

UDC 629.13.014.7
533.661.015

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-113

地面近くでホバリングするヘリコプタ
ロータに関する実験

幸尾治朗・岡 遠一

1966年8月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR- 85 回転翼の線型理論 (II)
—揚力線理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor
Blades (II)
—Lifting-Line Theory— 1965年3月 市川輝雄
- TR- 86 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算
法
A Method for Predicting the Off-Design
Performance of Multi-Stage Axial-Flow
Compressors Operating in the Transonic
Flow 1965年5月 松木正勝, 藤井昭一
五味光男
- TR- 87 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージ
ェンス (II) 圧縮流理論 (III) 実験的研究
Theoretical Study of Two-Dimensional
Panel Flutter and Panel Divergence in
Subsonic Flow
(II) Compressible Flow Case
(III) Experimental Study 1965年6月 石井孝雄
- TR- 88 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に
関する定性的な吟味
Qualitative Examinations on the Results
of Ground Vibration Tests of Tail Wing-
Fuselage Combination Structure 1965年6月 塙 武敏, 越出慎一
- TR- 89 垂直突風および航空機の突風応答に関する実
験的研究
An Experimental Investigation on Vertical
Gusts and the Airplane Response 1965年6月 小野幸一, 山根皓三郎
- TR- 90 ヒステリシスループの形, 繰返しによる形の
変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇
(第一報 実験, 第二報 ねじりの場合の理
論)
The Shape of Mechanical Hysteresis Loop,
its deformation due to Stress Repetition
and Resulting Increase in Flow Stress
(Part 1. Experiment, Part 2. Thoery for
Torsion) 1965年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
永井文雄
- TR- 91 固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば
(I)
Flame Propagation into the Gap of Solid
Propellant Grain (I) 1965年7月 五代富文
- TR- 92 ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法
(I) —迎角0のとき—
An Approximate Calculation for Supersonic
Flow Past Rodies of Rocket Vehicles (I)
—Linearized Flow with AxialSymmetry— 1965年8月 谷 喬
- TR- 93 遷音速動安定試験
Dynamic Testing at Transonic Speed 1965年10月 小橋安次郎, 河野長正
西 武徳
- TR- 94 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ半無限の後
退翼
On the Camber Lines of Semi-Infinite
Sweptback Wings which give Uniform
Spanwise Load Distribution 1965年10月 河崎俊夫
- TR- 95 飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察
A Few Comments on the Longitudinal
Handling Qualities of Airplanes 1965年11月 荒木 浩
- TR-96T A Generalized Functional Formalism for
Turbulence Dec. 1965 Iwao HOSOKAWA
- TR- 97 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の
作動円盤理論 (I) —軸対称流れ—
A Theoretical Investigation of the Com-
pressible Flow Through the Axial Turbo-
Machines (I)
—Non-Swirling Fluids in Ducts— 1965年12月 藤井昭一
- TR- 98 後退角 45°, アスペクト比 4.0 の薄い片持翼
の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の
影響の実験的研究
Some Effects of Taper Ratio on the Tran-
sonic Flutter Characteristics of a Series
of Thin Cantilever Wings Having a
Sweptback Angle of 45° and an Aspect
Ratio 4.0 1965年12月 中井暎一, 高木俊朗
安藤泰勝

地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータ に関する実験*

幸尾 治朗**・岡 遠一**

Experimental Study on the Ground Effect of a Model Helicopter Rotor in Hovering

By Jiro Kōo and Tōichi OKA

Aerodynamic characteristics of a model helicopter rotor hovering in the ground effect have been experimentally investigated. Although a number of papers have been written on this subject (ref. 1-4, etc.), there still remains much to be explored about the rotor in the unsteady condition.

We conducted two kinds of experiments i. e., (1) measurements of the thrust, torque and induced velocity of the hovering rotor in the ground effect and (2) flow visualizations around the hovering rotor in the ground effect by the use of tuft.

The qualitative results obtained are as follows.

(1) When a hovering rotor in higher pitch angle gets near to the ground ($H < 1/4D$), there is a saturation in the thrust increase from the ground effect according to the blade stall.

If a rotor is operated in lower pitch angle, the torque for the constant revolution increases gradually with the approach to the ground, however, in the next stage (i. e. $H < 1/4D$) it begins to decrease by up-wash which makes the lift vector incline forward.

(2) It appears from flow observations that the periodical fluctuation of interference flow between down-wash and up-wash may introduce the unsteady phenomena of a hovering helicopter in the ground effect.

1. まえがき

一般にどのような形式の航空機でも地面近くを飛行するときには揚力の増加あるいは減少、つり合いモーメントの変化等のいわゆる地面効果が存在する。通常ヘリコプタに対する地面効果は、重

* 昭和41年8月6日受付

** 飛行実験部

量が超過した状態や高高度の地点で離陸する場合の助けとなり、運用上の面で重要な役割を果たしている。この効果に関する研究は数多く行なわれているが、これらのほとんどは非定常な空気力について考慮されていない。しかしながら実際にヘリコプタが地面近くでホバリングする地面効果のあるときにだけ生ずる不安定な現象があり、また、ロータが地面に近づくとブレードの迎え角が増加して失速状態になる場合も考えられる。このような非定常状態も考え合わせて、ヘリコプタ・ロータの模型を用いて対地高度の変化に伴うスラスト、トルクの変化と誘導速度の分布状況の変化をホバリング中について計測した。同時にブレードの上面に絹糸の気流子を張り付けて失速の様子を調べた。一方、金網に多数の絹糸を結び付けた気流観測用のわくを作りロータ下面におき、ロータ回りの気流の方向を観察した。また、ヘリコプタが地上付近でホバーするときの操縦の様相について飛行実験を行ない、これらの現象の実際面への影響について調べた。

2. 記 号

b : ブレード数

c : ブレード翼弦長

D : ロータ直径

H : 対地高度 (ロータ・ハブ中心面の)

Q : トルク

R : ロータ半径

r : ロータ回転軸からの距離

T : スラスト

v_i : 誘導速度

\bar{v} : 誘導速度の平均値 (2 式)

y : ロータ・ハブ中心面からの距離

$C_Q = Q / \rho \pi R^3 \Omega^2$: トルク係数

C_{Q_0} : プロファイル・トルク係数 (1 式)

$C_T = T / \rho \pi R^4 \Omega^2$: スラスト係数

θ_0 : 翼根におけるブレード・ピッチ角

$\theta_{0.75}$: $0.75R$ におけるブレード・ピッチ角

Ω : ロータ回転角速度

ρ : 空気密度

$\sigma = bc / \pi R$: ソリディティ (剛率)

添字

∞ : 対地高度が十分に大きいときの値

3. 実験装置

実験装置の概略を図1に示す。ロータと地面の間隔すなわち対地高度の設定を容易にするため、地面板を垂直に立て、ロータ模型を横に倒して台車に載せ、軌道上を各高度に対応する位置へ移動できるようにした。実験は周囲の微妙な風や壁の存在がロータの吹き下しに干渉するのを避けるため、当所調布飛行場分室の実機構造試験場(40m×40m×18m)の中央部で行なった。

3.1 ロータ模型

実験に使用したロータの諸元を表1に示す。アルミ合金製の3枚ブレードで、自由に動くフラッピングおよびラギングのヒンジを持ち、フェザリング・ヒンジは半固定でブレードの18%コードを軸にして2.5°おきのピッチ角(θ_0)が設定できる。サイクリック・ピッチ機構は持たない。

ロータはトルク測定用のトーション・チューブとスラスト測定用の4枚の板ばねを介して駆動され、それぞれに張られたストレイン・ゲージによってトルクとスラストが干渉なく分離して取り出せる機構になっている。

ロータの駆動には800Wの直流サーボ・モーターを使用した。この実験を通してロータ回転数は毎分1,030回転付近に設定した。ロータ・ハブが1回転するたびにマイクロスイッチによって発生するパルスをおシログラフに記録して回転数を読み取った。

3.2 地面板と気流観測装置

地面板は高さ4m幅5mの木わくにベニヤ板とアクリル樹脂の板を張ったもので、床から約30cm離して垂直に立て、ロータの回転面と平行に固定した。実験の対地高度(H)はロータ・ハブの中心と地面板の距離を測って知った。

地面板の中央付近に埋め込まれた1m平方のアクリル樹脂板を通してロータの下側から気流の干渉状況を見ることができる。これで発煙筒やタンポポの実を使ってロータが地面に近づいたときの様子を観察した。さらに、ある対地高度の範囲で見られる地面からの吹き返し現象の領域を詳しく調べる目的で、図2に示す金網を作った。5cm間隔に針金を張り絹糸を結び付けたものである。また、気流の向きが吹き下しか、吹き返しか一目で区別しうるように、金網の地面側を緑色、ロータ側を橙色の光線で照射した。白い絹糸は方向によって色分けされる。

