数値解析による圧縮機翼列の失速フラッタに関する研究*

(第2報, 振動翼の非定常空力特性と旋回失速の関係)

西澤 敏雄^{*1}, 高田 浩之^{*2}Numerical Study on Stall Flutter of A Compressor Cascade
(2nd Report, Relationship between Unsteady Aerodynamic Characteristics
of Oscillating Blades and Rotating Stall)Toshio NISHIZAWA^{*3} and Hiroyuki TAKATA^{*3} National Aerospace Laboratory, Jindaijihigashi 7-44-1, Chofu Tokyo, 182-8522 Japan

Stall flutter of a compressor cascade is studied by numerical analysis of the unsteady separated flow around the blades oscillating in a torsional mode. When the cascade operates at a stalling inlet flow angle, the unsteady flow behavior varies according to the relationship between the phase propagation velocity of the blade oscillation and the propagation velocity of rotating stall. The propagation of rotating stall is synchronized with or entrained by the blade motion and becomes very regular when the both propagation velocities are close to each other. The oscillating blades are subjected to intense flutter excitation when the synchronization occurs. On the contrary, the rotating stall propagates regularly regardless of the blade oscillation when the both propagation velocities are largely different from each other. The propagation of rotating stall becomes irregular under the influence of the blade oscillation when the difference of the propagation velocities is in between. The flutter excitation of the blades never occurs in the latter two flow conditions.

Key Words: Axial Flow Compressor, Stall Flutter, Rotating Stall, Stall Vortex Shedding

1. 序 論

前報⁽¹⁾では各翼が振動する圧縮機翼列(振動翼列)を通る流れを解くための数値解析法とその計算例を示し, その結果, (1)振動翼列の流れの挙動として, 各翼の前縁失速が翼の角振動に同期して起きる場合があり, その失速した翼の背面において失速渦と回復渦が翼振動に同期して成長し放出される. (2)上記の渦の挙動は翼が振動せず静止している翼列(剛翼列)に発生・伝ばする旋回失速の失速セル内部に見られるもの⁽²⁾⁽³⁾と同じ性格のものである. (3)従って, この計算例では旋回失速の伝ばと翼振動の位相伝ばとは同期しており, このようなとき非定常モーメントは振動翼に対して励振側に働くことを示した.

しかしながら, この同期の関係は翼振動の無次元振動数と翼間振動位相差との組合わせによって異なることであろう. 本報は, 前報の継続として, 無次元振動数と翼間振動位相差を広範に変えた数値解析を行い, 失速フラッタの発生機構や発生条件などを旋回失速の伝ばとの関係において調べようとするものである.

2. 計算結果と考察

2.1 計算条件 前報と同じ圧縮機翼列(NACA 65-CA(30)10翼, 食違角 $\xi=30^\circ$, 節弦比 $s/c=1$)が片振幅 $\alpha_0=2^\circ$ で角振動する場合(振動中心は平均そり線上の2等分点)について, 無次元振動数 $k(=\omega c/2W_1)$ を $0.1 \leq k \leq 0.6$ の範囲で, 翼間振動位相差 σ (背側翼位相進みを正)を $0^\circ \leq \sigma < 360^\circ$ (60° 毎)の範囲で変えた計算を行う. 計算は前報のとおり翼6ピッチを1周期とする翼列について行い, 各翼は始めから一定の σ をもって振動し始めるものとする. 但し, 60° と 300° 以外の σ についてある一つの翼間流量の初期値に平均流量の1%の差を与え, 流れ場に翼6ピッチで1周期の変動が成長し得る可能性を与えておく. また翼列の平均流入角は剛翼列における旋回失速の発生流入角と等しい $\beta_1=52^\circ$ とし⁽³⁾, 旋回失速が発生可能な状態のもとで, 非定常流れ場の様相や旋回失速の伝ばが翼振動の影響を受けて変化する様子, 翼の空力励振と旋回失速の関係などを調べる. 以下の説明では翼及び流路に腹側から順に番号(翼1の背側が流路1, 前報図1参照)を付け, また振動条件(σ, k)を($180^\circ, 0.2$)などのように表す.

