

不均一翼列の非定常応答解析*
(第2報、翼列ピッチを不均一化した場合)

船岡 健一*1

Unsteady Aerodynamic Responses of Mistuned Cascade to Incoming Wakes
(Mistuning Effects of Blade Pitch)

Ken-ichi FUNAZAKI

Wake-induced unsteady aerodynamic responses of mistuned compressor cascades, in which blade pitch is purposefully made nonuniform, are investigated by means of the cascade superposition method developed in the previous paper. Numerical calculations are performed in focus, mainly on the effect of the blade pitch nonuniformity which is defined by the off-set level of the cascade superposition. It is consequently found that in most cases, unsteady lift on the compressor blade tends to increase in magnitude according to the off-set level, and it is also found that the reduction effect of the unsteady lift cannot be obtained by the simple mistuning of the blade pitch considered in this paper.

Key Words: Unsteady Flow, Compressor Cascade, Wake Excitation, Mistuning

1. 緒言

フラッタなど翼振動の抑制を目的として翼列の不均一化が検討されている⁽¹⁾。従来の研究は、翼(を含む振動系)の固有振動数を変化させた場合の振動特性を扱ったものが多いが⁽²⁾⁽³⁾、翼列配置を変えた場合についての強制振動問題を研究した例は多くはない。著者は先に、粘性後流による翼動振力の子測法⁽⁴⁾を翼列配置を不均一化した場合に拡張した。そして、 λ/τ 角を不均一化した場合の非定常応答について均一翼列の場合との比較を行い、不均一化による後流動振力の変化を解析した⁽⁵⁾。その結果、翼列配置、流動条件等によっては翼動振力の低減が可能であることを確認した。今回は、これに引き続き、翼列ピッチを不均一化した場合について解析を行う。

過去に翼列ピッチを不均一化した場合の研究例は多くはなく、超音速翼列での空力減衰力に関する研究⁽⁶⁾、同じく超音速翼列での λ/τ リック翼位置の移動効果を扱った研究⁽⁷⁾などを知見するのみである。これらの研究では、マッハ波の翼面上での反射パターンの変更ほか、翼列ピッチの不均一化による翼列周方向の周期性の崩壊による空力的な効果を考察している。本論文で扱う、非圧縮

流中の翼列の粘性後流に対する非定常応答問題においても、翼列周方向の周期性を崩すことにより、応答特性がどのように変化するかを知ることは、強制翼振動抑制技術の開発にとり有益であると考えられる。

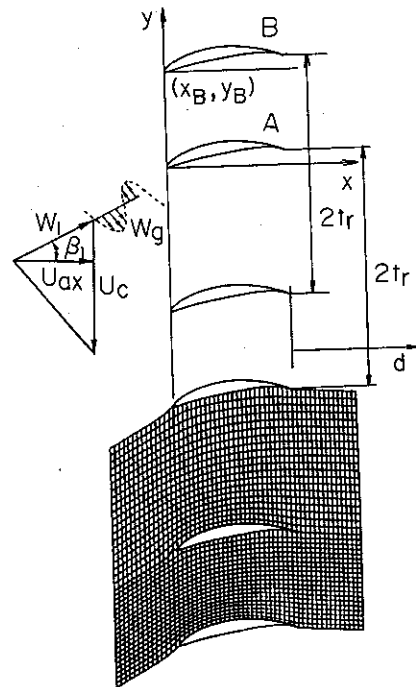


図1 翼列配置、入口速度三角形及び計算格子

* 原稿受付 平成3年5月15日。
*1 正員, 岩手大学工学部 (〒020 盛岡市上田4-3-5)。

本論文では、前報と同様に、ピッチ $2t_r$ の NACA65系の翼列の重ね合わせにより通常 (均一) の圧縮機翼列を構成し、この重ね合わせのずらし量 (ワット量) により翼列の不均一化を行う。数値計算により、ワット量の変化による翼列定常、非定常特性の変化を明らかにする。