ブレードの失速状況を見るためにはブレード上面に約1cmの気流子を張った。回転数の記録に用いるマイクロスイッチでストロボスコープを同期させ、観測ならびに撮影を行なった。この実験では観察を助けるために地面板上に黒色ビロードを張った。これらの気流子やビロード布の計測値(スラスト、トルク)に及ぼす影響はほとんど見られなかった。

4. 計測値

4.1 ロータ模型の空力特性（地面効果なし）

ロータが地面効果のない所でホバリングするときに、ブレード・ピッチ角 (θ_0) を変えるとスラスト (T) とトルク (Q) がどのように変化するかを計測した。翼根で計られたブレード・ピッチ角 (θ_0)、有効ピッチ角 ($\theta_{0.75}$) および地面効果のないときのスラスト係数 (C_T) の計測値と地面効果の解析によく用いられるブレード荷重係数 (C_T/σ) の値の関係を表 2 に示す。図 3 にこの結果を C_T , C_Q のポラー・カーブで示した。図中の点線はプロフィール・トルク係数 (C_{Q_0}) を示し、次の(1)式により C_T , C_Q の測定値から計算で求めた。

$$\begin{aligned} C_T &= T/\rho\pi R^4 \Omega^2 \\ C_Q &= Q/\rho\pi R^5 \Omega^2 \\ C_{Q_0} &= C_{Q_\infty} - C_{T_\infty}(\bar{v}/R\Omega) \end{aligned} \quad (1)$$

\bar{v} は誘導速度の平均値で次の(2)式を用い、スラストの測定値から計算した。

$$\begin{aligned} \bar{v} &= \sqrt{T/2\rho\pi R^2} \\ &= \Omega R \sqrt{C_T/2} \end{aligned} \quad (2)$$

一方このときの誘導速度の垂直成分 (v_i) の分布状況をピトー管と傾斜マノメータで測定した。図 4 はピッチ角 $\theta_0=15^\circ$ の場合の例である。図のパラメータ (y) はピトー管の先とロータ・ハブ中心面の距離で、ロータ面から遠ざかるに従って吹き下しが集束してくることを示す。図中に直線で示した値は $y=100\text{mm}=0.091D$ で計測した誘導速度をロータ全面にわたって平均した値であり、一点鎖線で示されるのは(2)式を使ってスラストから求めた値 (\bar{v}) である。ピトー管で測定した値がスラストから計算した値と異なるのは、ねじれのある小さな風速をピトー管で測定することが困難なためと、ロータの端やハブの付近の気流の影響によると考えられる。

4.2 地面効果による空気力の変化

回転数一定でホバリングするロータのスラスト、トルクが地面の接近により変化する様子を図 5 図 6 に示す。縦軸の T/T_∞ と Q/Q_∞ は、それぞれスラストおよびトルクを地面効果のないときの値で割って無次元化した量である。図 5 でピッチ角 (θ_0) 12.5° 以上では地面の接近に従って、ブレードの付根から失速が始まりスラストの増加曲線がねてくる。この状況を後に示す気流試験で確かめた。図中の点線は失速しないと仮定した場合のスラストの増しを予想した値である。図 6 ではピッチ角が小さなおと、地面に近づくとつれて ($H/D < 0.25$) 一度増加したトルクが減少している。これは中央部の気流の吹き返しにより、ロータ回りの気流が降下中と同じようになってブレードの有効迎角を増し、そこに働らく揚力を前傾させて、オートローテーション状態のようになるためと考えられる。

地面効果によるスラストおよびトルクの変化がどれほどパワの上で利益になるかを、図3と同じ $C_T \sim C_Q$ 面に対地高度をパラメータにして表わしたのが図7である。この図から、同じスラストを得るために必要なパワが地面効果により減少する状況を知ることができる。図5, 7の C_T の地面効果による増分はプレート荷重係数(C_T/σ)を合わせて理論値^{1),3)}と比較すると少なめである。これは模型の構造上の理由から、ハブの形状が大きくなったためと考えられる。ねじり下げの影響もまた無視できない。今後、地面効果がねじり下げ、模型の寸法、ソリディティ等でどのような影響を受けるかを調べる必要があるが、定性的にはこの実験結果は正しいと考える。

4.3 誘導速度の分布

図4に示したホバリング中のロータの誘導速度の分布が、地面の接近によりどのように変化するかを、ピトー管と傾斜マノメータで測定した。地面の近く、翼端付近、中央の吹き返しの部分等は気流の方向が大きく変化するので垂直成分をピトー管で正確に計測するのはむずかしいが、ほかに適当な計測機が入手できないので定性的な資料を得ることに主眼をおいた。

ブレードピッチ角 $\theta_0=10^\circ, 12.5^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ について調べたが分布状況の変化について大きな差が認められなかったので、普通の機体のホバリング中に相当する $\theta_0=15^\circ$ の場合について述べる。

図8, 9, 10はロータ・ハブの回転面とピトー管の距離(y)がそれぞれ100mm, 300mm, 500mmのとき、ロータ・ハブの高度(H)によって誘導速度の分布が変化の様子を示している。地面にロータが近づくと従って誘導速度の大きな部分はしだいに外側へ移動して幅がせまくなり筒状のエア・カーテンを構成する。また、地面とこのカーテンで取り巻かれた部分の中心付近では、ロータ・ハブの方向へ時間とともに変動する吹き返しがある。このエア・カーテン内部の静圧は地面にロータが接近するにつれて、相当に高くなる模様である²⁾。

5. 気流の不安定現象

5.1 ブレードの失速

絹糸の気流子を張り付けた回転中のブレードを、上面からストロボスコープを使って観察し、ブレード・ピッチ角(θ_0)の適用範囲やねじり下げの影響を調べた。図11はこのときの写真で、 $\theta_0=20^\circ$ の場合だけ翼のほとんどが失速している。一方 $\theta_0=15^\circ, \theta_0=10^\circ$ では翼根付近に多少外向きの流れはあるが失速はしていない。

前節の計測結果で $\theta_0=12.5^\circ$ 以上では地面に近づくと、増加するはずのスラストが飽和する原因は失速らしいとの予想を確かめるため、地面板に近づけて見た。図12, 13にこの写真の一例を示す。図12が示すように $\theta_0=15^\circ$ では、地面に近づくと($H=0.25D$)ピッチ角の大きな翼根付近では仰角がより増加して、はく離する。 $\theta_0=10^\circ$ (図13)の場合は地面に近づいても、多少外向きの流れが強くなる程度で失速はほとんど起こっていない。大きなピッチ角で働くロータが、地面

に近づくと失速が起こることが図12, 13の比較で明らかである。

5.2 ロータ回りの気流

発煙筒をロータの上面でたき地面中央部のアクリル樹脂の窓やロータ側面から気流の状況を観察した。図14に側面からの写真を示す。ロータが地面に近づくと吹き返しの部分が渦を巻きながらしだいに発達し、低高度でホバーするときにはロータ下面の気流は時間とともに変動することが認められた。

さらに詳しく調べるため図2に示した気流子を結び付けた金網をロータの下面 100mm の所に置いた。図15に $\theta_0=15^\circ$, $H=0.5D$ のときの写真を示す。中央部の糸がちぢられて見える部分が吹き返しの領域である。この現象をはっきり観察するため、地面の方向に流れる気流子とロータのほうに向う気流子の別の色に見えるように照明して、天然色の映画に撮った。これを約0.5秒おきにスケッチしたのが図16である。図からわかるように吹き返しの領域は横方向の流れの強い領域とともに、周期性を伴って回転方向へ渦巻状に移動しその広さも時間とともに変動している。ピッチ角が大きく、地面により近いほどこの領域が広く、移動する周期が早くなる。この吹き返し領域の移動が、テール・ロータ、各種の安定板、胴体等に影響を及ぼし、ホバリング中のヘリコプタを不安定にするものと推定される。

5.3 不安定性についての飛行実験

ホバリング中のヘリコプタが地面に近づいた場合、安定性が悪化する状況がある小型ヘリコプタについて飛行実験により確かめた。

ホバー高さをパラメーターとして、ヘリコプタを定点上に一定時間ホバーさせたときにパイロットが操作した操縦桿の動きを計測した。結果を図17に示す。横軸にホバー高さをロータ直径で割った値を示し、縦軸に操縦桿の先端部の動きの軌跡によっておうわれた面積を示す。

地面に近づくとつれて急激にこの面積が増大することは前項に述べた原因によって不安定度が増すことの証拠であると考えられる。

6. 結 論

地面効果によってヘリコプタ・ロータに生ずる種々の現象に関して行なった一連の実験から次のような定性的な結論を得た。

(a) ブレード・ピッチ角が大きくなると、地面へ接近すると失速現象を起こす場合があり、地面効果による推力の増しは頭打ちになる。

(b) ブレード・ピッチ角が小さくなると地面からの吹き返しによってオートローションのような現象が現われ、ロータの回転を保つためのトルクは地面に近づくと従って一度増加し、その後吹き返しが強くなるにつれて減少する。