2.2 失速流れの様相 まず, 隣合う各翼が反位相で振動する $\sigma=180^\circ$ において k を種々に変えた計算結果を示し, 流れの挙動を調べる. 図1は($180^\circ, 0.2$)におけ

* 原稿受付 1998年11月12日.

^{*1} 正員, 航空宇宙技術研究所(〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1).^{*2} 正員, 東海大学工学部(〒259-1207 平塚市北金目1117).
E-mail: tn@nal.go.jp

Fig.1 Time-varying vorticity distribution ($\sigma=180^\circ$, $k=0.2$)

る渦度分布を示し、実線及び破線はそれぞれ時計方向及び反時計方向の渦度を、また θ_1 は翼 1 の振動位相 ($\theta_1=2\pi t$, t : 無次元時間) を表す。 $\theta_1=120^\circ$ のとき 6 枚のうち翼 1, 3 及び 5 では流れが前縁からはく離し、そこから放出された時計方向の渦度は失速渦 (図 1(a)の STALL VORTEX) として翼背面全体をおおうまでに成長している。時間の経過とともにこの失速渦が翼を離れると、同じ翼の後縁腹側から放出された反時計方向の渦度が回復渦 (図 1(b)の UNSTALL VORTEX) として成長し、やがてこの回復渦も翼から離れていく。さらに時間が経過して、翼 2, 4 及び 6 の角変位が大きくなると、それまで付着していた翼背面境界層が前縁ではく離し (図 1(c)で LES と記す)、今度はこれらの翼面で新たな失速渦の成長が始まる。この失速渦と回復渦の成長・放出は各翼が頭上げするたびに繰返し行われるが、一方、その挙動は剛翼列における旋回失速伝ば時のそれとほぼ同じものであり、この状況は背側隣接翼が頭上げすると同時に旋回失速が背側方向に 1 ピッチ伝ばしている状態と見なすことができる。即ち、 $(180^\circ, 0.2)$ においては旋回失速の伝ばと翼振動の位相伝ばとは同期している。前報⁽¹⁾の $(300^\circ, 0.1)$ の場合にも、これと同様な旋回失速と翼振動の同期の関係が生じていることを示したが、両者の違いは $\sigma=300^\circ$ では失速セル数が翼 6 ピッチに対して 1 セルであったのに対して、 $\sigma=180^\circ$ では当然ながら 6 ピッチで 3 セルとなることである。同じ $\sigma=180^\circ$ において k が少しだけ小さい $k=0.15$ の場合にも、また反対に k が少しだけ大きい $k=0.3$ においても同様な同期の関係が現れる。

しかしながら、 $\sigma=180^\circ$ において k が更に大きい $k=0.4$ の場合には、流れの様子は上記の各場合とは異なってくる。図 2 は翼 1 の背面上各点における圧力係数 $C_p (=2p/\rho W_1^2)$ の時間変化を翼振動の 4 周期間にわたって示したものであり、斜め右下がりの 2 本の矢印は失

速渦によって発生した負圧ピーク (図の上向きが負) が時間とともに翼後縁まで移動することを表している (詳細については前報⁽¹⁾の図 6 を参照されたい)。第 2 及び第 3 周期には負圧ピークの発生・移動がはっきり見られるのに対して、第 1 及び第 4 周期には前縁付近だけになだらかな負圧が生じ、後縁方向への移動は全く見られない (図では UNSTALL と記す)。これは翼の角変位が増加しても流れが前縁はく離せず、この振動周期中は翼は非失速状態のまま角振動していることを表している。即ち $(180^\circ, 0.4)$ においては旋回失速の伝ばは不規則であり、翼振動に同期していない。計算で得られた流れ場との比較によれば、図は省略するが、負圧ピークが現れている間のみ旋回失速が背側翼に伝ばし、その後旋回失速の伝ばは一旦停止して、ある時間をおいて再び伝ばし始めるという現象が間欠的に起きることがわかっている。