2. 解析手法

2.1 定常流

2.1.1 積分方程式の誘導

解析手法を簡単に記す。二次元非圧縮非粘性流れを仮定すると、流れ場の線形性より解の重ね合わせが可能となる。ここでは、ピッチが $2t_r$ である二種類の翼列の組み合わせを考える。

このときの流れ場は翼面上の渦度分布 $\overline{\gamma^A}, \overline{\gamma^B}$ で表すことができる。翼面上での誘起速度 $(\overline{u}, \overline{v})$ を接線流れの境界条件 $((\overline{u}_0, \overline{v}_0) : \text{平均流})$

$$\overline{\gamma^c} = (\overline{u} + \overline{u}_0) \frac{dx^c}{ds} + (\overline{v} + \overline{v}_0) \frac{dy^c}{ds} \quad (1)$$

c : 翼列 A 上では A、翼列 B 上では B
 x^c, y^c : 各翼面座標、 s : 表面に沿って計った長さ

に代入することにより、 $\overline{\gamma^c}$ に関する積分方程式を得る。離散化し、翼後縁での速度差がないとするクワの条件を課して解くことにより、翼列 A、B それぞれの翼面上渦度分布 $\overline{\gamma^A}, \overline{\gamma^B}$ が求められる。

2.2.2 定常特性の算出 上で求めた渦度分布は、翼面上接線方向速度に等しい⁽⁸⁾。これより、圧力分布係数 $\overline{C_p}$ 、翼列流入、流出角 β_1, β_2 は、翼 A、B まわりの循環を Γ^A, Γ^B として次のように計算される。

$$\overline{C_p} = \frac{P_0 - p^c}{1/2 \rho U_{ax}^2} = \left(\frac{W^c}{W_1} \right)^2 = \left(\frac{\overline{\gamma^c}}{W_1} \right)^2 \quad (2)$$

$$\beta_1 = \tan^{-1} \left(\frac{\tan \beta_0 - (\Gamma^A + \Gamma^B) / 4t_r}{U_{ax}} \right) \quad (3)$$

$$\beta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{\tan \beta_0 + (\Gamma^A + \Gamma^B) / 4t_r}{U_{ax}} \right) \quad (4)$$

2.2 非定常流

2.2.1 渦あり速度と渦なし速度 非定常速度を渦なし速度 (u^{iR}, v^{iR}) および渦あり速度 (u^e, v^e) に分離する。渦なし速度は、定常流の場合と同様に、翼面上および後流渦面上 (翼後縁からのよどみ流線上) の非定常渦度分布 γ, γ_w で表される。

一方、渦あり速度は、以下のように計算される。計算格子入口面の変動速度 Wg を指定し、変動渦度 ζ_{ij} を与えることにより、図 1 中に示すような計算格子点上での渦度 ζ_{ij} が次式で計算される。

$$\zeta_{ij} = \zeta_{ij} \exp \left(-jk \int_0^{s_{ij}} \frac{d(s'/C)}{W(s')/U_{ax}} \right) \quad (5)$$

ここで、 s_{ij} は格子入口面から各格子点までの定常流線に沿った長さである。また、無次元周波数 k は、上流側翼列ピッチを t_r 、翼列入口での流量係数を ϕ として、

$$k = \frac{\omega C}{U_{ax}} = 2\pi \frac{C}{t_r} \frac{1}{\phi} \cdot \phi = \frac{U_{ax}}{U_c} \quad (6)$$

と表される。従って、 ϕ および翼列ピッチ比 t_r/t_c を指定することにより、非定常流を規定することができる。

渦あり速度は、上で求めた翼間流路内での渦度分布を用いて、翼を除く全流れ場での積分により

$$u^e = -\frac{1}{2\pi} \iint \frac{\zeta \cdot (y-y')}{(x-x')^2 + (y-y')^2} dx' dy' \\ v^e = \frac{1}{2\pi} \iint \frac{\zeta \cdot (x-x')}{(x-x')^2 + (y-y')^2} dx' dy' \quad (7)$$