(c) ロータの吹き下しの分布で、風速が最大になる位置は、地面に近づくに従って外周方向へ移動する。

(d) ロータからの吹き下しと地面からの吹き返しによって気流が停滞する領域が生じ、ある周期を持って変動する。

7. あとがき

ヘリコプタを地面効果の中でホバリングさせることはパイロットにとって必ずしも容易ではなく、パイロットは氷の壁のようなものがあって、つるつるとすべっているように感じるという。実際にヘリコプタの操縦訓練の相当な部分がホバリングに費され、ホバリングに始ってホバリングに終わると言って過言でない。この原因と考えられる吹き下しと吹き返しの不規則な変動による不安定現象について定性的な資料が得られたので、今後は寸法、ねじり下げ、ソリディティ、ロータの位置、胴体の型等の影響および最近開発されつつあるコンパウンド・ヘリコプタの固定翼との干渉について定量的な模型ならびに飛行実験を進めたいと考えている。

終わりに、実機構造試験場の使用にあたって数々の協力を得た機体部の各位に謝意を表わす。

また、本実験は矢沢健司、鎌田幸男、塚野雄吉技官の協力によって行なわれたことを付記する。

文 献

- 1) Gessow, Alfred, and Meyers, Garry C., Jr: *Aerodynamics of the Helicopter*. The Macmillan Co., c. (1952) pp. 106~114.
- 2) Fradenburgh, Evan A.: *The Helicopter as a Ground Effect Machine*. Sikorsky Aircraft Div., United Aircraft Corp., (1959).
- 3) Zbrozek, J.: *Groud Effect on the Lifting Rotor*. R. & M. No. 2347, British A. R. C., (1957).
- 4) Heyson, Harry H.: *An Evaluation of Linearized Vortex Theory as Applied to Single and Multiple Rotors Hovering In and Out of Ground Effect*. NASA TN-43, (1959).

表 1

ロータ直径 (D)	1,100mm
ブレード翼弦長 (c)	33mm
ブレード翼型	N. A. C. A. 0012
ブレードねじり下げ (ハブ中心から)	$8^{\circ}20'$
フラッピング・ヒンジ位置	$0.0327R = 18\text{mm}$
ラギング・ヒンジ位置	$0.0327R = 18\text{mm}$
ソリディティ (σ)	0.0573
ブレード 単体重量	109gram

表 2

θ_0	0°	5°	10°	15°	20°
$\theta_{0.75}$ (約)	-5°	0°	5°	10°	15°
$C_{T\infty}$	-0.0023	-0.0001	0.0028	0.0060	0.0069
$C_{T\infty}/\sigma$	-0.0401	-0.0017	0.0489	0.1047	0.1204

注) この実験では θ_0 をブレードの付根 ($0.15R$) で設定し, $\theta_{0.75}$ はブレード翼面の長さの75%の位置における値を示した。