次に、 σ 一定のまま k を更に大きくした $k=0.6$ について、ある瞬間 ($\theta_1=240^\circ$) の等渦度分布を図 3 に示す。こんどは失速セルが翼 6 ピッチ中に 1 セルだけできているが、この失速セルは、翼が微小な振幅で角振動し

Fig.2 Time-varying pressure coefficient on the blade suction surface ($\sigma=180^\circ$, $k=0.4$)

Fig.3 Instantaneous vorticity distribution ($\sigma=180^\circ$, $k=0.6$)

ているにも拘らず、ほぼ一定の伝ば速度で背側翼方向に伝ばし、その規則性や周期性は非常に良好であって、翼振動との同期の関係は全く見られない。このような失速伝ばの様相は $k=0.2$ (図1) や 0.4 (図2) のいずれの場合とも異なり、むしろ剛翼列において発生・伝ばするのと同様な1セルの旋回失速⁽²⁾⁽³⁾が、翼振動の影響をあまり受けずに伝ばしている状態に近いと考えることができる。同じ $\sigma=180^\circ$ において反対に k が非常に小さい $k=0.1$ の場合にも、これと同様な6ピッチ1セルの旋回失速が伝ばする。

以上をまとめると、振動翼列の σ を一定に保って k を零から次第に大きくしていくとき、まず k が非常に小さいところでは、剛翼列の旋回失速と同じ6ピッチ1セルの旋回失速が発生し、翼振動の影響をあまり受けずに伝ばする。 k がそれより大きいある範囲内では、旋回失速の伝ば速度は翼振動の位相伝ば速度と一致する。この同期範囲よりも k が少しだけ大きいところでは、旋回失速の伝ばは翼振動の影響を受けて不規則となり、更に k が大きいところでは、再び剛翼列と同様な旋回失速が伝ばする。本研究では、旋回失速と翼振動が上記のような意味で同期する (σ, k) の領域を「同期・引込み領域」、剛翼列とはほぼ同じ旋回失速が翼振動と無関係に伝ばする領域を「旋回失速領域」、旋回失速の伝ばが不規則になる領域を「中間領域」とそれぞれ呼ぶことにする。

2.3 旋回失速と翼振動の同期 ここで旋回失速と翼振動の同期の意味を考えてみる。前節までは翼振動の位相伝ば速度と旋回失速の伝ば速度とが一致している状態を「同期」と呼んだが、振動翼列における旋回失速の伝ばの現象はもちろん剛翼列におけるそれと厳密に同一ではない。むしろこのような非線形振動系においては翼の振動振幅が有限な場合には旋回失速の現象が、伝ばの速さも含めて、翼振動に「引込まれる」

ことは十分に起こり得る事態である。

本論文では以後、上記の両伝ば速度の間の「同期」と「引込み」とを区別して考えることとし、翼振動の位相伝ば速度が剛翼列の旋回失速伝ば速度とちょうど一致する場合を「同期」と呼ぶことにする。これはもし翼振動の振幅が無限に小さければその翼列に発生する旋回失速は剛翼列における旋回失速と同一になるであろうという推定に基づいている。本計算に用いた角振幅 2° は必ずしも非常に小さくはないが、本報ではこの考え方を準用することにする。従って、これ以外の旋回失速伝ば速度においてそれが位相伝ば速度と一致しておれば、それは旋回失速の流れ場が翼振動に「引込まれ」て剛翼列における流れ場から変化することによって生じたものである。以下本論文では2.3節で「同期」について、また2.4節で「引込み」について、より詳細な検討を行う。