で計算される。実際に式 (7) を評価する場合、翼列上流、下流においては定常流れ場の一様性から解析的な積分が可能であり、翼間流路内においても、渦度分布の周方向への位相差を伴う周期性を利用することにより、実際には A-B-A 翼間の流路内での積分を行うだけでよい。なお、翼列ピッチを不均一化した場合、各翼間流路内の格子点密度が異なることになるが、本論文では周方向にならぶ格子点上での渦度 $\zeta_{ij} (j=1, 2, \dots)$ の値を適宜補間することにより、格子点密度の変化の影響が現れるのを抑制している。

2.2.2 境界条件 上で求めた非定常速度場を、翼面上での接線流れの条件

$$\gamma^c = (u^{iR} + u^e) \frac{dx^c}{ds} + (v^{iR} + v^e) \frac{dy^c}{ds} \quad (8)$$

に代入し、結局翼面上非定常渦度分布 γ^c に関する積分方程式を得る。この方程式を非定常クワの条件 (後縁での圧力差なし) と併せて解き、翼面上非定常渦度分布、即ち、翼面上での非定常接線方向速度が既知となる。

2.2.3 非定常特性の算出 非定常圧力係数 C_p 、非定常圧力差係数 ΔC_p 、非定常揚力係数 C_L およびモーメント係数 C_M は、非定常圧力、非定常揚力および非定常モーメントを p, L および M として次式で計算される。

$$C_p = \frac{p}{\rho U_{ax}^2 (Wg/U_{ax})}, \quad \Delta C_p = \frac{p_{suction} - p_{pressure}}{\rho U_{ax}^2 (Wg/U_{ax})} \quad (9)$$

$$C_L = \frac{L}{\rho U_{ax}^2 (Wg/U_{ax}) C}, \quad C_M = \frac{M}{\rho U_{ax}^2 (Wg/U_{ax}) C^2} \quad (10)$$

ここで、非定常揚力係数 L は、スガ角を ξ 、軸方向、周方向の流体力を F_x, F_y として

$$L = -F_x \sin(\xi) + F_y \cos(\xi) \quad (11)$$

3. 数値計算

3.1 不均一化 本論文では前報と同様に NACA65 (18)10 (リテラチイ1.0、スガ角7°) をベ-スチ-ク用の翼列

として考え、これを均一翼列 (Tuned Cascade) と呼ぶ。これに対し不均一翼列は、座標基準翼列を翼列 A (リテイア0.5, スカ角7° : Mistuned Cascade A) とし、これの (x_B, y_B) の位置に翼列 B (リテイア0.5, スカ角7° : Mistuned Cascade B) の座標原点を重ね合わせるにより構成される (図1)。このとき、均一翼列は $x_B = 0, y_B = 1.0 t_r$ の不均一翼列と同等になる⁽⁵⁾。ここで、 t_r は翼列 A、B のピッチの半分である。不均一化の程度は翼列 B の座標原点の移動で変化させる。本論文では、 $x_B = 0, y_B = 0.9 t_r, 0.8 t_r$ および $0.7 t_r$ (均一翼列からのずらし量-オフセット量-はそれぞれ $0.1 t_r, 0.2 t_r$ および $0.3 t_r$) について計算した。

3.2 定常特性 不均一翼列の定常圧力分布を図2 ($y_B = 0.9 t_r$)、図3 ($y_B = 0.7 t_r$) に、定常特性 (出口角 β_2 、流体力係数 C_{Fx}, C_{Fy} およびモーメント係数 C_{FM}) について均一翼列の場合と比較した結果を表1に示す。図2、3から、不均一量が大きくなるほど翼列 A 翼面上の流速が低下し、逆に翼列 B 翼面上の流速が増加していることがわかる。また、翼に作用する流体力は翼列 A、B ともに翼背面、腹面の圧力差が減少

