初めに旋回失速の圧力場と翼に働く空気力・モーメントを検討する。例として Re 数は 300 000、翼列方向に 5 ピッチ 1 周期 ($N=5$) とし、流入角は図 1 と同じ 60° の場合を考える。計算で得られた旋回失速の特性値を表 1 中の B7 に示す。なお以下で翼および流路は下から順に番号をつけて表すものとする。

3・1・1 圧力場 図 3 は静圧および全圧分布を無次元時間 (W_1 および c により無次元化、以下 t と記す) 1.0 ごとに上流動圧の 20% 間隔の等高線で表している。失速した翼の背面に成長した失速渦の近傍で静圧が非常に低くなり、同時にこの付近では全圧も非常に低くなっている ($t=8\sim 9$, 翼 No. 4)。また、翼後縁で成長した回復渦の近傍でも静圧と全圧が低くなっている。これらの渦の負圧のピークは、渦が翼面を離れて下流に移動するにつれて急速に弱まり ($t=10\sim 11$)、翼列下流では静圧の変動は比較的小さくなっている。一方、全圧損失は翼列下流でも失速セル中ではかなり大きいままであり、失速セル中ではかなり下流まで流速が遅くなっていることを示している。翼が前縁失速

してから失速流路出口で全圧損失が大きくなるまでには時間遅れが生じており、例えば $t\approx 7$ に翼 No. 4 が前縁失速したのち、流路 No. 4 出口の損失が大きくなるのは $t=12$ のころである。この時間遅れは、失速渦が翼背面に捕まったまま成長し、ある大きさに成長してから翼を離れ始めることが原因である。

翼列上流では、失速渦の前方で急激に静圧が低下し、それより腹側の回復渦を放出して失速から次第に回復している翼の前方では、比較的高い静圧でほぼ一定となっている。この結果、翼列に向かう流れは失速セルを避けるように角度がそれることになる。

上述の計算結果を、図 4 の Kriebel らが行った円形翼列の旋回失速の可視化結果⁽⁷⁾ と比較する。実験の節弦比、食違い角、 Re 数、および流入角は本計算とほぼ等しい。前述の失速渦と回復渦の成長・放出の様子は、この実験結果からも確認することができる。また、本計算では流入角 60° の場合セル数は 5 ピッチ 1 セル、伝ば速度 V_p は $V_p/V_1=0.29$ (V_1 は図 2) であるが、実験では流入角 64° の場合 4~5 ピッチ 1 セル、 $V_p/V_1=0.37$ 、また流入角 57° では 5~6 ピッチ 1 セル、 $V_p/V_1=0.30$ であり、両者の一致は良好と考えられる。

3・1・2 非定常翼面圧力 図 5 は翼腹面および背面上の各点の非定常圧力変動を圧力係数 C_p によって示したものである。図 5 は翼 No. 4 がちょうど失速する前後の $t=4\sim 12$ の結果で、翼面上の位置 x/c の値に応じて縦軸の原点を次第にずらしながら示している。また、破線は前縁での値を表している。

前縁はく離の後、翼背面を強い負圧のピークが前縁から後縁に向かって伝わっているが、図 3 との比較によりこのピークは失速渦の中心に対応する位置に現

表 1 旋回失速の特性値, NACA 65CA (30)10 ($\xi=30^\circ$, $s/c=1$, $Re=300\ 000$)

NO.	β_1	N	initial disturbance assumed $\Delta\phi_1$	number of cells	RESULT				amplitude of $\Delta\phi$ max min	
					T	V_p/V_1	V_p/U_1			
A1	50.0	10	-10.0%	---	---	---	---	---	---	Attenuate
A2	52.0	10	-10.0%	1	5.0	0.25	0.32	+ 17 %	- 50 %	
A3	52.0	10	-100.0%	1	5.1	0.25	0.32	+ 20 %	- 50 %	Hysteresis Attenuate
A4	50.0	10	-50.0%	1	6.0	0.22	0.26	+ 20 %	- 30 %	
A5	47.0	10	-30.0%	---	---	---	---	---	---	
A6	52.0	10	-1.0%	2 $\rightarrow$ 1	5.0	0.25	0.32	+ 10 %	- 42 %	
A7	53.0	10	-1.0%	3 $\rightarrow$ 1	4.9	0.26	0.34	+ 20 %	- 55 %	
B1	50.0	5	-5.0%	---	---	---	---	---	---	Attenuate
B2	52.0	5	-5.0%	1	6.0	0.21	0.27	+ 22 %	- 35 %	
B3	52.0	5	-50.0%	1	6.1	0.21	0.27	+ 25 %	- 35 %	Hysteresis Attenuate
B4	50.0	5	-20.0%	1	6.2	0.21	0.25	+ 18 %	- 25 %	
B5	47.0	5	-20.0%	---	---	---	---	---	---	
B6	55.0	5	-100.0%	1	5.8	0.21	0.30	+ 40 %	- 35 %	
B7	60.0	5	-100.0%	1	4.0	0.29	0.50	+ 55 %	- 70 %	
B8	60.0	5	-10.0%	1	4.7	0.25	0.43	+ 60 %	- 60 %	

