技 術 論 文*

飛行機の地上滑走中の不安定振動について*

Studies on the Ground Porpoising of Airplane

荒 木 浩**・広 末 健 一***

Hiroshi ARAKI Ken'ichi HIROSUE

岡 遠 一****

Toichi OKA

Abstract

For the purpose of bringing to light the phenomenon of the ground porpoising of an airplane and of studying the effects of varying the characteristics of various elements of the airplane on the critical speed of porpoising, wind tunnel experiments and theoretical analysis were carried out. It was made clear that the aerodynamic characteristics of airplane and methods of handling play important roles on the phenomenon as well as the characteristics of landing gears.

一般の記号

- ρ : 空気密度
 V : 飛行機(模型)の速度
 S : 主翼面積
 $\bar{c}$: 平均空力翼弦長
 M : 機体の質量
 I_Y : 機体のピッチング慣性能率
 α : 迎角(零揚力角基準)
 δ : 昇降舵角
 δ_f : フラップ角
 h : 機体重心の地面よりの高さ
 θ : 姿勢角
 z : 脚位置の上下変位
 ξ : 脚の緩衝装置の変位量
 l : 主脚と前脚との水平距離
 p : 重心と主脚との水平距離と l との比
 r_Y : ピッチング慣性半径 $I_Y = Mr_Y^2$
 $f(\xi)$: 脚の緩衝装置による地面反力
 k : 脚緩衝装置のばね常数
 η : " のダンピング係数
 μ : $M/\rho S \bar{c}$

κ : $r_Y/\bar{c}$

K : $k\bar{c}/\rho V_0^2 S$

Y : $\eta\bar{c}/MV_0$

v : V/V_0

λ : 実機と模型との寸度比

C_L : 揚力係数

C_m : 縦揺れモーメント係数

$C_{L\alpha}$: 揚力傾斜

C_{m0} : 零揚力モーメント

$C_{m\alpha}$: 縦揺れモーメント傾斜 $dC_m/d\alpha$

$C_{m\delta}$: 昇降舵の効き $dC_m/d\delta$

添付記号

0 基本状態の値, もしくは, 初期値を表わす.

1 前脚に関する量を表わす.

2 主脚に関する量を表わす.

1. 序

前輪式の飛行機が着陸滑走中に, 滑走路面の凹凸による衝撃によって, あるいは正常でない着陸をした場合に, 跳躍運動を起こし, その振動が次第に大きくなって, 飛行機を破損するに到る事故がときどき起こる. いわゆる ground porpoising の現象である. 先年戦闘練習機 T-33 がそのような事故を起こしたのを契機に, この現象を解明し, あわせて機体のいろいろな特性がこれにどういう影響を及ぼすかを調べる目的で, ground porpoising の風洞実験を行ない, また, 若干の理論解析を試みた. 研究は未完成ではあるが, ここに現在までに得られた結果を報告する.

1-2 T-33 の事故の状況 1958 年 9 月 各務原飛行場で起こった T-33 の事故の様子は大体次のようであったと報告されている. 速度計の故障のために操縦者が速度を正確に知ることができずに, 正規の着陸速度よりもやや大きい速度で着陸接地した. 着速は 115 kt 前後と推定されていて, 正規の速度よりも 10 kt ないし 15 kt 高い. 接地は極めて滑かに行なわれた. 地上

* 昭和 36 年 1 月 17 日 原稿受理

** 運輸技術研究所

*** 同

**** 東京大学

滑走 120 m 前後の位置に、滑走路面に凹凸があり、ここで飛行機は前脚をつき上げられて飛び上がり、跳躍運動を始め、その振幅が次第に増大して、三度の跳躍の後に地上に激突して前脚を破損して停止した。porpoising の間、操縦者は操縦桿を不動に保っていた。

2. ground porpoising の風洞実験

2-1 風洞実験模型 ground porpoising に関する風洞実験を戦闘練習機 T-33 の 8.77% 縮率の動的相似模型について行なった。重量およびピッチング慣性能率は、ほぼ実機の標準状態に相似させた。重心位置