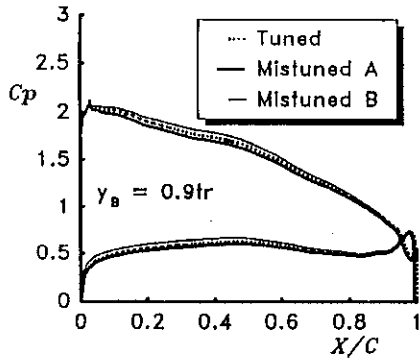


図2 定常圧力分布に及ぼす不均一化の効果 ($y_B = 0.9 t_r$)

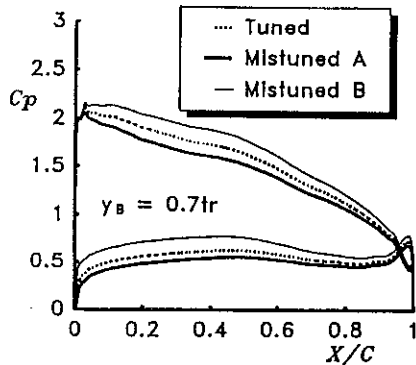


図3 定常圧力分布に及ぼす不均一化の効果 ($y_B = 0.7 t_r$)

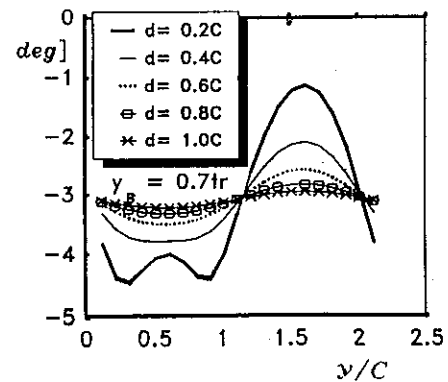
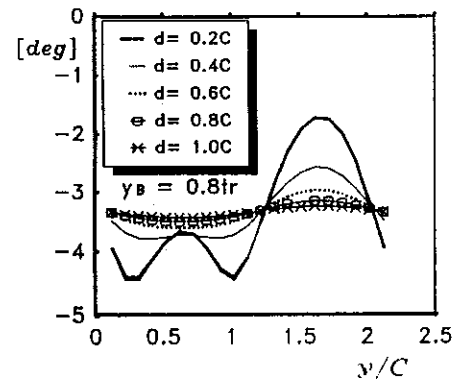
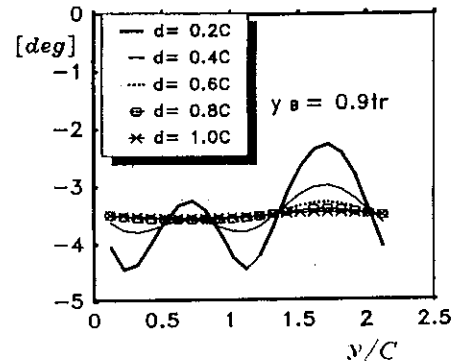
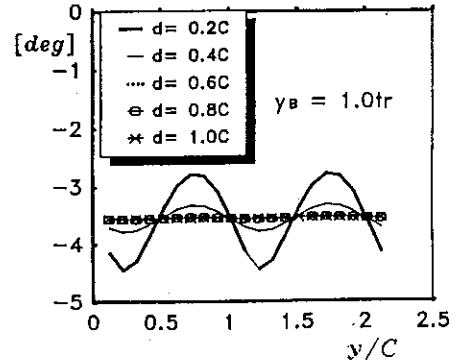


図4 翼列出口面における流出角分布

することにより低下する。一方、翼前縁まわりのモーメントは、均一翼列に対して翼列Aが減少、翼列Bが増加している。さらに、上述のような不均一翼列での定常負荷の減少に伴い翼列出口流出角の大きさ、即ち転向角も減少している。