2.3.1 旋回失速と翼振動の同期条件 剛翼列における旋回失速はある無次元時間を経て背側翼方向に1ピッチ伝ばする（以下これを剛翼列の失速伝ば時間と呼び、記号 T_s で表す）が、このとき背側隣接翼が元の翼と同じ振動位相になっておれば、即ちそれは旋回失速の伝ばと翼振動の位相伝ばが同期しているということである。このことを示すために、 σ 及び k を変えた5つの場合について、前縁失速が起きる時の各翼の振動位相 θ_{LE} を示したものが図4である。同期が起きる $(300^\circ, 0.1)$ ⁽¹⁾ では θ_{LE} はほぼ一定値(約 45°)であるのに対して、同期が起きない $(300^\circ, 0.3)$ や $(60^\circ, 0.3)$ においては翼から翼へ伝ばするたびに θ_{LE} が大きくずれていっており、両者の違いは明らかである。

2.3.2 背側翼位相進み振動における同期 以上に考えた同期の例では全て背面側翼が位相遅れ $(180^\circ \leq \sigma < 360^\circ)$ の状態で振動していた。しかし、実際には背側翼の振動が位相進み $(0^\circ < \sigma \leq 180^\circ)$ の場合でも同期が起きることは可能である。この項ではそのような場合について考えてみる。図4によれば $(60^\circ, 0.48)$ のときにも前縁失速時の θ_{LE} はほぼ一定であり、同期していることは明らかである。図5はこの $(60^\circ, 0.48)$ の場合について隣合う翼5と6の背面圧力の時間変動を翼振動の8周期間にわたって示したものである。鋭い負圧ピーク（図ではA～Dで表す）は失速渦によるものであるが、翼5において負圧ピークA及びCが翼後縁に達するのと同じ頃、背側翼6において負圧ピークB及びDが発生していることから、前縁失速は背側翼方向へ伝ばしており、それは翼振動の位相伝ばとは反対方向である。そして、翼5においてピークAが発生した後、図中のUNSTALLEDと記した振動周期では負圧

Fig.4 Blade oscillation phase at the leading edge separation

ピークが翼後縁まで伝わる様子が全く見られないことから、この翼は失速セルから一旦脱出したのち約3周期間、非失速状態のまま角振動することがわかる。翼5において次に前縁失速が起きるのは、失速セルが翼列を1周伝ばして再び翼5に戻ってきた時（ピークC発生時）であり、このピークAからピークCまでの間に、翼の振動位相は翼列を腹側翼方向に5周伝ばすることになる。結局、背側翼位相進みの振動においては、翼振動の位相が腹側方向に翼列を5/6周だけ伝ばして背側隣接翼が元の翼と同じ振動位相 θ_{LE} となると、同時に前縁失速が背側方向に1ピッチ伝ばするという過程を経て、旋回失速と翼振動の同期が発生することになる。

2.3.3 第2振動周期と旋回失速の同期 図4によれば、(240°,0.6)のときにも前縁失速時の振動位相 θ_{LE} はほぼ一定となり、旋回失速と翼振動の間に同期の関係が生じていることがわかる。このとき、流れ場を調べてみると、図は省略するが、いまの場合には翼の振動数が高いため、背側翼の振動位相が2回目に元の翼と同じ振動位相となると、同時に前縁失速が発生するという形の同期（以下、第2振動周期と旋回失速の同期）が起きていることがわかる。

ここで以上の各形態の同期をまとめると、旋回失速と翼振動がちょうど同期するのは、剛翼列における旋回失速の失速伝ば時間 T_S と、ある翼に対して背側隣接翼が元の翼と同じ振動位相となるまでの時間遅れ（以下、翼振動の位相伝ば時間と呼び、記号 γ で表す）とが等しくなるときであり、

$$T_S = \gamma \quad (1)$$

と表される。ここで γ は

$$\gamma = \frac{2\pi - \sigma}{2k} \quad (\sigma \text{の単位は rad.}) \quad (2)$$

である。一般には背側隣接翼が n 回目に元の翼と同じ

Fig.5 Time-varying pressure coefficient on the suction surface of the neighboring blades ($\sigma=60^\circ$, $k=0.48$)