第 1 図

第 2 図

は平均空力翼弦の 25% 位置とした。形態は着陸形態、フラップ角 45° 、抗力板 60° とした。模型の質量比は $M/\rho S \bar{c} = 88.1$ 、慣性半径比は $r_y/\bar{c} = 0.983$ であって、相当する実機の翼面荷重はおおよそ 220 kg/m^2 になる。

2-2 脚の配置 実験中に僅かながらでも横方向の非対称が起こるであろうことを懸念したこと、脚装置の収納に便利のため、ならびに、脚の緩衝特性の調整を簡単にするために、模型の脚は、実機と異なって、主脚は中央に 1 個とした。脚の前後配置は実機のそれと相似で、脚間距離（胴体基準線に沿って測って）は $2.12\bar{c}$ 、主脚は 25% MAC の重心位置に対して $0.229\bar{c}$ だけ後方にある。重心位置は脚間距離の 10.8% だけ、主脚の前方にあることになる。

2-3 脚緩衝装置の特性 主脚および前脚のオレオ系は模型では、コイルばねと空気ダンパーでおきかえた。空気ダンパーはニードル・バルブで調節できるようにして、オレオ系の非線型特性を、これとほぼ等価な線型特性でおきかえて、模型と実機との脚の緩衝特性が力学的に相似であるようにした。タイヤは出来合いの模型タイヤを利用したので、相当寸法より僅かながら大きく、剛性はやや高い。

2-4 模型の支持 第 3 図に示すように、風洞中に地面板を設けて模型をその上に載せ、前方からの枠組で模型の前後運動および横揺れ、偏揺れ運動を拘束した。枠組の一端のピボットは風洞に固定し、他端は模型の重心を通る機体左右軸上の 2 点にピボットした。模型は上下運動と重心周りのピッチングの自由度のみをもつ。枠組が模型の上下運動に関与する等価質量は総質量の約 2.5% に当たる。

第 3 図

2-5 模型の空力特性 この模型の空力特性は地面板ありなしの状態、あらかじめ三分力試験で求めた。地面付近において ($h/\bar{c}=1.27$; h は重心の地上の高さ), $C_{La}=0.073/\text{deg.}$, $C_{ma}=-0.041/\text{deg.}$ の程度であった。本機の縦の静安定度は小さい。

2-6 実験装置の欠点 上述の実験装置は、模型の上下運動の振幅が比較的小さい間は、実際をよく近似するものと考えられるけれども、振幅が大きくなると、機体にかかる空気抵抗が、回転運動をする枠組のために、振動の復元力となって現われるので、模型の運動と実際の運動との間に多少の相違の生ずることを免れない。また、枠組は模型の上下運動に若干のダンピングを与えることになる。しかし、porpoising の発生限界や、その性質を論議する範囲においてはほとんど障害にならないものと考えられる。

3. 風洞実験結果の概要

3-1 ground porpoising の形態 一般に風速が小さいときには、模型にどんな擾乱を与えても振動は減衰する。風速がある程度以上に高くなると、模型は昇降舵角によってはもちろん浮上するが、昇降舵で頭下げモーメントを与えて浮き上がりを防いでおくと、模型に僅かな擾乱を与えても、跳躍運動を起こして、振動は一般に発散してしまう。その中間の風速では、機体に与える擾乱が小さければ振動は減衰するが、擾乱がある大きさになると振動は持続したり、発散したりする。

第4図は定常的な ground porpoising の1例で、16ミリ映画から模型の運動状態を読みとったものである。この例では、風速は 18 m/s, 振動の周期は 0.8~0.9 s, 重心の跳躍量は 0.5~0.6 $\bar{c}$ である。姿勢角は 3.5°~4° の変化をしており、前脚接地の瞬間に最も小さく、機体の跳び上がりとともに急増して、重心の高さが最大跳躍量のほぼ半ばに達したところに最大