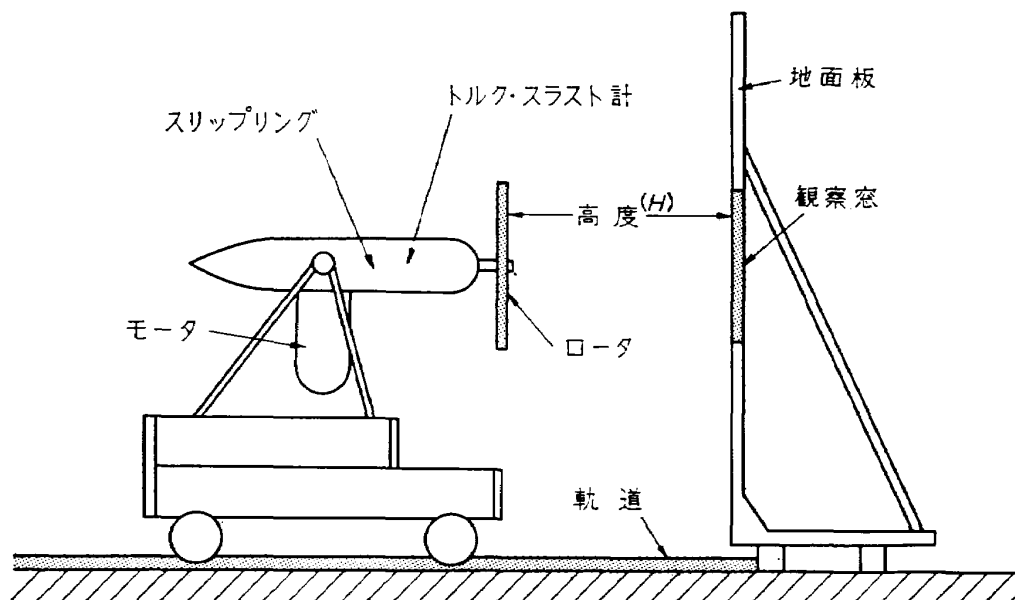


図1 実験装置概略

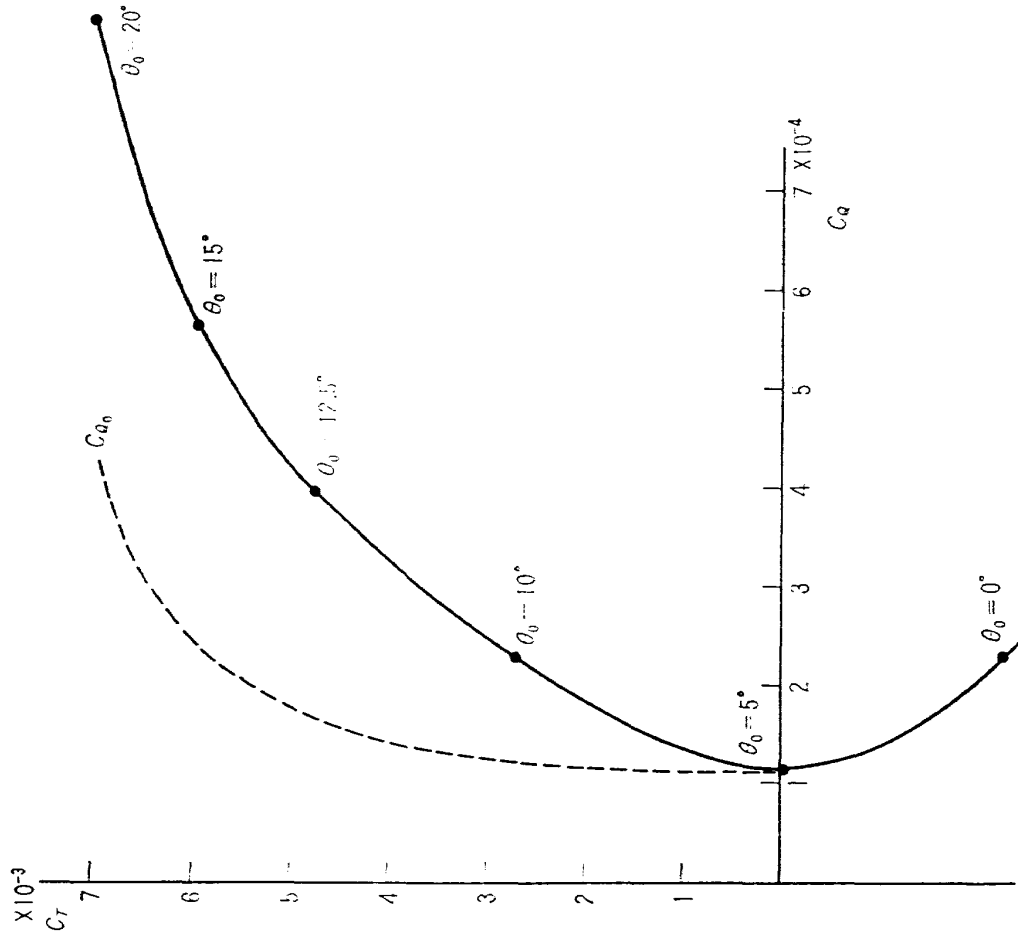


図3 $C_T \sim C_Q$ 曲線

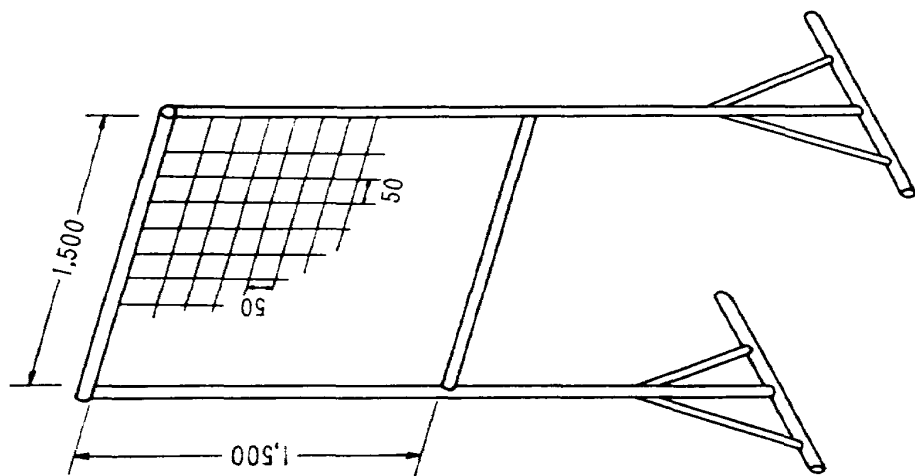


図2 気流観測網

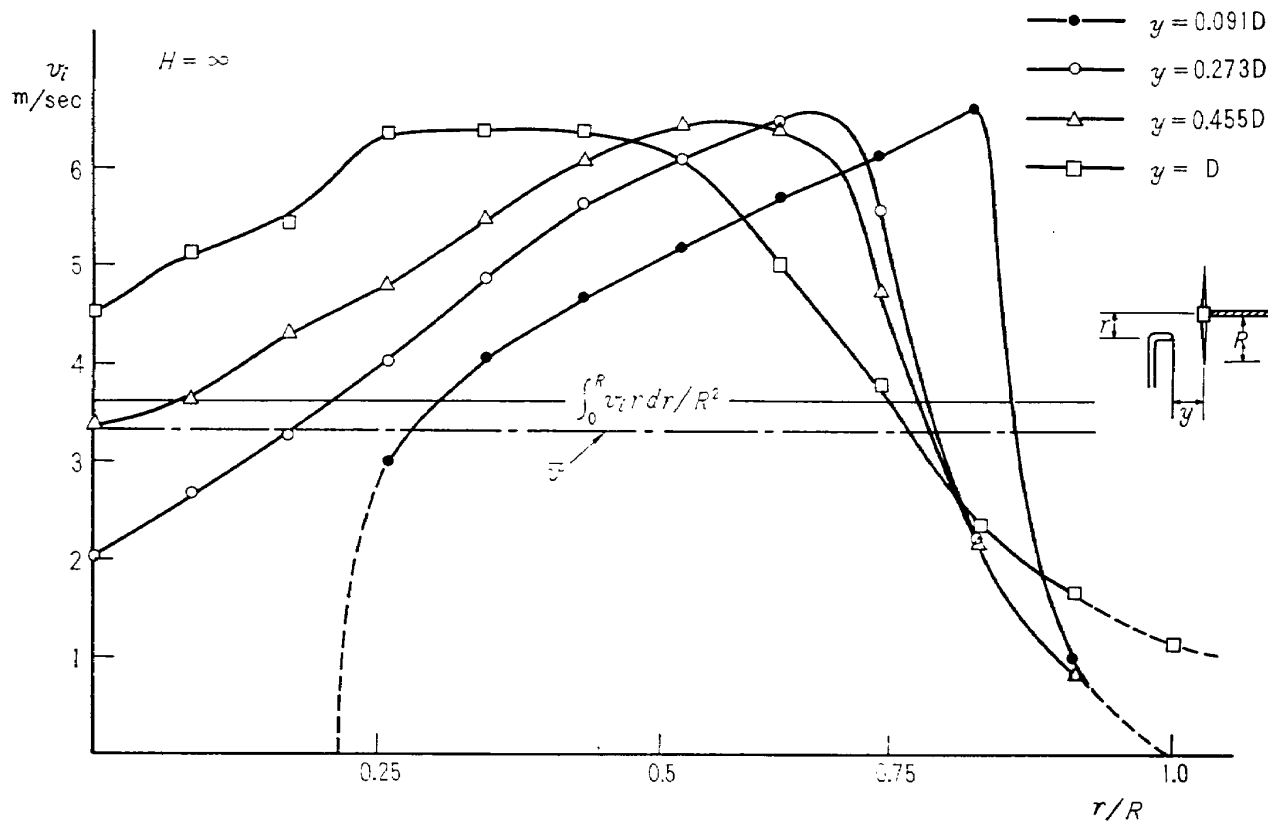


図4 誘導速度の分布

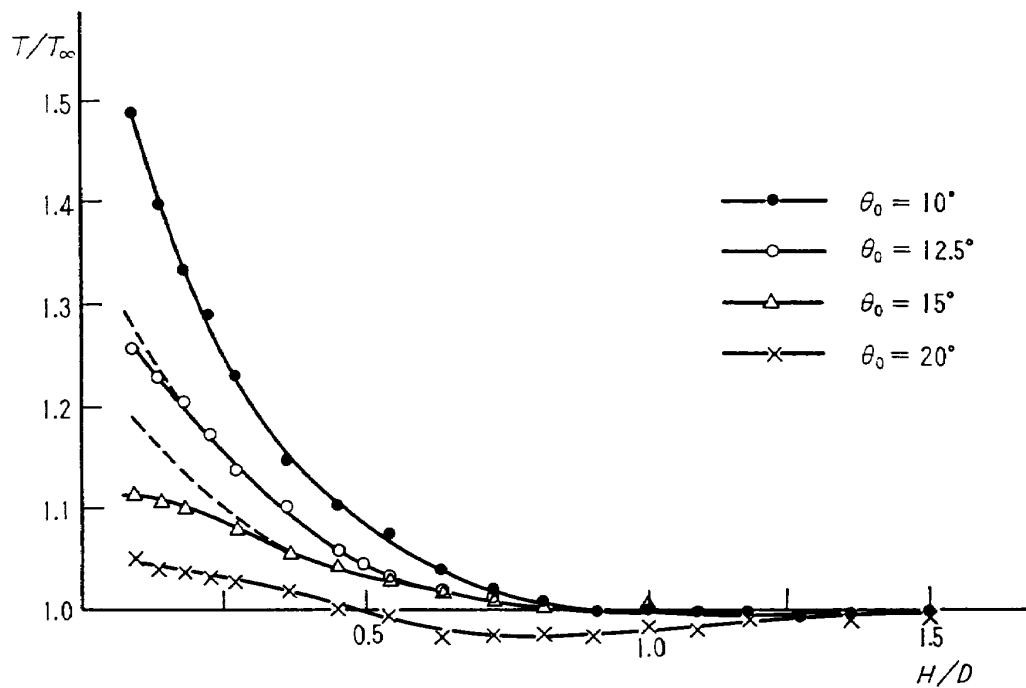