Initial number of stall cells is one for all the cases

T : Time required for rotating stall to propagate to the neighboring blade

図3 静圧・全圧分布 ($N=5$, $\beta_1=60^\circ$, $\xi=30^\circ$, $s/c=1$)
 (a) $t=8$, (b) $t=9$, (c) $t=10$, (d) $t=11$, (e) $t=12$, [B7]

れ、失速渦が下流に運ばれるにつれてピーク位置が移動していることがわかる。ピーク位置が半翼弦点を過ぎるころから、失速渦が翼面を離れ始めるためピークはいったん弱くなるが、後縁付近に達すると再び強くなり上流へ少しだけ移動する。これは後縁腹側から放出された渦度が背面側に回り込んで回復渦に成長することによるものである。回復渦の影響は腹面側の圧力にも弱い負圧ピークとして現れており、腹面に沿う流れが渦なし流れであり、後縁で生じた圧力じょう乱が

図4 旋回失速の可視化実験⁽⁷⁾ ($\beta_1=64^\circ$, $\xi=30^\circ$, $s/c=1$, $Re=200\,000$)

(a) 腹面

(b) 背面

図5 非定常圧力変動(翼 No. 4, $t=4\sim 12$)

音速で伝ばするため、負圧ピークはほぼ瞬間的に上流に伝ばしている。また、背面では、上述の失速渦による顕著な負圧ピークより少し早く、弱い正圧ピークが発生し後縁に向かって移動しているが、このピークは失速渦によって形成される逆流領域の進行方向先端のよどみ点に対応している。

上の考察から明らかなように、失速渦と回復渦の効果は翼面圧力変動に顕著に現れる。これと同様な圧力変動は単独翼の場合⁽⁸⁾⁽⁹⁾にも見いだされており、翼列でも単独翼でも、失速渦の挙動は失速した翼周辺の圧力場を支配する重要な因子であるといえる。翼列の場合に特有な様相は、背面に現れる失速渦の顕著なピークより少し早く、腹面にも負圧ピークが発生し後縁側へ移動するという点である。このピークも失速渦によるものであるが、これは一つ腹側の翼 No. 3 から放出され、流路 No. 3 を通って下流へ運ばれる失速渦によるものである。

3・1・3 空気力・モーメント 図6は各翼の翼弦垂直方向の空気力 C_N と半翼弦点周りのモーメント C_M の周期的変動の様子である。両者は翼面静圧を積分して求められる。なお図3の各翼上の矢印は各時刻の空気力を表し、矢印の始点が着力点である。

翼に相対的な迎え角が増加するにつれて C_N は増加

図 6 翼に働く空気力およびモーメントの時間変動

し、そのピーク値は設計点の値の約 3.0～3.5 倍に達するが、これは翼背面に成長した失速渦の強い負圧によるものである。失速渦が翼面を離れると C_N は急激に減少し始め、回復渦が放出された後いったんほぼ零にまで減少し、その後翼背面の流れが再付着するにつれて次第に増加するようになる。 C_M のピークは C_N のピークより無次元時間で約 0.6 だけ早く発生するが、これは失速渦が成長しながら下流に広がるにつれて、空気力の着力点が前縁から後縁側に移動するためである。 C_M のピークは失速渦の中心が前縁から約 20% コード位置にあるときに生じ、 C_N のピークは約 40% のときに生じている。失速渦の中心が後縁付近に達し、また回復渦が成長するころ、 C_M は負のピークに達するが、図 6 ではこの二つの渦の効果はほぼ同時に現れ、明確には分離されていない。

3・2 旋回失速の発生と成長 実際の翼列では、ある流入角以上において、流れ場に含まれる微小なじょう乱から旋回失速が発生し成長するものと考えられる。以下ではいくつかの初期じょう乱から旋回失速が発生・成長する過程を計算し、そのときの流れ場の様子を調べる。

3・2・1 発生点とヒステリシス アクチュエータディスク理論によって、いま考えている翼列における旋回失速の線形成長の限界、すなわち旋回失速発生点を求めると、流入角 $52^\circ \sim 53^\circ$ の間となる。ただし、線形解析に必要な全圧損失特性は、1 ピッチを周期とする本数値解析の結果から計算したもの⁽⁶⁾を用いた。線形