図4には翼列出口面での流出角分布を、翼後縁からの軸方向距離 d をパラメータにして示す ($y_B = 1.0 t_r$ は

表1 均一翼列・不均一翼列の定常特性

	y_B	β_2	C_{EX}	C_{EY}	C_{EM}
Tuned		-3.44	-0.354	1.273	0.469
Mistuned	A	0.9	-0.318	1.189	0.467
	B		-0.313	1.204	0.476
Mistuned	A	0.8	-0.317	1.177	0.460
	B		-0.311	1.203	0.477
Mistuned	A	0.7	-0.317	1.165	0.453
	B		-0.307	1.190	0.473

は均一翼列)。不均一量を増すことによって流出角分布が変化し、翼間変動量も大きくなっている。またウェット量が多い場合、翼後縁より1コード長下流の位置においても流出角の変動が残っていることがわかる。

3.3 非定常特性

3.3.1 非定常圧力差分布 図5～図7に不均一量を三種類変更した場合の翼面上非定常圧力差分布の振幅および位相を、ピッチ比(翼枚数比の逆数) t_r/t_s が0.5と1.0の場合について示す。ここで、比較のため、均一翼列での結果を併記してある。図5(a)は最も不均一量が少ない $y_B = 0.9 t_r$ の場合 ($t_r/t_s = 0.5$) の結果であり、均一翼列との違いは振幅、位相とも小さいが、翼列A、Bでの圧力振幅が均一翼列よりも幾分小さい。なお、翼A、B間の位相差 σ_{AB} は、均一翼列

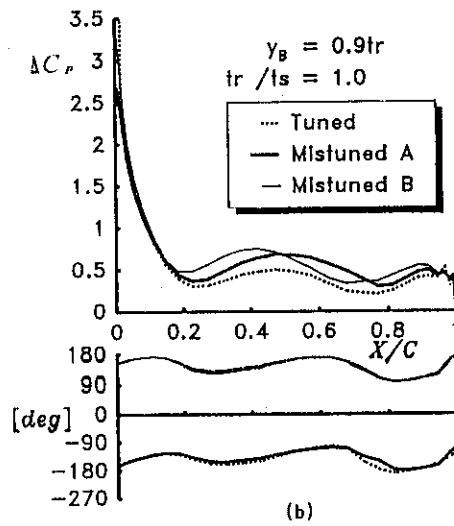
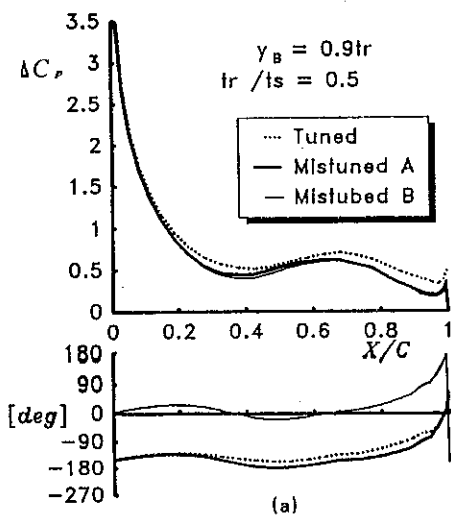


図5 不均一翼列の非定常圧力分布 ($y_B = 0.9 t_r$: (a) $t_r/t_s = 0.5$ (b) $t_r/t_s = 1.0$)