図5 地面効果によるスラストの変化

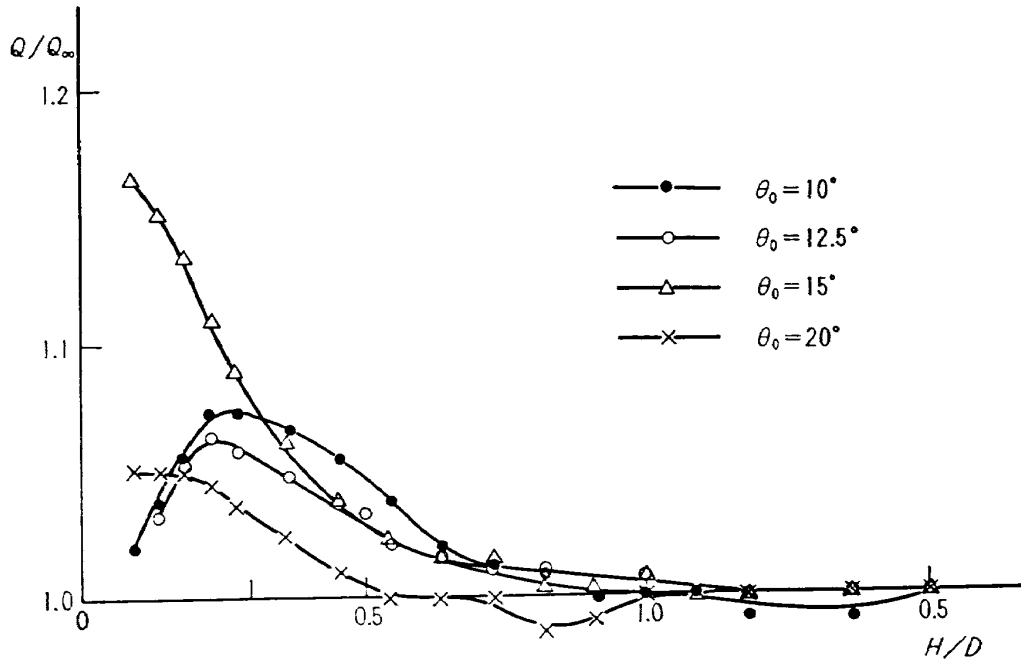


図6 地面効果によるトルクの変化

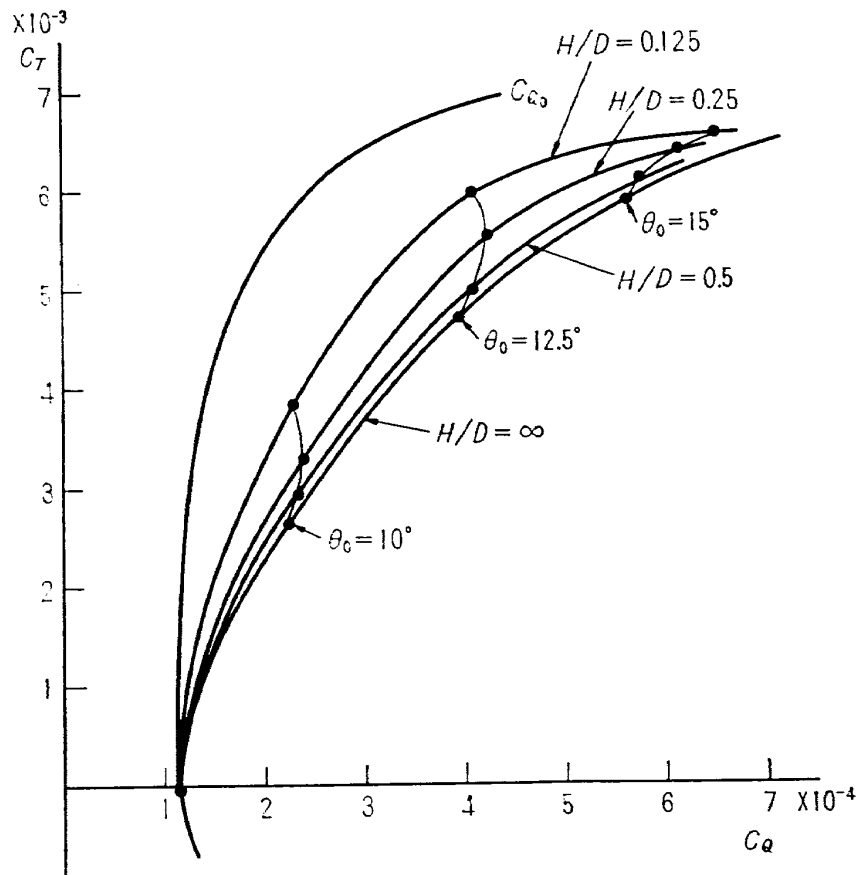


図7 $C_T \sim C_Q$ 曲線の地面効果による変化

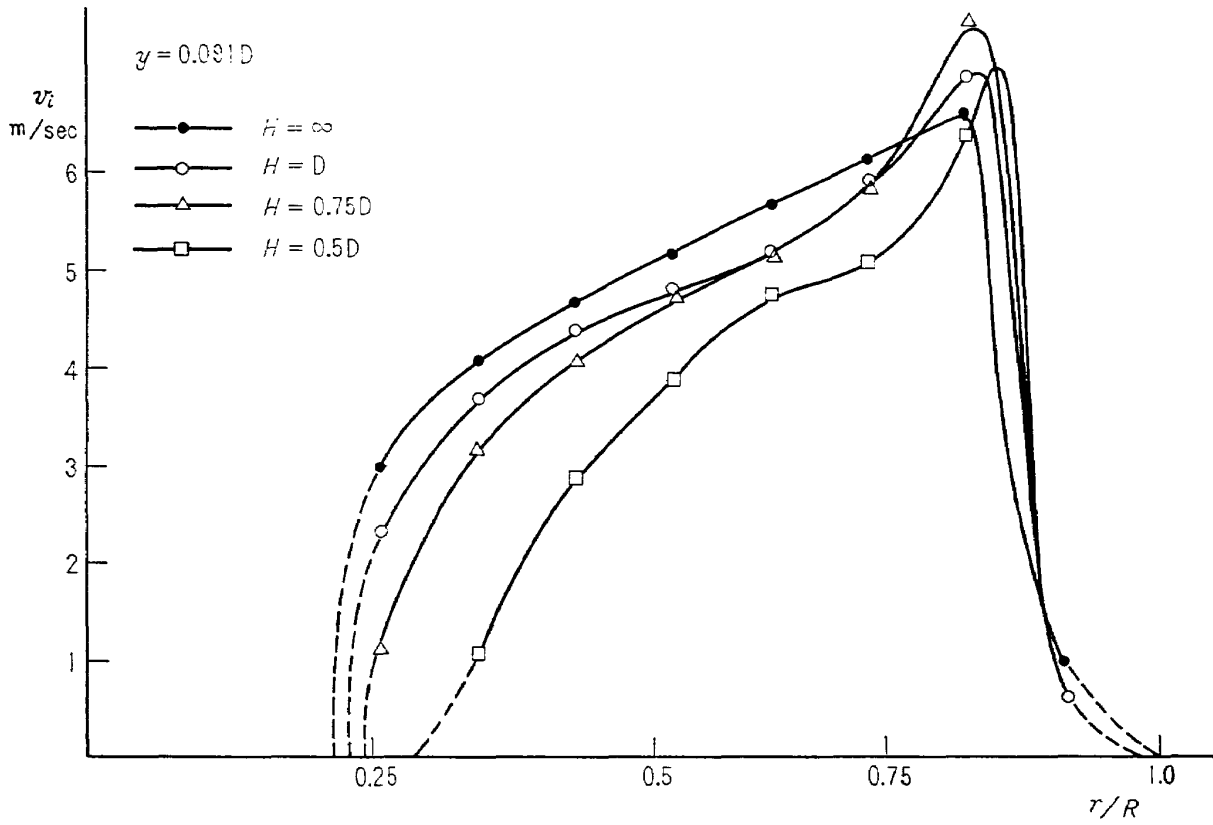


図8 地面効果による誘導速度の変化(1)

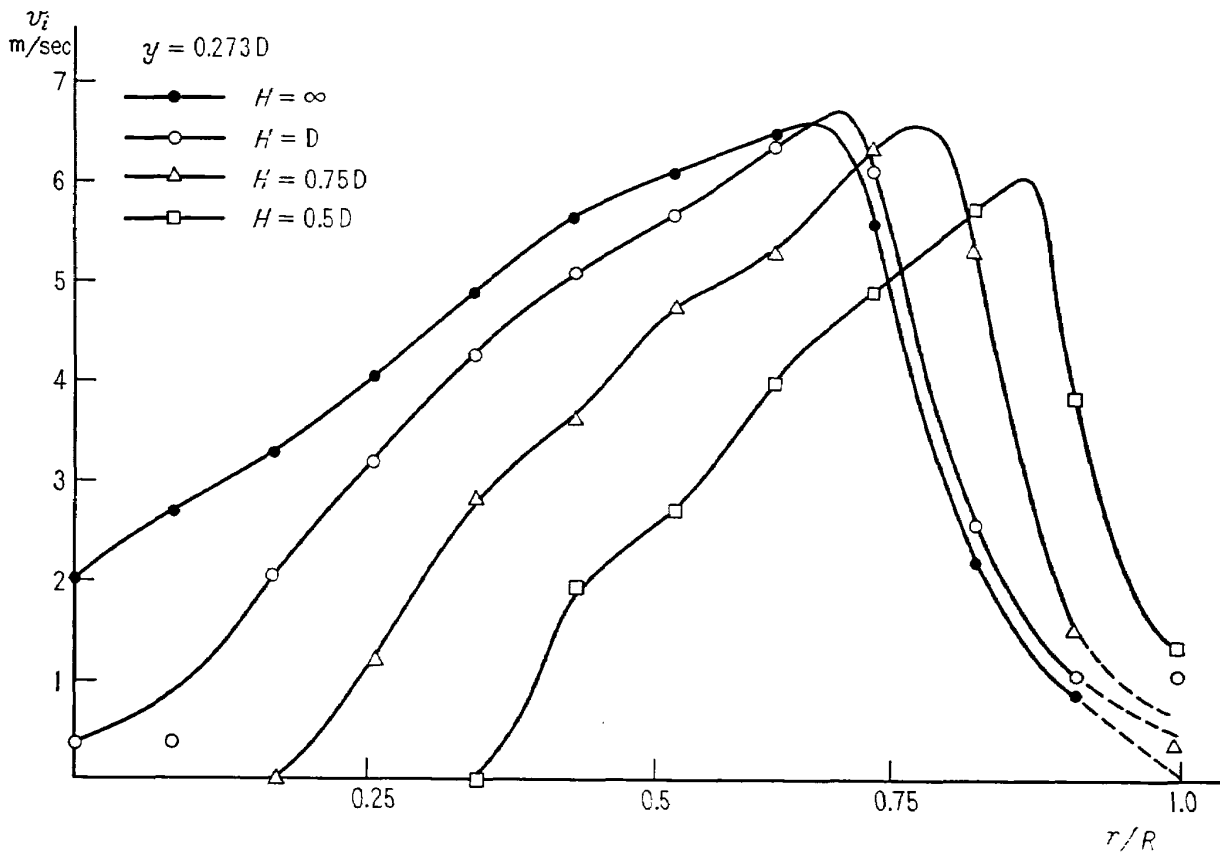


図9 地面効果による誘導速度の変化(2)