振動位相となると同時に旋回失速が背側に1ピッチ伝ばするという同期があり得るので、翼振動の無次元周期 $\tau (= \pi/k)$ を用いて同期の条件をまとめると

$$T_S = \gamma + (n-1)\tau \quad (n: \text{正の整数}) \quad (3)$$

となり、したがってある σ に対してちょうど同期する無次元振動数は

$$k_n = \frac{2n\pi - \sigma}{2T_S} \quad (n: \text{正の整数}, \sigma \text{の単位は rad.}) \quad (4)$$

と表される。この式(4)によって計算された k_n の値を $n=1$ 及び2の場合について示したものが表1である。なお、ここで、同期が起きる時の失速セル数は σ によって当然異なり、また T_S の値も失速セル数によって異なることになる（表1では翼6ピッチ中のセル数を i と記す）。なお、本報で調べた $k \leq 0.6$ の範囲では式(4)

Table 1 Conditions of synchronization between rotating stall and blade oscillation [i : number of stall cells in 6 pitches]

Interblade phase angle σ [deg.]	Reduced frequency		Stall propagation time T_S
	k_1	k_2	
0	0.57	1.14	5.5 [$i=1$]
60	0.48	1.05	5.5 [$i=1$]
120	0.30	0.75	7.0 [$i=2$]
180	0.15	0.45	10.5 [$i=3$]
240	0.15	0.60	7.0 [$i=2$]
300	0.10	0.67	5.5 [$i=1$]

において $n=3$ に対応する同期の発生は見られなかった。

2.3.4 失速流れの様相と失速伝ば時間 図6は σ 及び k を広範に変えた計算結果をもとに、振動翼列においてある翼の失速状態が背側隣接翼に伝わるのに要する無次元時間(以下、振動翼列における失速伝ば時間と呼び、剛翼列における旋回失速の失速伝ば時間 T_s と区別して記号 T で表す)を、翼振動の位相伝ば時間 γ に対して示したものである。各点に記入した数値はその点の k の値(括弧内は σ の値)を、また水平な破線の縦軸位置は剛翼列における旋回失速の失速伝ば時間 T_s (表1参照)を示す。また原点を通る斜めの実線は $T=\gamma$ の線を表す。

振動翼列における失速流れの様相の違い、即ちそれぞれ同期・引込み領域、旋回失速領域および中間領域内の流れの相違は、図6において T と γ の関係の相違として識別することができる。まず同期・引込み領域内の流れの状態は $T=\gamma$ 上の点として表わされ、このうち $T=\gamma$ と $T=T_s$ の交点(翼6ピッチ中の失速セル数(あるいは旋回失速の波長)に応じて3ヶ所ある)は、旋回失速と翼振動とがちょうど同期するところである。他方、 $T=\gamma$ 上のそれ以外の点は、旋回失速の伝ば速度が翼振動の位相伝ば速度に「引込まれた」状態を示している。次に、旋回失速領域内の状態は水平破線上の点として表され、今の場合には全て翼6ピッチに1セルとなるので、1セルに対応した $T=T_s$ の線上にのっている。そして、中間領域はIrregularと記された範囲内の点であり、旋回失速の伝ばが続いている時間範囲内の結果を基に T を計算すると、その値は γ とも T_s とも異なる大きさとなる。なお、第2振動周期と旋回失速とがちょうど同期するのは、式(2)及び(3)より

$$T_s = \frac{2n\pi - \sigma}{2\pi - \sigma} \gamma \quad (\text{但し } n=2) \quad (5)$$

となる時であり、この式から求めた $T=3\gamma$ 、 4γ 及び 7γ (それぞれ $\sigma=180^\circ$ 、 240° 及び 300° に対応する)の線は図6においてそれぞれの斜め破線で表される。これらと $T=T_s$ との交点(3ヶ所)がちょうど同期するところを示している。

