ダクテッドロータのピッチダンピング*

Pitch Damping of Ducted Rotor

内 藤 晃**
Akira NAITO

Key words: Ducted rotor; pitch damping; rotor pitch damping;
rotor dynamics

Abstract

Pitch damping of ducted rotor is important to study dynamic stability of ducted rotor type VTOL aircraft.

In this paper, pitch damping of a ducted rotor has been studied by using unducted and ducted model rotors in rocking motion. These rotors have semi-rigid blades with spring constrained hinges. The spring is made of FRP plate and by different combination of the plates as the hinge stiffness of blade can be changed.

At first the relation between pitch damping and hinge stiffness of unducted rotor has been studied experimentally. The result has coincided those with AZUMA and NAKAMURA's paper.⁵⁾ Next, the theoretical analysis has been conducted about pitch damping of the ducted rotor based on momentum theory and the result has been examined experimentally.

As the result of the analysis, it is pointed out that the pitch damping of ducted rotor consists of three parts, viz., increased pitch damping of rotor owing to the decrease of blade tip loss, pitch damping by momentum change of duct inflow in rocking motion and negative pitch damping (divergent force) by duct lip.

It has been clearly shown in the experimental result that the pitch damping of the ducted rotor is stronger than that of unducted rotor.

1. ま え が き

ダクテッドロータ形 VTOL 機は "Flying Platform" の愛称のもとに 1940 年より 1960 年ごろにわたり主としてアメリカで研究と試作が行われた。試作機のほとんどは軍用飛行ジープを目的としたが、結果としては安定性と移動性が軍の要求を満たすにいたらず失敗に終わっている。

1940 年、チャンスヴォート社のチャールズジーマン氏により考案せられたこの種の VTOL 機は重心がロータより上にあり、パイロットはロータの上に

直立し、体重移動で機体を操縦できる、したがって最小単位のそして最も簡単な飛行機であり、しかもこれが大変安定であるということで世界中の航空機愛好家に強烈なる印象を与え、今日もそれは続いている。現在世界各国で RPV の開発が行われているが、その原形は "Flinging Platform" に求められている。

しかしながら過去の失敗機と実験例を調べてみるとこれらは最初より軍用としての実用性と高度の性能が要求される反面、機体が自己安定性を有するための基本的条件の追求が軽視されていたように思える。たとえばこの種の機体の特色である機体重心が空力中心より上にあるほうが安定であるということを取り上げてみても機体の空力中心はダクトコードの上方より 1/4 の所にあると仮定するだけでなんらの実証も行われていない。理論的にはダクテッドロータ形 VTOL 機の安定要因は四つある¹⁾。すなわち第 1 図に示すごとく

- 1) ホバリング中の機体が水平方向に移動するときダクトリップ部に圧力差が生じ、これによりピッチングモーメント M_p が発生する。
- 2) ロータを通過する流れはダクトにより規制されるので機体が水平移動しても常に垂直に吹き降ろされる。このため機体の移動を阻止しようとする抵抗 H が発生する。
- 3) 機体がピッチング運動をしたときロータおよびダクトにピッチダンピングモーメント M_q が発生する。
- 4) 機体の重心より空力中心までの距離 h である (Appendix 参照)。

このなかで要因 3) のなかのロータのピッチダンピングモーメントについてはヘリコプタに属する領域、すなわちブレードを回転軸に軟らかいバネを介して取り付けである状態 ($K_\theta = 0 \sim 10$) では高度な研究がなされているが、それ以外はほとんど研究が行われていない。過去に行われた研究の多くは軍用化を急ぐあまり全機または模型による総合テストのみであった²⁾。

* 昭和 57 年 11 月 26 日原稿受理

** 日本大学理工学部航空宇宙工学科

第1図 安定要因説明図

ダクトドロータ形 VTOL 機は理論的に自己安定性を有し空中に静止しうる唯一の航空機である。筆者はこの点に興味を抱き 1961 年より研究を行っているが機体を安定に飛ばせるためには前記四つの要因を一つ一つ研究することが先決であることを痛感している。