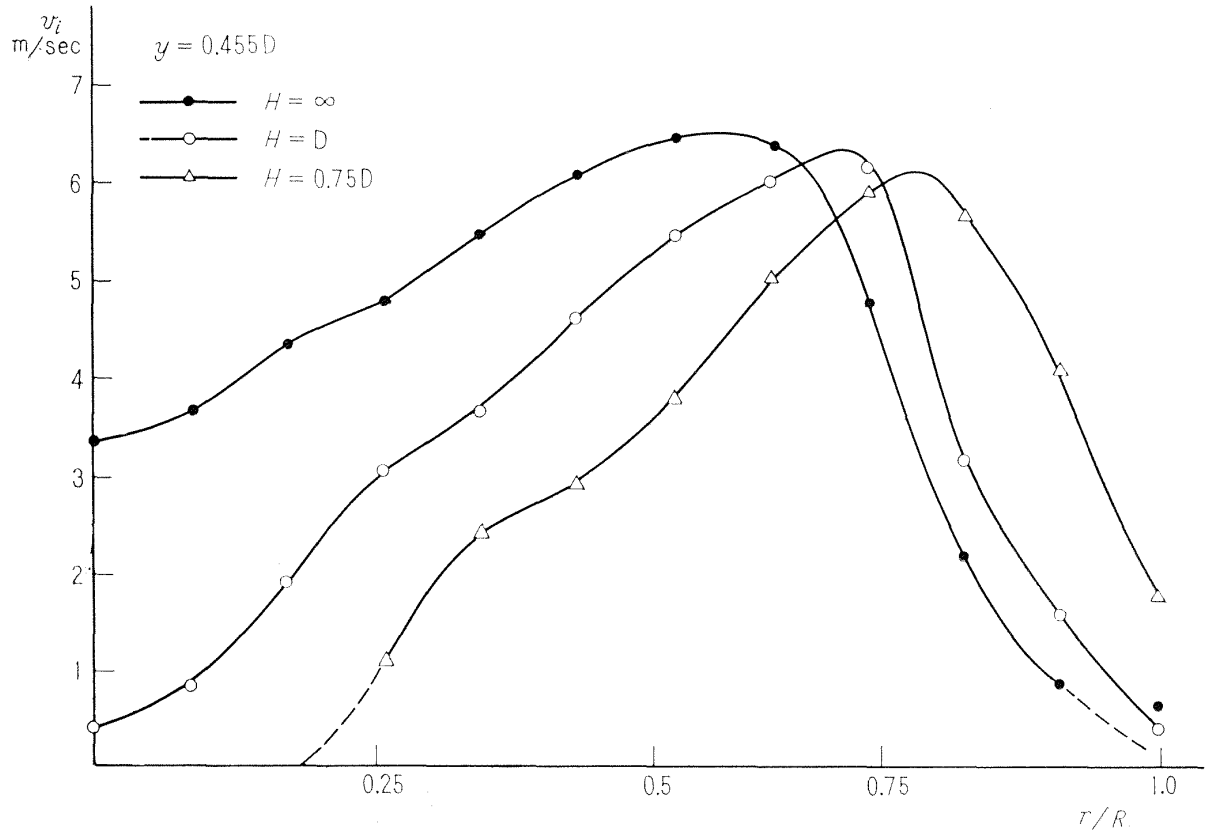


図10 地面効果による誘導速度の変化(3)

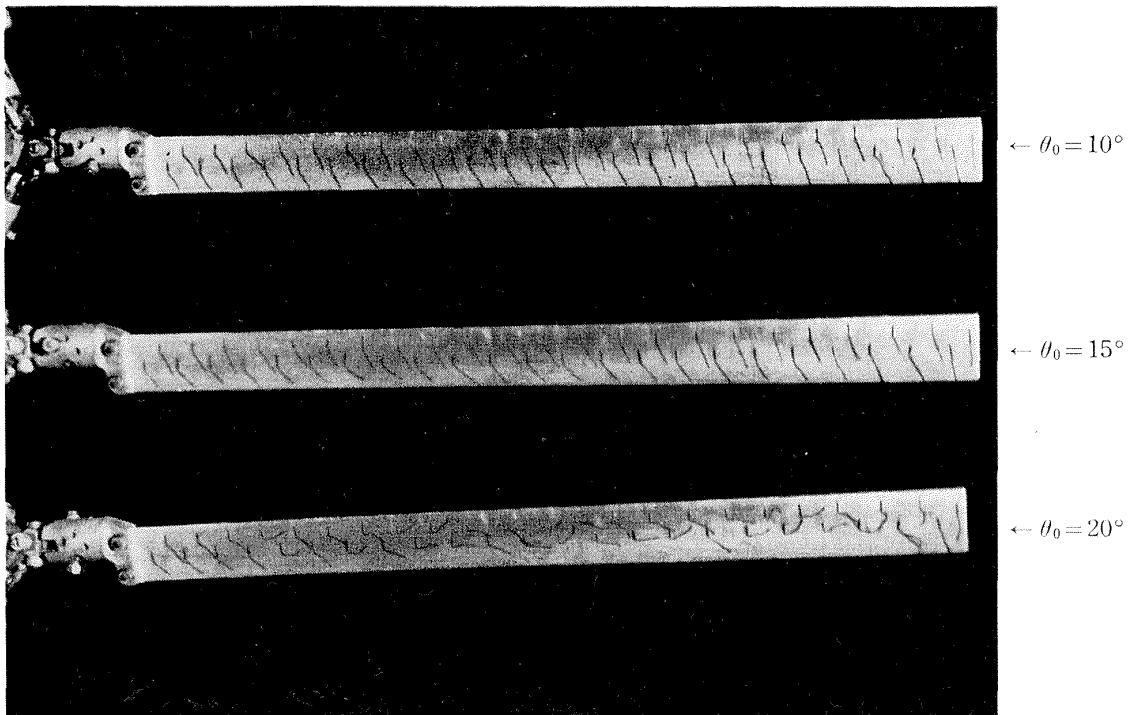


図11 ピッチ角による気流状況

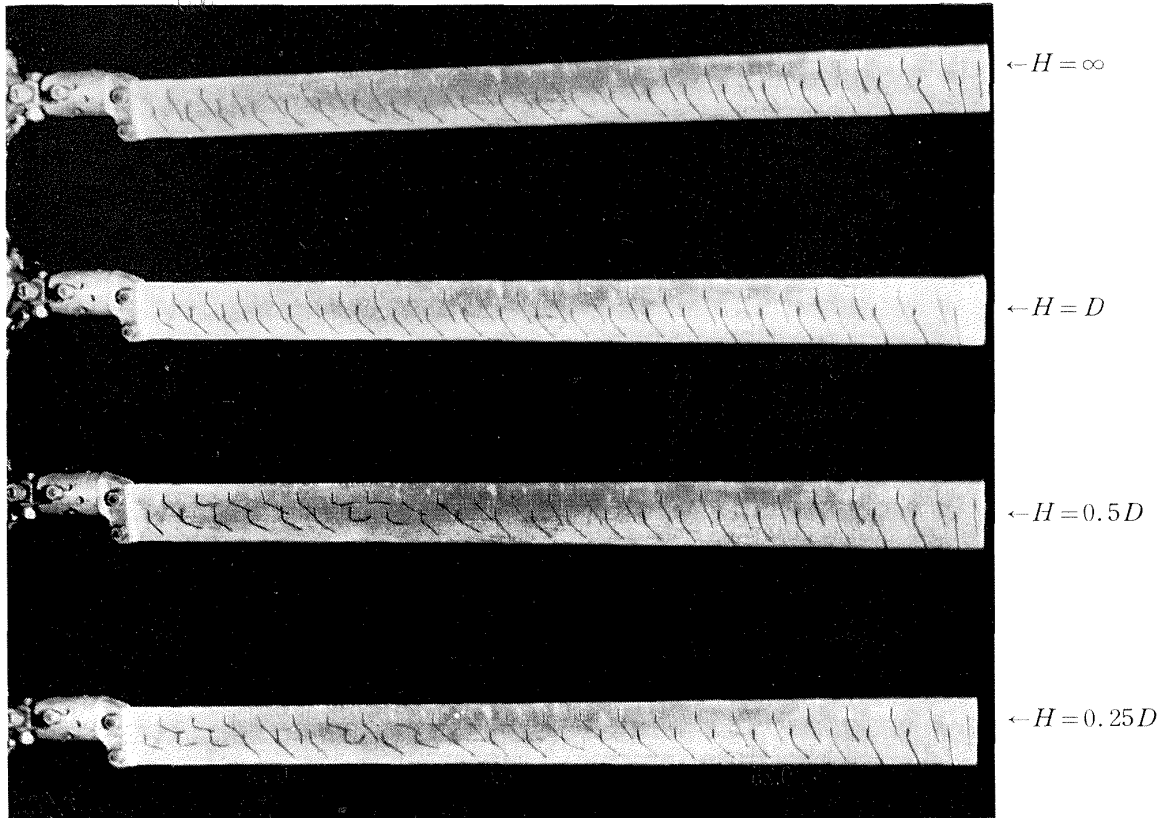


図12 地面への接近によるブレード上面の気流の変化 (I) ($\theta_0 = 15^\circ$)