2.4 失速渦放出の挙動と旋回失速の引込み 本節では同期領域以外における失速流れ場について考え、特にその失速渦放出過程について調べて、引込みの現象の機構について考察する。

2.4.1 失速渦放出の特性時間 図7(a)及び7(b)は旋回失速の引込みが起きる場合の例として $(240^\circ, 0.2)$ 、引込みが起らず旋回失速の伝ばが不規則になる場合の例として $(240^\circ, 0.3)$ を選び、各翼列流路の流量変動の様子を翼角変位と合わせて示したものである。図中の数字は流路或いは翼の番号である。なお、これらの結果は翼3ピッチを翼列方向の1周期として計算したものであるが、6ピッチを1周期としても旋回失速の伝ばや流れ場の様相について変わりはない。まず図7(a)において、例えば流路1を通る流量は $t=38\sim 43$ において大幅に減少しているが、この時刻は流路1の背側隣接翼2の角変位が大きくなる時刻と大体同じであり(図中の矢印A)、またこの流量変化と翼変位の関係は他の流路と翼についても同様に保たれ、また流量変動の大きさもほぼ一定である。一方、図7(b)においてはPropagationと記した時間範囲内では比較的流量変動が大きく、また例えば流路2の流量減少と背側翼3の角変位増加とはほぼ同じ頃に起きており($t=42$ 付近、図中の矢印B)、両者はいずれも背側翼に対する流れの迎え角を大きくする方向に働いて、旋回失速が背側ピッチに伝ばするのを助ける。しかしその後、この流量変化と翼変位の関係は次第に変わっていき、 $t=52$ 付近で流路1の流量が減少する頃には背側翼2の角変位が小

Fig.6 Relationship between stall propagation time and oscillation phase propagation time

さくってしまう(図中の矢印 C)。従ってこの翼 2 に対する局所的な迎え角はあまり大きくなりなく、翼 2 は前縁失速には至らず、失速の伝ばはここで一旦停止してしまう。

図 8(a)及び 8(b)は図 7 と同じ計算について、3 枚の各翼の背面における圧力の時間変動を示したものである。(240°,0.2)では失速渦による負圧ピークが振動の 1 周期に 1 回ずつ規則的に現れ、また負圧ピークが翼の後縁

に達するのと同じ頃に背側翼が前縁失速する。これに対して(240°,0.3)では、旋回失速が翼 2 から伝ばし始め、翼 3 を経て翼 1 に達するまでは負圧ピーク A~C が各翼に順番に現れるが、その後旋回失速が伝ばを停止している間は負圧ピークが現れず (図中翼 2 及び 3 の Unstalled), 旋回失速が翼 1 から再び伝ばし始めるのを待って、翼 1 に負圧ピーク D が現れることになる。

ここで図 8 において T_p と記された時間は、負圧ピー

(a) $\sigma=240^\circ, k=0.2$

(b) $\sigma=240^\circ, k=0.3$

Fig.7 Relationship between mass flow and angular displacement

Fig.8 (a) Time-varying pressure coefficient on the suction surface of blades ($\sigma=240^\circ, k=0.2$)

Fig.8 (b) Time-varying pressure coefficient on the suction surface of blades ($\sigma=240^\circ, k=0.3$)

クが前縁から後縁に達するまでの無次元時間を表しているが、 (σ, k) を広範に変えた計算の結果からこの T_p の値を求め、 k に対して示したものが図 9 である。ただし、 $k=0.0$ (縦軸上) の点は剛翼列において旋回失速が伝ばする場合の T_p を表している。この図から T_p の値は無次元時間で 4.1~5.2 という比較的狭い範囲内に収まっており、振動条件によってあまり変化しない性質を持っていることがわかる。本研究ではこの T_p を「失速渦放出の特性時間」と呼ぶことにする。