本論文は四つの要因の一つであるダクトドロータのピッチダンピングモーメントの研究報告である。ロータのピッチダンピングモーメントはブレードの剛性を下げることににより大きな値となること、ロータがダクトに包まれた場合その効果によりさらに大きなダンピングモーメントが生ずることを理論的に求め、実験により確認することができた。

おもな記号

- a : ブレード翼型の揚力傾斜
- B : ブレード先端損失係数
- b : ブレード枚数
- C_M : ロータのハブまわりモーメント係数
- C_s : ダクトスカート部長さ
- c : ブレード弦長
- i : 機体およびブレードの慣性半径
- I_β : ブレードのヒンジまわり慣性モーメント
- K_1, K_2, K_3 : ロータの動的特性を表わす指数で次のごとく表わされる
 - $K_1 = (\gamma/2)[(1/4)B^4 - (1/3)B^3 x_\beta]$
 - $K_2 = (\gamma/2)[(1/3)B^3 - (1/2)B^2 x_\beta]$
 - $K_3 = (\gamma/2)[(1/2)B^2 - B x_\beta]$
- K_D : ダクト効率
- K_β : 等価バネ係数 $(= \{ (k_\beta/Q^2) + mR^2 x_\beta (\bar{x} - x_\beta) \} / I_\beta)$
- k_β : ヒンジバネ常数
- m : ブレードまたは機体の質量
- q : ピッチング角速度
- R : ロータ半径

- r : ブレード翼素までの距離
- r_β : フラッピングヒンジオフセット
- S_L : ダクト投影面積
- T : 全機推力
- T_D : ダクト推力
- V : 機体の水平方向の速度
- $\bar{v}$: 平均吹降し風速
- $\bar{x}$: 無次元のブレード重心位置 $(= \int r dm / mR)$
- x_β : 無次元のフラッピングヒンジオフセット $(= r_\beta / R)$
- β_{1c}, β_{1s} : フラッピング角 $(\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi + \beta_{1s} \sin \psi)$
- γ : ロック数 $(= \rho a c R^4 / I_\beta)$
- $\dot{\epsilon}$: ロータ軸に直角方向のロータ複素角速度 $(= -p + jq)$
- η_a : ホバリングにおける不均等負荷係数 $(= 1 / \{ 1 + (16/a\sigma)(\bar{v}/RQ) \})$
- θ : ピッチ角
- λ : 流入率 $(= \bar{v}/RQ)$
- ρ : 空気密度
- σ : ソリデティ $(bc/\pi R)$
- ψ : ブレード位相角
- Ω : ロータ回転角速度

2. ロータのピッチダンピング

ホバリング中のロータのピッチダンピングについては 1950 年 GESSOW と AMER²⁾によりシーソーロータでは

$$\frac{dC_M}{d(q/Q)} = \frac{\partial C_M}{\partial \beta_{1c}} \cdot \frac{d\beta_{1c}}{d(q/Q)} = \frac{16}{\gamma} \cdot \frac{\partial C_M}{\partial \beta_{1c}} \quad (1)$$

1957 年 TOWNSENT³⁾により完全剛体ロータでは

$$\frac{dC_M}{d(q/Q)} = -\frac{a\sigma}{16} \quad (2)$$

として報告されている。

両者の中間の剛性を有するものについては非公式ではあるが 1981 年筆者⁴⁾が

$$\frac{dC_M}{d(q/Q)} = -\frac{a\sigma}{16} \cdot \left\{ 1 + 2.88 \left(\frac{N}{p_0} \right)^2 \right\} \quad (3)$$

として報告している。(3)式中 N はロータ回転数、 p_0 はブレードの上下方向の固有振動数である。ロータがピッチングモーションを行うとブレードはコリオリフォースにより第2図のごとくロール方向に変位する。このためブレードは迎角変化により空気力学的ダンピングモーメントを発生する。この空気力学的ピッチダンピングモーメントがロータ回転数とブレードの固有振動数の比の2乗に比例して増加することを(3)式は説明している。