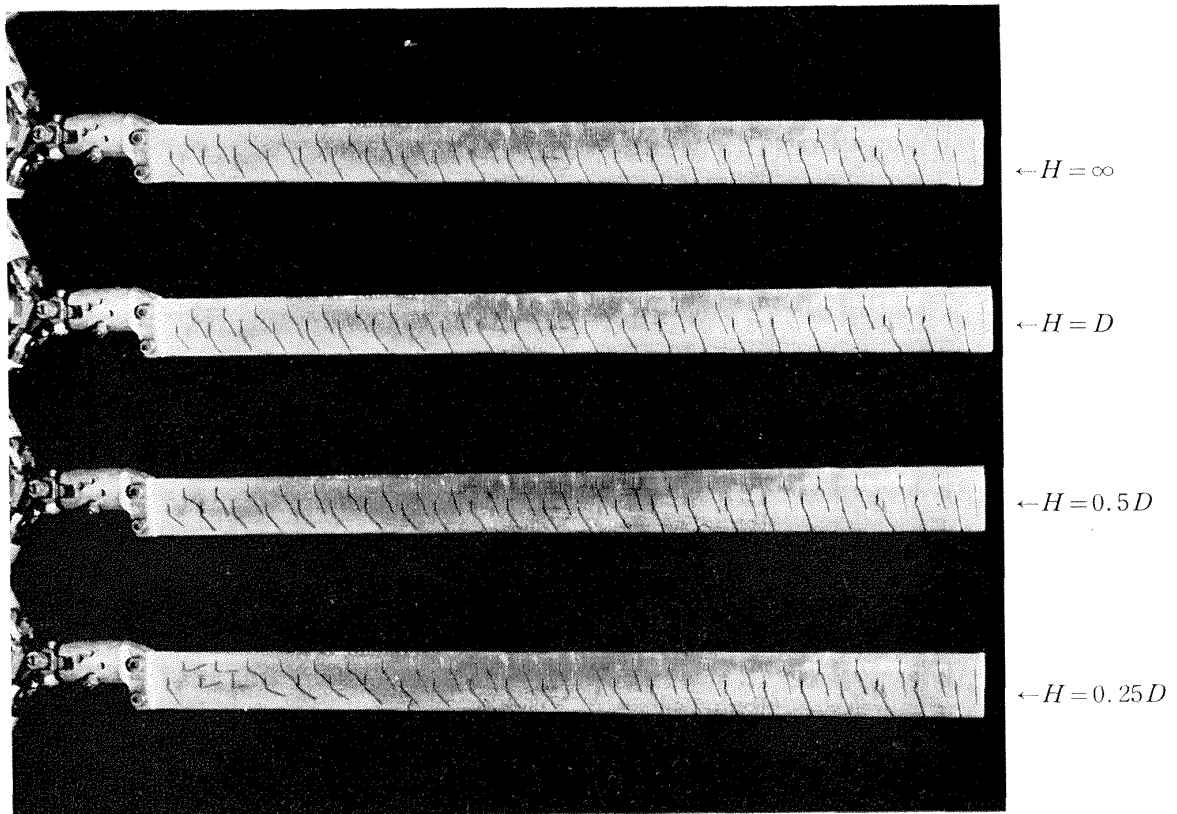


図13 地面への接近によるブレード上面の気流の変化 (II) ($\theta_0 = 10^\circ$)

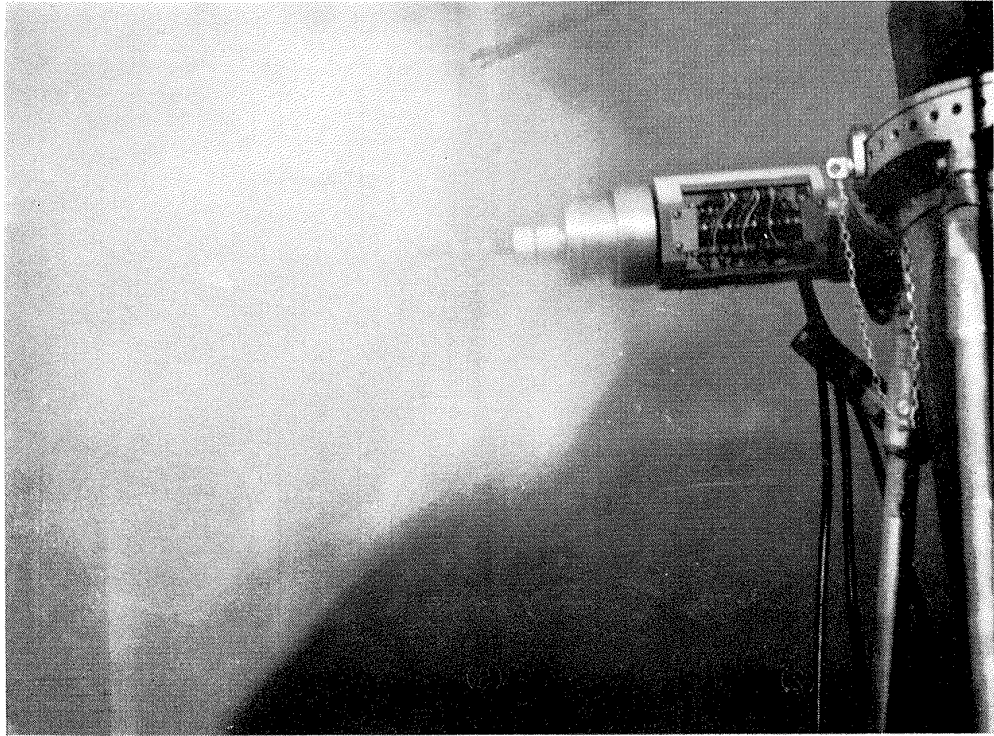


図14 煙による気流の観察 ($H/D=0.5$)