図 7 翼間流路流量の時間変動 [$N=10$, $\beta_1=52^\circ$, (A 2)]

(a) 渦度分布

(b) 流線

図 8 十分成長した旋回失速の流れ場 [$t=30$, (A 2)]

理論では有限振幅の変動を扱うことはできず、微小じょう乱が有限の大きさに成長する様子や、ヒステリシス、変動の減衰する様子などを含めて考えるためには、本数値解析のような非線形な方法が有効である。ここでは流入角、初期変動の大きさ、周期条件等を変えて種々の計算を行った。結果の概要を表 1 に示す。なおいずれの場合にも初期変動として計算領域中 1 セルのみの変動を与えた。

10 ピッチ 1 周期 ($N=10$) の場合、初期じょう乱として流路 No. 1 の流量を 1 ピッチ当たりの平均流量より 10% だけ減少させると、線形解析で予測された発生点よりも小さい流入角 50° ではじょう乱は増幅せず、定常的な非失速流れに収束するが (A 1)、流入角 52° では同じ振幅の初期じょう乱から出発すると次第に増幅し、結局は大変動の旋回失速が伝ばするようになる (A 2)。

図 7 および図 8 は後者の場合の流量変動の成長過程と十分成長した旋回失速の流れ場を表している。 52° のように発生点付近の比較的小さな流入角においても、失速セル内では失速渦の成長・放出が起きており、流入角 60° の場合とのおもな違いは、これらの渦が少し弱くなっているという点だけである。同じく 52° で、100% 減 (流路 No. 1 の流量を完全にブロックする) という大きな初期変動から出発した場合にも、発生する

図 9 旋回失速の成長 ($N=5$, $\beta_1=60^\circ$) (a) $t=7$, (b) $t=16$, (c) $t=66$, 渦度・流線, (B 8)

図 10 旋回失速の成長 ($N=5$, $\beta_1=60^\circ$) 翼列より 0.5 コード上流の流れ角分布 (B 8)

旋回失速はほぼ同じである (A 3)。

微小なじょう乱から大変動の旋回失速が成長し、伝播するようになるという状況は、流入角が 52° よりもっと大きくなった場合にも同様である。

図 9 は 5 ピッチ 1 周期、流入角 60° の場合に初期じょう乱の大きさを 1 ピッチだけ平均流量の 10% 減とした場合の流れ場の変化を表している。図 10 は翼列より 0.5 コード上流における流れ角分布を、時間間隔

図 11 失速セル数の変化 ($N=10$, $\beta_1=52^\circ$) (a) $t=0$, (b) $t=15$, (c) $t=20$, (d) $t=30$, (A 6), 1 コード上流の軸流速度分布

5.0 で示したものである。

初め 5 枚すべての翼が前縁はく離し、はく離点から比較的強い渦度が放出されているが ($t=7$)、図 10 によるとこれよりのち初期変動が時間とともに増幅し、同時に翼列方向に伝ばし始めていることがわかる。変動振幅がある程度大きくなってくると、翼 No. 3 の背面境界層が再付着して失速領域と非失速領域の相違が比較的明瞭となり ($t=16$)、また失速領域中の翼 No. 2 では失速渦が成長するようになる。十分に時間が経過した後は、図 1 とほぼ同様な大変動の旋回失速が安定に伝ばするようになり ($t=66$)、表 1 に示すように、このときの諸特性値 (B 8) は大きな初期変動を与えた場合 (B 7) とほぼ等しくなる。

一方、発生点以下の流入角 50° においても、10 ピッチ 1 周期の (A 4) のように、50% 減とある程度大きな初期じょう乱を与えた場合には、旋回失速は伝ばすることができる。しかし、流入角が 47° まで小さくなると大きな初期変動を与えても変動は減衰し、定常的な非失速流れに収束するようになる (A 5)。このような結果は 5 ピッチ 1 周期の場合も同様であり、旋回失速の発生点と消滅点の間にヒステリシスがあることを表している。

3・2・2 失速セル数の変化 上述の数値解析によると、10 ピッチ周期条件と 5 ピッチ周期条件における結果の違いは、一般に前者のほうが変動振幅や伝ば速度がやや大きくなるという点であり、セル数に関してはどちらも同様で 1 セルのままであった。したがって発生した旋回失速の波長は周期条件によって異なることになる。以下では、波長の短い旋回失速が 10 ピッチ中に多セル伝ばする例があることを示し、セル数についての考察を行う。

図 11 は流入角 52° の場合に初期じょう乱を平均流

図 12 失速セル数の変化 ($N=10$, $\beta_1=53^\circ$) 1 コード上流の軸流速度分布 (A 7)