第2図 ブレード変位説明

(1)~(3)式までのものはブレードの負荷分布を単純な形で仮定し、ロータ後流による誘導速度は無視されている。近年ヘリコプタロータの研究が進みさらにロータの後流を局所運動量理論で計算しうるに及びロータのピッチダンピングに関する研究は急速に進歩した。これに関する東の報告⁵⁾をホバリング中のロータに要約すれば次のごとくなる。

$$\frac{dC_{MY}}{d(q/\Omega)} = \frac{\partial C_{MY}}{\partial(q/\Omega)} + \frac{\partial C_{MY}}{\partial \beta_{1c}} \cdot \frac{d\beta_{1c}}{d(q/\Omega)} + \frac{\partial C_{MY}}{\partial \beta_{1s}} \cdot \frac{d\beta_{1s}}{d(q/\Omega)} \quad (4)$$

第1項はフラッピングヒンジにかかるブレードの固有の力、第2,第3項はブレードのフラッピング運動により回転軸に及ぼす力を表わしており次のごとくなる。

$$\frac{\partial C_{MY}}{\partial(q/\Omega)} = -\frac{\partial C_{MY}}{\partial \beta_{1s}} = -x_\beta(1/2)a\sigma(1-\eta_s)(1/6)B^3$$

$$\frac{\partial C_{MY}}{\partial \beta_{1c}} = -\frac{1}{2} \frac{bm}{\rho SR} \left\{ x_\beta \bar{x} + \frac{k_\beta}{m(R\Omega)^2} \right\}$$

$$= -\frac{1}{2} \frac{bm}{\rho SR} \left\{ x_\beta^2 + K_\beta \left(\frac{i}{R} \right)^2 \right\}$$

$$\frac{d\beta_{1c}}{d(q/\Omega)} = \frac{-\eta_{\beta s} K_1(2+K_\beta) - \eta_{\beta c}(K_1^2 - 2K_\beta)}{K_1^2 + K_\beta^2}$$

第3図 ロータブレードピッチダンピング計算例

$$\frac{d\beta_{1s}}{d(q/\Omega)} = \frac{\eta_{\beta c} K_1(2+K_\beta) - \eta_{\beta s}(K_1^2 - 2K_\beta)}{K_1^2 + K_\beta^2}$$

$$\eta_{\beta s} = -\eta_{\beta c} + j\eta_{\beta c}$$

$$= \frac{1 - \eta_s \frac{K_1}{\sqrt{K_1^2 + 4}} \cdot \exp\{-j \tan^{-1}(-2/K_1)\}}{1 + j\eta_s \frac{K_1}{\sqrt{K_1^2 + K_\beta^2}} \cdot \exp\{-j \tan^{-1}(-K_1/K_\beta)\}}$$

$$\eta_s = \frac{1}{1 + \frac{16}{a\sigma} \frac{\bar{v}}{R\Omega}}$$

$K_\beta \sim k_\beta$ の関係は記号の説明で述べたが $K_\beta \sim k_\beta \sim P_0$ の関係は

$$K_\beta = \{(k_\beta/\Omega^2) + mR^2 x_\beta(\bar{x} - x_\beta)\} / I_\beta$$

$$= \left(\frac{P_0}{N} \right)^2 + mR^2 x_\beta(\bar{x} - x_\beta) / I_\beta \div \left(\frac{P_0}{N} \right)^2$$

となり K_β はブレードの固有振動数 P_0 とロータ回転数 N との比の2乗に比例する。

第1表記載の実験用ロータブレード I, II につき計算を行えば第3図 2, 3のごとくなる。曲線1は筆者の計算式(3)によるもので $K_\beta = \infty$ すなわち完全剛体ロータの場合 $dC_{MY}/d(q/\Omega) = -a\sigma/16$ となり TOWNSENT の結果と一致する。