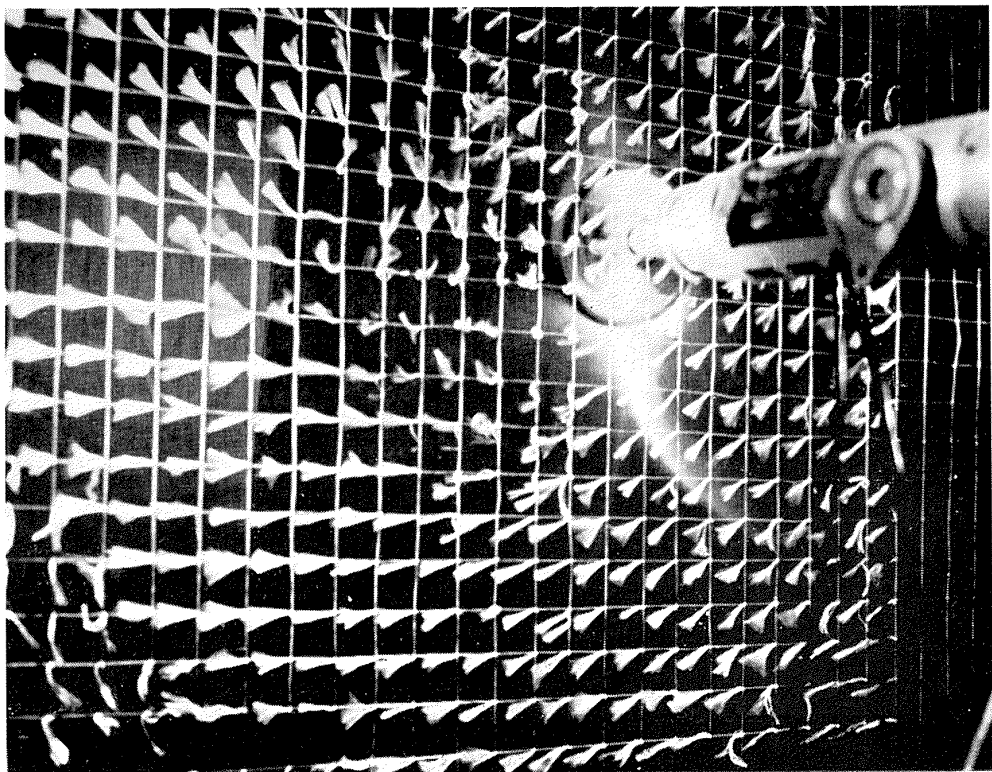
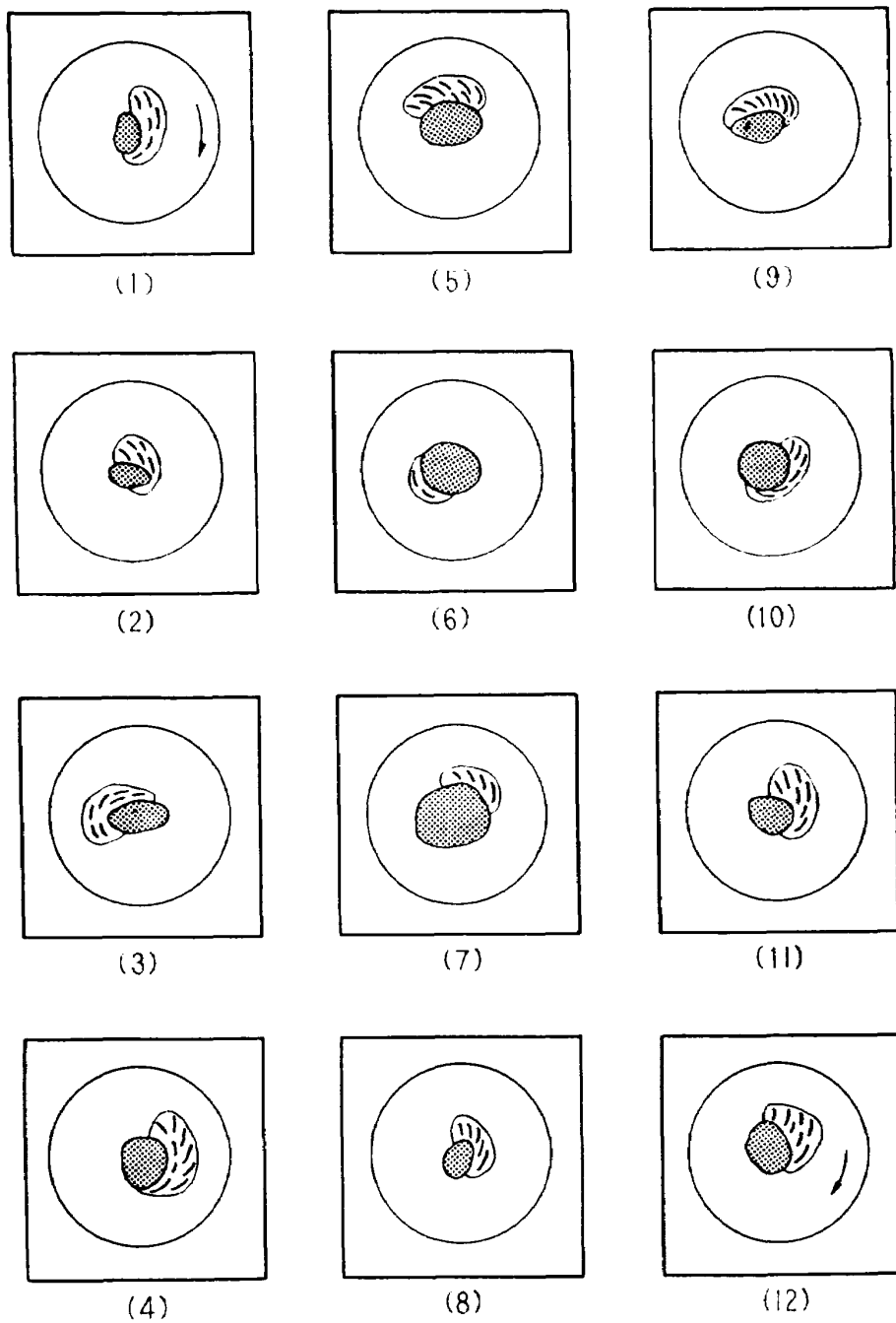


図15 ロータ下面に置いた気流子 ($H/D=0.5$)



(1)

(5)

(9)

(2)

(6)

(10)

(3)

(7)

(11)

(4)

(8)

(12)

$\theta_0 = 15^\circ$ $H/D = 0.5$



横方向の気流の強い領域(中の線は気流方向を示す)



吹き返しの領域

(番号順に約 0.5 秒おきの変化を示す)

図16 ロータ下面の気流方向の時刻による変化

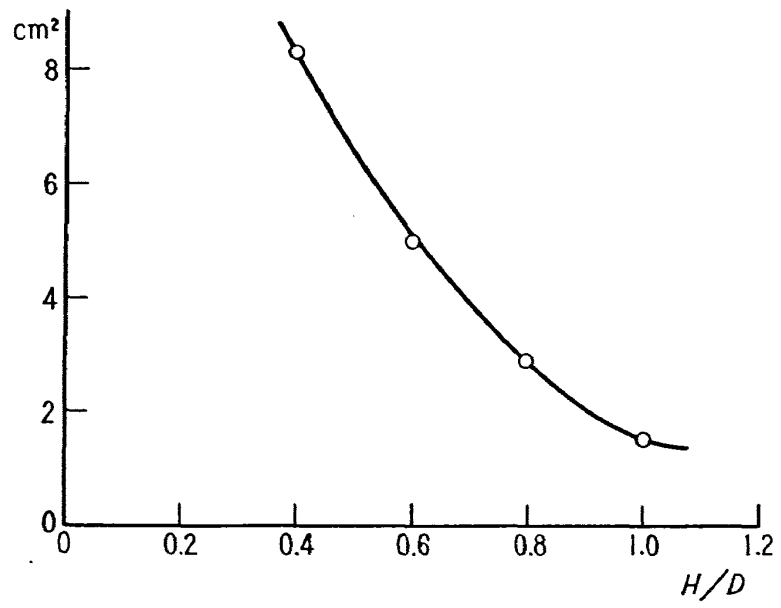


図17 操縦桿の動きの面積と Hover 高さ

TR-99	計器のよみやすさに関する研究 A Study of Dial Legibility	1966年2月	三好 範子, 岡部 正典 石川 澄子
TR-100	回転翼の線型理論(Ⅲ) —揚力線の方程式の解法— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (Ⅲ) —Method for Solving Lifting-Line Equations—	1966年2月	市川 輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について(Ⅰ) Meteorological Conditions on Aircraft Icing (Ⅰ)	1966年2月	古関 昌次, 田寺 木一 泉 日出夫, 太田 幹雄
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法 (Ⅱ)—迎角のあるとき— An Approximate Calculation for Super- sonic Flow Past Bodies of Rocket Vehi- cles (Ⅱ) —Linearized Flow with Attack Angle—	1966年3月	谷 勝 峰 岸正勝
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non- Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equili- brium Statistical Mechanics—	March 1966	Iwao HOSOKAWA
TR-104	翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退 翼のそり The Camber Distribution of a Spanwise Uniformly Loaded Subsonic Wing	1966年4月	河崎 俊夫, 海老原 正夫
TR-105	パイロットの心理的負担に関する研究(Ⅰ) —操縦時の脈拍と呼吸の変化— A Psychological Study on the Mental Stress of Pilots (Ⅰ) —Pulse and respiratory rate during flight—	1966年4月	三好 範子, 百名 盛之 岡部 正典
TR-106	遷音速における操縦面の逆効き On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces in Transonic Flow	1966年5月	神谷 信彦, 瀬川 晋策
TR-107	円錐型電磁衝撃波管内の流れ Ionized Flow in a Conical Shock Tube	1966年5月	松崎 利一
TR-90T	The Shape of Mechanical Hysteresis Loop its Deformation due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress Part 1. Experiment Part 2. Theory for Torsion	June 1966	Fujio NAKANISHI, Yasuo SATO & Fumio NAGAI
TR-108	二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験 Some High-Speed Tests on Impulse Tunline Cascades	1966年6月	近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄, 古川 昇
TR-109	大型空気エジェクタの研究 A Study on the Large-scale Air Ejector	1966年7月	藤井 昭一, 五味 光男
TR-110	電磁流体の非粘性境界層 Some Investigations on Inviscid Boundary Layer of Magnetohydrodynamics	1966年8月	菅原 昇 井上 建二
TR-111T	An Asymptotic Solution of the Nonlin- ear Equations of Motion of an Airplane	Aug.1966	Hiroshi ENDO
TR-112	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の 作動円盤理論(Ⅱ) —円周速度のある流れ— A Theoretical Investigation of the Com- pressible Flow Through the Turbo- Machines (Ⅱ) —Swirling Fluids—	1966年8月	藤井 昭一

航空宇宙技術研究所報告113号

昭和41年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1-10