2.4.2 引込み 失速渦放出現象が k によってあまり変わらない特性時間を持っているということは、翼の角度変位に対するこの現象の位相関係は k によって当然異なってくることを意味している。図 10 はこのことを示すために、 $\sigma=240^\circ$ のうち $k=0.15, 0.2$ 及び 0.3 の場合を例として前縁失速発生時及び負圧ピークの後縁到達時の翼の振動位相 (図ではそれぞれ θ_{LE} 及び θ_{TE} と表す) を示したものであり、2つの位相角の差 θ_p は前記の T_p に対応した位相範囲を表している。同期・引込み領域中の $k=0.15$ と 0.2 に関しては上記の振動位相は各翼ごとにほぼ一定であるので翼 1 についてのみ示したが、中間領域中の $k=0.3$ については翼毎に差が大きいのので別々に示した。旋回失速が翼振動とちょうど同期する関係にある $k=0.15$ の場合に比べて、 $k=0.2$ では k の増加によって θ_{LE} は約 100° 、 θ_{TE} も約 210° と位相が遅れてくる。しかし $k=0.2$ においても、背面境界層が再付着し始める頃 (θ 約 220°) まで前縁から強い渦度放出が続いていて、失速渦が十分に大きく成長するために必要な時間余裕があり、また負圧ピークが後縁に到達するのは背側翼の振動位相が上記の θ_{LE} になる頃であるため、この背側翼も同じ位相で前縁失速することが可能である。結局旋回失速は、元々の剛翼列における伝ば速度と異なるにもかかわらず、翼振動の位相伝ば速度に合わせた形で伝ばするという「引込み」が起きることが可能となる。

Fig.9 Characteristic time of stall vortex shedding

これに対して $k=0.3$ では k が更に大きくなったために、背側翼が腹側の翼と同じ位相で前縁失速することはほぼ不可能となり、図 10 で示した例では、旋回失速が翼 2 から翼 3 を経て翼 1 へと伝ばする度に前縁失速の位相 θ_{LE} は遅れていく。そして翼 1 の失速渦は翼角変位が減少するため十分に成長しないうちに強制的に放出されてしまい、またこのとき背側翼 2 の角変位も小さいので旋回失速の伝ばはここで一旦停止する。そして、旋回失速は次に翼 1 が頭上げするのを待って再び伝ばし始めることになる。

結局、以上のことから、引込みの現象が起きるためには、翼振動と失速渦の特性時間との間に

$$\gamma > T_p \quad (6)$$

という条件が満たされることが必要であると考えられる (図 6 参照、引込み下限の γ)。

2.5 非定常仕事 図 11 は翼に働く非定常仕事係数 $Im(C_w)$ (前報⁽¹⁾式(11),(12)参照) の分布を $\sigma-k$ 面上に示し、合わせてその (σ, k) における失速流れの様相を記号を用いて表したものである。図中の $Im(C_w)$ は翼振動の数周期間にわたって平均して求めた値であり、等高線はそれぞれ $Im(C_w)=0.0, 1.0$ 及び 2.0 に対応する。前報に示したように、 $Im(C_w) > 0$ の範囲において翼が流体から受ける非定常仕事が正となり、翼は励振される。

まず図の中央部分の記号□で記した点は同期・引込み領域中の点を表しており、これらは剛翼列の旋回失速と翼振動とがちょうど同期する点 (表 1 で示した σ と k_1 の組合わせ) を中心に、図の右下から斜め左上がりの範囲に広がっている。そして、このちょうど同期する点の近傍において翼は強い励振力を受け、特にその中央付近の $(180^\circ, 0.15)$ で非定常仕事は最大となる。同期・引込み領域中であって、ちょうど同期する点以外のところは引込みが起きるところを表しているが、

Fig.10 Relationship between stall vortex shedding and blade oscillation phase ($\sigma=240^\circ$)

Fig.11 Unsteady work coefficient and variation of stalled flow with the combination of σ and k .