第1表 実験用ロータ諸元

	ロータ I	ロータ II
翼型	ClarkY $t/c=0.14$	ClarkY $t/c=0.14$
材料	木製	木製
半径 (m)	0.305	0.900
翼幅 (m)	0.051	0.055
ソリディティ σ	0.1065	0.0584
ヒンジオフセット, x_β (無次元)	0.0655	0.050
ブレード重心位置, $\bar{x}$ (無次元)	0.344	0.156
ブレード慣性性能率, I_β (kgm ⁴)	0.00086	0.0355
ロック数	3.592	7.10
ロータ動的特性指数, K_1 () はダクトある場合	0.389(0.398)	0.731
	0.425(0.520)	0.996
	0.748(0.773)	1.500
ヒンジバネ常数, k_β (Nm/rad)	6.742~78.302	0~68.600
等価バネ係数, K_β	0.31~51.61	0.0534~6.25
ロータ回転数 (rpm)	400~1800	200~600

(ロータ II は東報告のもの)

3. ダクト付ロータのピッチダンピング

ダクト付ロータのピッチダンピングではロータのみのピッチダンピングを表わす(4)式においてブレード先端はダクト内壁に近接して回転するためブレード先端損失係数 B と流入率 λ が変わってくるので $dC_{MY}/d(q/Q)$ の値は高くなる。第3図中曲線2では $B=0.975$, $\lambda=0.099$ ($\eta_a=0.276$)としているが、ダクトがついた場合 $B=1.00$, $\lambda=0.109$ ($\eta_a=0.258$) (実験による実測値) とすると曲線2は2'のごとくなる。

ダクト付ロータのピッチダンピングでは $dC_{MY}/d(q/Q)$ の値が変化する他にダクトによるピッチダンピングの項 $dC_{MD_1}/d(q/Q)$ と $dC_{MD_2}/d(q/Q)$ が加わるので(4)式は次のごとく表わされる。

$$\frac{dC_{MY'}}{d(q/Q)} = \frac{\partial C_{MY'}}{\partial (q/Q)} + \frac{\partial C_{MY'}}{\partial \beta_{1c}} \cdot \frac{d\beta_{1c}'}{d(q/Q)} + \frac{\partial C_{MY'}}{\partial \beta_{1s}} \cdot \frac{d\beta_{1s}'}{d(q/Q)} + \frac{dC_{MD_1}}{d(q/Q)} + \frac{dC_{MD_2}}{d(q/Q)} \quad (5)$$

(5)式中'はダクトをつけることにより変化する微係数である。

ダクトによるピッチダンピングはダクト単体では存在せず、ロータによって生ずるダクトを通過する流れにより発生する。このピッチダンピングはさらに流れの方向がダクトにより規制されており、したがってダクトがピッチングを行うと流れもそれに従って方向が変化してこのため発生するピッチダンピング $dC_{MD_1}/d(q/Q)$ と流れがダクト導入部を通過する際、そこに発生する揚力がダクトのピッチングにより変化し、このため発生するマイナスダンピング $dC_{MD_2}/d(q/Q)$ とに分けて考えることができる。

第4図はダクトによる流れの変化を説明している。(a)はダクトのないロータのピッチングモーションを説明しているがピッチ角 θ が小さいときは流れの方向はほとんど変わらないが(b)のごとくダクトのある場合は流れは直接 θ の影響を受ける。

ダクトを通過する空気質量は $\rho\pi R^2\bar{v}$ である。この質量がダクト出口を通過する際 $\dot{\theta}$ なるダクトのピッチングモーションによりうけるモーメント M_{D_1} は

$$M_{D_1} = -\dot{\theta} K_D \rho \pi R^2 \bar{v} \left(\frac{R^2}{4} + C_s^2 \right)$$