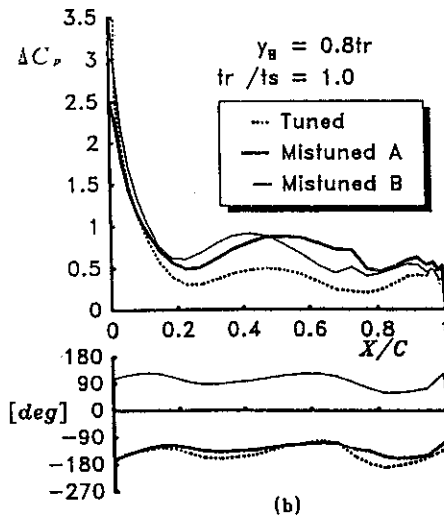
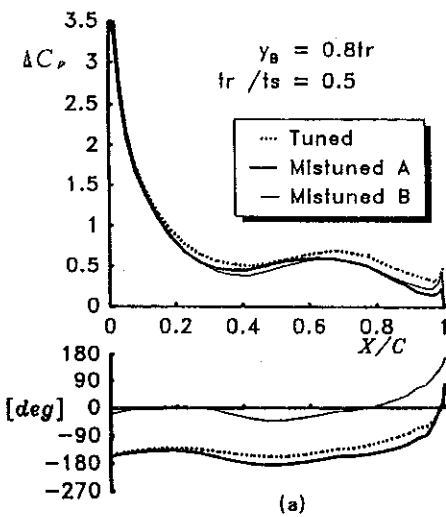


図6 不均一翼列の非定常圧力分布 ($y_B = 0.8 t_r$: (a) $t_r/t_s = 0.5$ (b) $t_r/t_s = 1.0$)

での位相差を $\sigma = 2\pi(t_r/t_s - \text{int}[t_r/t_s]) \cdot \text{int}[\]$ は整数化関数) とすると、流線のゆがみなどの定常負荷の影響を考えない場合には、

$$\sigma_{AB} = \sigma(y_B/C) \tag{12}$$

で与えられるが、計算で得られている結果もほぼこれに近いものになっている。また、このときの翼間流路での後流位置および非定常渦あり速度ベクトルを図8に示す。図5(b)は $t_r/t_s = 1.0$ の場合であり、位相に関しては均一翼列と大差ないが、振幅値は均一翼列の振幅よりも大きく分布形状も違いが顕著である。

さらに不均一量を増加させていくと、 $t_r/t_s = 0.5$ の場合、翼列Aと均一翼列の位相の違いが次第に顕著になってくるが、振幅に関してはほとんど違いがみられない。一方、 $t_r/t_s = 1.0$ の場合には、圧力差の振幅が大きく増加していくことがわかる。

3.3.2 非定常揚力 図9、10に t_r/t_s に対する翼列Aおよび翼列Bに作用する非定常揚力係数 C_L の大

きさの変化を示す。また、図11、12には定常揚力 L_0 で無次元化された非定常揚力を示す。翼列Aの非定常揚力は、 $t_r/t_s = 0.5, 1.25$ では均一翼列の非定常揚力よりも小さくなるが、翼列Bでは、 $t_r/t_s = 0.5$ を除いてほぼ一般的に均一翼列での非定常揚力よりも大きな値を示している。また、翼列Bでは不均一量の増加にほぼ対応して非定常揚力が増加しているが、翼列Aでは振幅値の大きな変化は $t_r/t_s = 1.0$ 近辺で確認されるほかは翼列Bほど明確ではない。定常揚力で除し



図8 非定常渦あり速度場 ($y_B = 0.9t_r$; $t_r/t_s = 0.5$)