量の 1% 減と小さく与えた場合の結果 (A 6) であり、翼列より 1 コード上流における軸流速度の変動の周方向分布を表している。1 セルの初期変動 ($t=0$) から出発すると、やがてほぼ正反対の周方向位置にいったん 2 番目のセルが発生する ($t=15$)。しかし、一方のセルの変動が大きくなるにつれて他方は次第に減衰し ($t=20$)、結局は 1 セルの旋回失速が伝ばするようになる ($t=30$)。そして、この最終的に得られた旋回失速の特性値は、前述のもう少し大きな初期じょう乱から出発した場合 (A 2, A 3) とほぼ一致する。

図 12 および図 13 は、流入角 53° とした場合にやはり非常に微小なじょう乱から旋回失速が成長する途上でセル数変化の様子をとらえた結果 (A 7) を表している。この場合、1 セルの初期変動から出発していったん 10 ピッチ中に 3 セルが発生し、しばらくの間はそのまま伝ばし、その各失速セル中ではやや弱いものの失速渦が形成されている ($t=17$)。しかし、変動がもっと大きくなるにつれて、3 セルのうち 1 セルが次第に減衰するようになり、やがて完全に消滅して 10 ピッチ中に 2 セルとなる ($t=27$)。このとき、2 セルの変動振幅はほぼ等しいが、2 セルの位置は 10 ピッチを翼列方向に等分する位置にはならない。さらに時間が経過すると、2 セルのうち一方はますます成長するが、他方は徐々に減衰し ($t=40$)、最終的には 10 ピッチ中に 1 セルのみの旋回失速が伝ばするようになる ($t=60$)。

上述のように旋回失速発生点付近の比較的小さい流入角では、1 セルの微小なじょう乱から出発した場合、変動がまだ小さい成長初期の段階では、セル数の多いパターンが一時的に発生し伝ばすることが可能であるが、変動が大きくなるにつれて一つのセル以外は減

(I) Vorticity (II) Stream lines

図 13 失速セル数の変化 (a) $t=17$, (b) $t=27$, (c) $t=40$, (d) $t=60$, (A 7)

衰・消滅し、結局は 1 セルのパターンが伝ばするようになるということができる。前述の計算例 (A 2) の場合のように 10% 減の初期変動を与えた場合には、初めから多くのセルが発生できないような変動の大きさの範囲に入っているために、成長途上で多セルが現れず、終始 1 セルのまま成長したものと考えられる。

上述の解析結果から、他の翼列との干渉や流れ場の三次元性の影響などがなくても、有限ピッチの影響と旋回失速の非線形な性質自体によって、旋回失速が成長する途上でセル数が変化したり、あるいは変動の大きさによってセル数変化の有無に違いが生じたりする

現象が発生し得ることがわかった。

4. 結 語

旋回失速の性質と流れ場の挙動を数値解析によって調べた。本論文では、まず流れ場の様相を圧力場や非定常空力特性の点から検討し、次いで発生点近傍における旋回失速の発生・成長の様子を考察した。

その結果、圧力場および翼面非定圧力や空気力、モーメントの変動は、旋回失速伝ば時の失速渦と回復渦の挙動が支配的な因子となっていることがわかった。また旋回失速発生点や発生と消滅の間のヒステリシス現象をとらえるとともに、旋回失速が非常に微小なじょう乱から成長する場合には、変動が小さい成長初期に多セルが一時的に発生・伝ばすることが可能であることなどを明らかにした。

旋回失速に影響する要因として、他に案内羽根と動翼列の干渉の問題や翼振動との同期の問題などが考

られ、今後本数値解析をこれらの問題に対しても発展させていく予定である。

文 献

- (1) Spalart, P. R., *J. Propuls.*, **1**-3(1985), 235.
- (2) Speziale, C. G., Sisto, F. and Jonnavithula, S., *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **108**(1986), 304.
- (3) Jonnavithula, S., Thamgam, S. and Sisto, F., *AIAA J.*, **28**-11(1990), 1945.
- (4) Davoudzadeh, F., Liu, N. S., Shamroth, S. J. and Thoren, S. J., *AIAA Paper*, 88-3265(1988-6).
- (5) Nishizawa, T., Takata, H. and Tokisue, H., *Proc. 2nd Int. Symp. Transport Phenomena Rotat. Mach.*, **1**(1988-4), 141, Hemisphere.
- (6) 西澤・高田, 機論, **56**-523, B(1990), 618.
- (7) Kriebel, A. R., Seidel, B. S. and Schwind, R. G., *NASA Tech. Rep.*, R-61(1960).
- (8) 時末・高田, 機論, **50**-460, B(1984), 3124, , **55**-510, B(1989), 321.
- (9) 時末・高田, 機論, **55**-510, B(1989), 337.