第4図 ダクトによる流れの変化

第5図 ロータおよびダクト内流れ

第6図 ダクトのマイナスダンピング説明図

第7図 リップ曲率とダクト推力

である。 $(R^2/4 + C_s^2)$ はダクト上部を揺動中心にとった場合ダクト出口部を通過する空気質量に対する慣性半径の2乗をあらわす。 K_D はダクトの効率をあらわす。ホバリング中のロータを通過する流れは第5図のごとく激しく収縮する性質をもっているため、ダクト内の流れは剥離しやすい状態にある。したがってダクトにより発生するピッチダンピングもその分だけ減少する。筆者の実験⁶⁾によれば $K_D=0.82$ を得ている。

$$C_{MD_1} = -\frac{\dot{\theta} K_D \rho \pi R^2 \bar{v} \left(\frac{R^2}{4} + C_s^2 \right)}{\rho \pi R^2 (R/Q)^2 R} = -\frac{\dot{\theta}}{Q} K_D \frac{\bar{v}}{R/Q} \left(\frac{1}{4} + \frac{C_s^2}{R^2} \right)$$

$$\text{ただし } \dot{\theta} = q, \quad \lambda = \frac{\bar{v}}{R/Q}$$

$$\frac{dC_{MD_1}}{d(q/Q)} = -K_D \lambda \left(\frac{1}{4} + \frac{C_s^2}{R^2} \right) = -K_D \frac{1}{16} a \sigma \left(\frac{1}{\eta_a} - 1 \right) \left(\frac{1}{4} + \frac{C_s^2}{R^2} \right) \quad (6)$$

次にダクトがピッチングを行うと第6図よりわかるごとく通過流に向かう方の導入部(以下リップと称する)は揚力が増加し反対方向は減少するのでピッチングモーションは発散する方に向かう。ダクトを一種の翼と考えた場合次のごとき計算を行うことができる。リップに発生する揚力 T_D は

(a) ダクトなし (b) ダクトあり

第8図 実験装置

$$T_D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_{LD} 2\pi R_D l_D = \kappa T = \kappa \rho S_D v^2$$

ただし C_{LD} はリップの揚力係数, R_D はリップ中心までの半径, l_D はリップの幅を表わし, したがって $2\pi R_D \cdot l_D$ はリップの投影面積である。ダクトドロータにおけるリップに発生する揚力 T_D はリップ部の曲率半径 $l_D/2$ とダクト直径 $2R$ との比 $l_D/4R$ により変化しその割合 κ は第7図のごとくなる。

ダクトがピッチングを行うことによりリップ部に発生するモーメント変化は次のごとくなる。

$$\begin{aligned} M_{D_1} &= \frac{1}{2} \rho \int_0^{2\pi} (v + R_D \cos \psi \dot{\theta})^2 C_{LD} l_D R_D d\psi R_D \cos \psi \\ &= \dot{\theta} \frac{1}{2} v^2 C_{LD} 2\pi R_D l_D \frac{R_D^2}{v} \\ &= \dot{\theta} T_D \frac{R_D^2}{v} \\ &= \dot{\theta} \kappa T \frac{R_D^2}{v} \\ &= \dot{\theta} \kappa \rho S_D v^2 \frac{R_D^2}{v} \\ C_{MD_1} &= \dot{\theta} \frac{\kappa \rho S_D v^2}{\rho S_D (R_D)^2 R} \frac{R_D^2}{v} \\ &= \frac{\dot{\theta}}{\Omega} \kappa \frac{v}{R_D} \frac{R_D^2}{R^2} \\ \frac{dC_{MD_1}}{d(q/\Omega)} &= \kappa \frac{v}{R_D} \frac{R_D^2}{R^2} = \kappa \lambda \frac{R_D^2}{R^2} \end{aligned} \quad (7)$$

これよりダクトによるピッチダンピングは次のごとくなる。

$$\begin{aligned} \frac{dC_{MD}}{d(q/\Omega)} &= \frac{dC_{MD_1}}{d(q/\Omega)} + \frac{dC_{MD_2}}{d(q/\Omega)} \\ &= -\frac{1}{16} a \sigma \left(\frac{1}{\eta_*} - 1 \right) \left\{ K_D \left(\frac{1}{4} + \frac{c_*^2}{R^2} \right) - \kappa \frac{R_D^2}{R^2} \right\} \end{aligned} \quad (8)$$

η_* のロータ回転による変化は非常に小さいのでダクトによるピッチダンピング微係数 $dC_{MD}/d(q/\Omega)$ は K_D に対しては一定である。この値は通過する流れがダクトにより揺動せられるためのピッチダンピングをダクトリップに発生するマイナスダンピングで打ち消すことになるので、あまり大きなリップを用いること