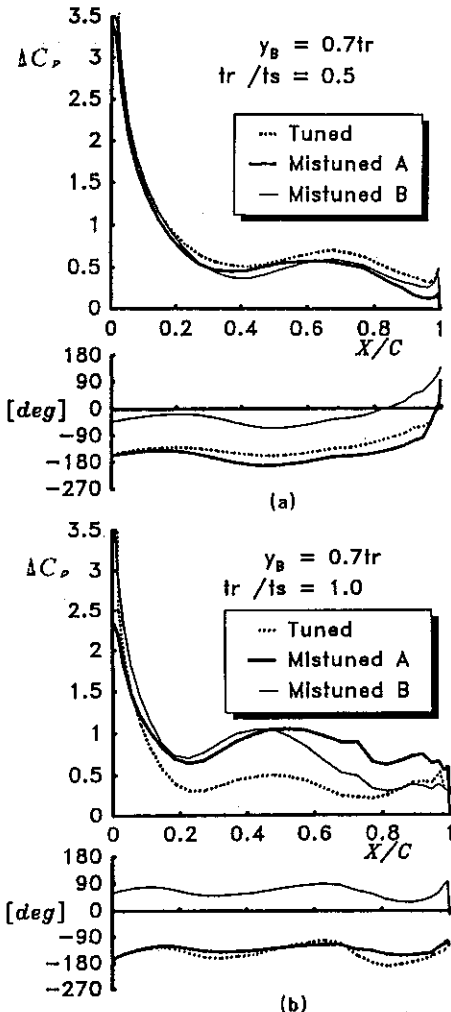


図7 不均一翼列の非定常圧力分布 ($y_B = 0.7t_r$; (a) $t_r/t_s = 0.5$ (b) $t_r/t_s = 1.0$)

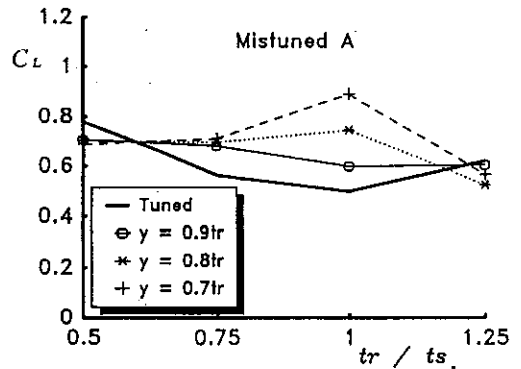


図9 非定常揚力係数 (翼列A)

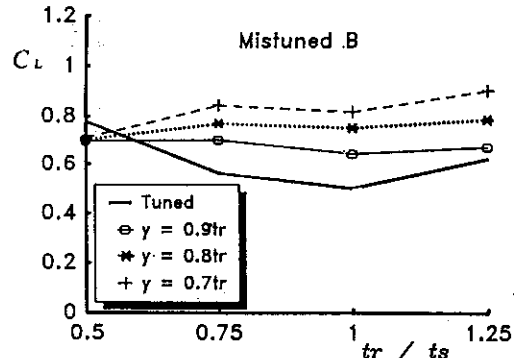


図10 非定常揚力係数 (翼列B)

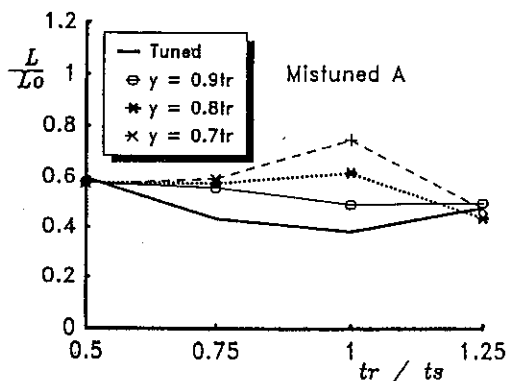


図11 非定常揚力係数と定常揚力係数との比 (翼列A)

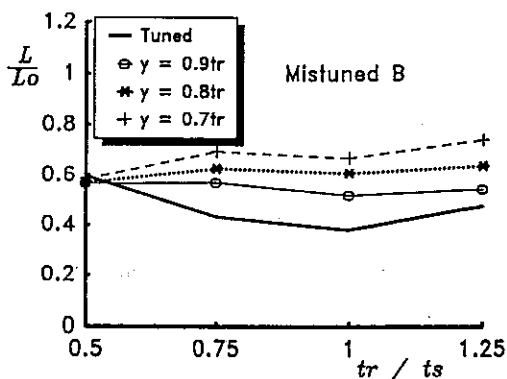


図12 非定常揚力係数と定常揚力係数との比 (翼列B)