この部分では外側に離れるほど非定常仕事は小さくなり、最も外側の部分では負の値、すなわち正減衰となる。同期・引込み領域のすぐ右上外側に記号△で記したところは、旋回失速の伝ばが不規則になる中間領域を表しており、この領域では(0°,0.6)の場合を除いて、他は全て正減衰となっている。記号○で記したところは、翼が振動しているにも拘らず、剛翼列とはほぼ同じ旋回失速が伝ばする旋回失速領域を表しているが、この領域では、旋回失速の伝ば速度が翼振動の位相伝ば速度と無関係にはほぼ一定であるため、十分長い時間に渡って平均すれば振動周期成分は相殺されて非定常仕事は零となる筈であり、図11中の $Im(C_w)$ の値はこのことを示している。なお記号■で示された(120°,0.2)と(120°,0.4)の2点は、翼の前縁失速が翼振動の位相伝ば方向と同じ腹側方向に伝ばする場合を表すが、これは翼振動への引込みが非常になると共に、背側翼位相進み振動における旋回失速との同期が起きなくなった場合である。

図11と比較するために、八島らの翼列回流水槽を使った実験⁽⁴⁾によって得られた非定常仕事係数 $Im(C_w)$ の結果を図12に示す。これは背面が円弧、腹面が平板の薄翼11枚をねじれ振動させ、中央翼に働くモーメントをひずみゲージで計測して得られた結果である。実験では $\xi=30^\circ$, $\beta_1=50^\circ$, $\alpha_0=3.5^\circ$, $Re=46,000$ であって、条件に若干の違いはあるものの、図の右下から斜め左上がりの範囲に非定常仕事 $Im(C_w)$ が正となる励振領域が広がっている様子や、その右上側に正減衰領域がある様子など、本計算結果と定性的に一致しており、これは本数値解析が失速フラッタの問題に対して有効な方法であることを示している。八島らの研究ではこのような $Im(C_w)$ 特性の得られる理論的根拠は明らかにさ

Fig.12 Unsteady work coefficient by experiment⁽⁴⁾ at $\beta_1=50^\circ$

れなかったが、本論文の研究により、 $Im(C_w)$ が正の大きな値を示す(σ, k)の領域は、旋回失速と翼振動の同期・引込み現象に起因するものであることが明らかになった。また上記の実験においても本計算におけると同様に、背側翼位相進み振動の場合の方が翼励振の起きる無次元振動数が大きいことが示されたが、これも本論文の解析により、背側翼位相進み振動における同期の特殊性に起因するものであることが明らかになった。

3. 結 論

圧縮機翼列の失速フラッタについて流れの数値解析を行い、失速フラッタの発生機構やそれと旋回失速との関係を渦流れの挙動に基づいて調べ、以下の結論を得た。(1)振動翼列を通る失速流れの様相は無次元振動数と翼間振動位相差の組合わせによって変化し、その特徴は旋回失速の伝ばが翼振動の位相伝ばと同期する場合、旋回失速が翼振動にあまり関係なく独自に伝ばする場合、そしてそれら両者の中間にあつて旋回失速の伝ばが不規則になる場合の3つに分類して考えることができる。(2)振動翼に働く非定常空気力(非定常モーメント)の特性もこの流れ場の分類に応じて特徴的に変化する。そして、翼が失速フラッタによる強い励振を受けるのは、旋回失速の伝ばと翼振動の位相伝ばとがちょうど同期する付近においてであり、その状態から離れるにつれて一般に翼振動は減衰側へ変化する。(3)従って圧縮機翼列の失速フラッタの問題は旋回失速との関連において理解することが重要である。

文 献

- (1) 西澤・高田, 機論, 65-635, B (1999), No.98-1687.
- (2) 西澤・高田, 機論, 56-523, B (1990), 618-627.
- (3) 西澤・高田, 機論, 59-567, B (1993), 97-104.
- (4) 八島・田中, 機論, 40-340 (1974), 3365-3375.