第9図 フラッピングヒンジ詳細

第10図 実験装置

はピッチダンピングに関する限り有利ではない。むしろリップの小さい、スカート部の長いダクトのほうが有利となる。本実験に使用したダクトに関し(8)式により行った計算結果は第3図 2" で示す。

4. 実験装置および実験結果

ロータのピッチダンピングに及ぼすダクトの影響を見るため実験を行った。実験装置の外観および諸元は第8図に示すごとく「」形をしたフレームの中央に電動モータに取り付けられたロータがあり、装置はA-Aを中心として揺動する。ロータブレードは第9図の示すごとくFRP板を介して回転ハブ金具に取り

第11図 実験結果

第12図 実験資料1例

付けられており FRP 板の強度を変えることによりブレードの固有振動数 P_0 を 14, 25, 48 Hz の 3 段階に変化させている。

第 10 図は実験装置を示す。ロータ回転数は 400, 600, 800, 1,000, 1,400, 1,800 rpm の 6 段階である。

ピッチダンピングは揺動の半減衰時間より求めた。第 1 表は実験および計算の対象とした実験機種の踏元である。実験は模型 I について、計算は I, II について行っている。

実験結果は第 11 図のごとくである。ロータ単体のピッチダンピングは理論値より低い値を示しているがよく収斂し、東の実験例と同一の傾向を示している。実験値が理論値を下回るのはブレード翼形の不整と低レイノルズ数領域部分の揚力傾斜が 5.73 より低下しているためと考える。

ロータ単体のピッチダンピングに比べダクトドロータの場合実験値がかなり散らばっているのはダクト内の流れの不安定さによるものであるとともにダクトのピッチダンピングがダンピングとマイナスダンピング両者の差し引きの上にたっているためと思われる。

ダクトによるピッチダンピングの増加は計算によれば $\Delta d_{MX}/d(q/Q) \approx -0.015$ であるが実験における増加は -0.030 で理論値よりかなり高い。とくに $K_p = 0.3 \sim 0.5$ の間で大きな値を示している。このと

きの測定結果の一例を第 12 図に示すが大きな減衰を示しており、今後新しい問題を提供することになった。

5. あとがき

まえがきで述べたごとく、ダクトドロータの動安定に関する要因の研究はきわめて乏しい。今回は回転軸に対するロータブレードの取付け関係が比較的タイトな領域 ($K_p = 0.5 \sim 50$) について実験を行い、さらにダクトの付加された場合の解析と実験を行ったがすべてが解明されたわけではない。ダクトドロータのピッチダンピングは測定値が散らばり不安定要素のように思えるが実際にはダンピングフォースが増加するほうに散らばりを見せていることに注目したい。今後、ダクト内の流れを安定にする研究が必要であり、また $K_p = 0.3 \sim 0.5$ において高い値を示したピッチダンピングの原因の解明が必要となった。

Appendix ダクトドロータ形 VTOL 機の安定について

第 1 図安定要因説明図に従い 2 自由度の場合の機体の運動方程式をたてると次のようになる。

$$\text{水平方向: } T\theta - H = m\ddot{V} \quad (a)$$

$$\text{重心周り: } M_Y - hH = mi^2\ddot{\theta} \quad (b)$$

(a), (b) を書き直すと $T \approx mg$ より

$$m\ddot{V} - mg\theta + \frac{\partial H}{\partial V}(V + h\dot{\theta}) = 0 \quad (a')$$

$$mi^2\ddot{\theta} + \frac{\partial H}{\partial V}h(V + h\dot{\theta}) - \frac{\partial M_Y}{\partial V}(V + h\dot{\theta})$$

$$- \frac{\partial M_Y}{\partial \theta} \cdot \dot{\theta} = 0 \quad (b')$$

(a'), (b)' 式の特性方程式を求めると次のようになる。

$$\lambda^3 + A\lambda^2 + B\lambda + C = 0 \quad (c)$$

$$A = \frac{1}{m} \cdot \frac{1}{i^2} \left\{ (i^2 + h^2) \frac{\partial H}{\partial V} - h \cdot \frac{\partial M_Y}{\partial V} - \frac{\partial M_Y}{\partial \theta} \right\}$$