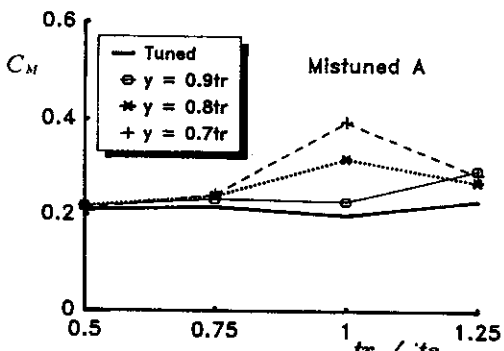


図13 非定常モーメント係数 (翼列A)

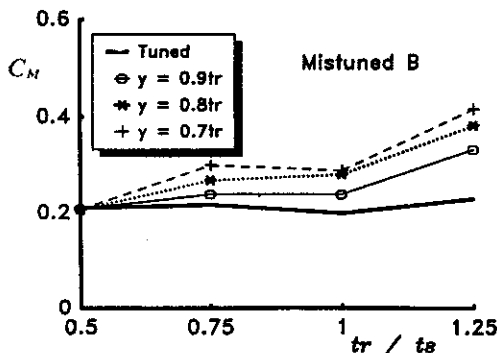


図14 非定常モーメント係数 (翼列B)

た場合の結果は除す前の結果と傾向的に大きな変化は見られない。この結果は、先に行った $\Delta\alpha$ 角の不均一化の場合の結果 ($t_r/t_s = 1.0$ の値がほぼ一つにま

とまり、非定常揚力が定常負荷と強い相関が認められた⁽⁵⁾)とは大きく異なる。差異の理由は明確になっていないが、おなじ t_r/t_s の値でも隣接する翼間の周期変動流の位相関係が前報と本報で異なっているためと考えられる。

3.3.3 非定常モーメント 図13、14には翼前縁まわりの非定常モーメントを示す。翼列A、Bとも不均一量に対する変化の様相は非定常揚力の場合と同様であるが、いずれの t_r/t_s についても不均一翼列の方が値が大きくなる傾向にある。特に翼列Bでは、 t_r/t_s が大きくなるにつれてモーメントが増加している。また、翼列Aでは $t_r/t_s = 1.0$ でのモーメント係数の不均一量に対する変化が著しい。

4. 結 言

本研究では、前報で提示した解析法を用いて翼列ピッチを不均一化した場合の非定常圧力差分布、非定常揚力そしてモーメントを算出した。ここで得られた知見をまとめると以下ようになる。

- (1) 定常負荷は不均一量の増加とともに減少し、翼列出口流出角の翼間変動は大きくなり、また、その変動はかなり下流にまで残る。
- (2) 非定常圧力差分布は、 $t_r/t_s = 1.0$ の場合が最も均一翼列との違いが大きくなり、その程度は不均量の増加により大きくなる。
- (3) 非定常揚力係数は、ほとんどの場合、不均一量の増加とともにその振幅値が大きくなり、その傾向は翼列Bで顕著である。均一翼列との比較では、前報での結果と異なり、 $t_r/t_s = 0.5$ の場合を除いて一般的な翼励振力低減効果は見られなかった。
- (4) 翼前縁まわりの非定常モーメント係数は不均一化により顕著な変化を示し、均一翼列の場合よりも大きな値を示した。

文 献

- (1) Bendiksen, O. O., J. Propulsion, 4-2 (1988), 164
- (2) Dye, R. C. F. and Henry, T. A., Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 91 (1969), 182
- (3) El-Bayoumy, L. E. and Srinivasan, A. V., AIAA J. Vol. 13, (1975), 460
- (4) 船崎, 機論, 57-537, B, (1991-5)
- (5) 船崎, 機講論, No. 911-1 (1991), 7
- (6) Hoyniak, D. and Fleeter, S., ASME Paper 86-GT-192, 1986
- (7) Topp, D. A. and Fleeter, S., ASME Paper 86-GT-99, 1986
- (8) Lewis, R. I., Vortex Element Methods for Fluid Dynamic Analysis of Engineering Systems, Cambridge Univ. Press, Cambridge, 1991, 12