第13図 安定判別図

$$B = \frac{1}{m^2} \cdot \frac{1}{i^2} \left\{ -\frac{\partial H}{\partial V} \cdot \frac{\partial M}{\partial \theta} \right\}$$

$$C = \frac{g}{m} \cdot \frac{1}{i^2} \left\{ h \cdot \frac{\partial H}{\partial V} - \frac{\partial M_T}{\partial V} \right\}$$

特性方程式(c)より機体の安定条件は

$$A > 0, B > 0, C > 0$$

$$AB - C > 0$$

となる。これを図で示すと第13図のごとくなり h が正の範囲 ($h_1 \sim h_2$) で安定であることを示している。今回は2自由度の場合の安定条件を検討したが3自由度すなわち垂直方向の運動を加えた場合も2自由度で安定ならば3自由度でも安定となることが証明されている¹⁾ので省略する。

参考文献

- 1) 内藤 晃：リジッドロータ回転翼機の安定について，昭和56年度日本大学理工学部学術講演会，J-16

- (1981).
- 2) GESSOW, A. and AMER, K.B.: An Introduction to the Physical Aspects of Helicopter Stability, TN 1982, 0000 NACA (1982).
- 3) TOWNSENT, M.W.: Stability and Control of Unducted Stand-on Helicopter Preliminary Theoretical and Flight Test Results, Dept. of Aerospace Engineering, Princeton University, Rept. 404, Nov. 1957, Princeton, N. J.
- 4) 内藤 晃：リジッドロータのピッチダンピング特性，昭和56年度日本大学理工学部学術講演会，J-33 (1981).
- 5) AZUMA, A. and NAKAMURA, Y.: Pitch Damping of Helicopter Rotor with Nonuniform Inflow, Journal of Aircraft, Vol. 11, No. 10 (October, 1974), pp. 639-646.
- 6) 内藤 晃：VTOLにおけるダクトの空力特性，昭和56年度日本大学理工学部学術講演会，J-32 (1981).
- 7) PARLETT, L.P.: Stability and Control Characteristics of a Small-Scale Model of an Aerial Vehicle Supported by Two Ducted Fans, NASA TN D-920 (1961).

===== 会 告 =====

第556回講習会＝搭載用コンピュータの実装と応用

主 催：日本機械学会

協 賛：日本航空宇宙学会ほか8学・協会

開 催 日：昭和58年5月25日(水)，26日(木)

9:30～16:45

会 場：家の光会館 東京都新宿区市ヶ谷谷河原町11，電話 (03) 260-3198

題目・講師：

5月25日(水)

- (1) 搭載用コンピュータ開発における留意点
三菱電機(株)電子技術部 真鍋舜治
- (2) 自動車用コンピュータ実装技術
(株)本田技術研究所 田上勝利
- (3) 鉄道用コンピュータの実装技術
(株)日立製作所水戸工場 豊田英一
- (4) 航空機のアクティブコントロール・テクノロジー
防衛大学校 金井喜美雄

5月26日(木)

- (5) 無人搬送車のコンピュータコントロールシステム
三菱電機(株)生産技術研究所 川嶋良和
- (6) 知能自動車—マイクロプロセッサの自動操縦車への応用—
工業技術院機械技術研究所 谷田部照男
- (7) 帆船のコンピュータコントロールシステム
日本鋼管(株)技術研究所 伊藤雅則
- (8) STOL実験機のコンピュータコントロールシステム
科学技術庁航空宇宙技術研究所 渡辺 順

定 員：100名，申込み先着順

聴 講 料：会員 18,000円 (学生員 4,000円)，会員外 36,000円 (いずれも教材1冊分代金を含む)。

問合せ・申込先：〒151 渋谷区代々木 2-4-9

日本機械学会 電話 (03) 379-6781