第 4 図

の姿勢角をとっている。前脚は主脚に較べて 0.02 s 程度早く接地し、0.04~0.06 s 早く地面を離れている。実機の場合の時間尺度は模型の場合の $\sqrt{\lambda}$ 倍 (λ は両者の寸法比), すなわち 3.38 倍に当たる。振動の周期は振幅とともに増大する。

実験例の中には、振動が持続する場合にも、定常振動ばかりでなく、振幅が間けつ的に大きくなったり小さくなったりする振動もみられる。これは、何らかの原因で、両脚の接地の位相が、定常振動の位相から、乱されると振幅が小さくなり、また次第に位相が元に戻って振幅が大きくなるように観察される。この原因としては、翼の失速などが考えられる。枠組みの影響による場合もあるであろう。

3-2 一般の速度限界 第5図は模型にいろいろな擾乱、例えば、前脚のつき上げや落下などの衝撃を与えて、porpoising を起こすか否かの限界を求めた結果で、昇降舵角を変数としてある。ground porpoising の限界速度は、擾乱の種類とその大きさの関数であるが、この図に示す場合は、いろいろな種類の擾乱を、

第 5 図

しかもかなり大きな大きさの擾乱を与えた結果の限界速度であるので、実用的な意味での限界速度と考えられる。つまり、この速度以上では ground porpoising の可能性が潜在する。実機の相当速度は模型速度の $\sqrt{\lambda}$ 倍であるので、実機では、着陸形態で昇降舵角 0° の場合には、着陸速度 110 kt 以上では ground porpoising を起こす可能性があることになる。

3-3 自然落下の場合 第6図は、模型を地面板上のある高さに、両脚の下端を結ぶ線を水平に保っておいてから、自由落下させて porpoising の限界速度を求めたものである。この実験は初期条件; $\theta=0$, $\dot{\theta}=0$ を厳密に保つことが難しく、僅かでも姿勢角がつけば図中の点線に示すようになるので、あまり正確とはいえない。落下高を一定とした場合に、限界速度曲線がある昇降舵角で極小となるのは、接地した瞬間の両脚の位相がちょうど porpoising phase になるためと

思われる。そして落下高の異なる二つの限界曲線が交わっているのは、地面の衝撃よりもむしろ両脚接地の位相関係が重要であることを示している。この図から判断すると、第5図の一般の限界速度曲線の少なくとも押舵側の部分は、落下着陸の条件で決められていると考えられる。落下着陸においては、一般に、押舵は接地条件を悪くするであろうから、落下着陸場合を除外するとすれば必ずしも、押舵不利という結果には導かれぬかも知れない。

第6図

3-4 前脚による攪乱 第7図は、模型を地面上に置いて、前脚位置に荷重をかけて前脚をある量だけ圧縮しておき、急に荷重を取り除いて、この前脚の初期のストロークが porpoising を起こさせるかどうかを調べたものである。攪乱の大きさの限界速度に及ぼす影響を例示するものである。

第7図

3-5 フラップを操作しない場合 以上の実験はすべて着陸形態（フラップ 45°）について行なったが、第8図に示す場合はフラップを操作しない場合で（抗力板は操作）、落下着陸を含むかなり苛酷な初期条件下の実験であって、第5図に対応する場合である。これによってみると、限界速度はフラップ操作場合に較

べて、昇降舵角 0° のときには 27%，昇降舵角 5°（押舵）の場合には 21% 上昇している。ただ、この場合には、速度が大きいだけに porpoising の性質は激しく、実験にも困難を感じる程度であった。この限界速度上昇の事実、飛行機の着陸接地後の比較的早い時期に、フラップを上げてしまうことが ground porpoising に対して安全であることを示している。

第8図

3-6 重量、および慣性能率の影響 次に、着陸形態の模型に重量を付加して、機体重量は原型の 15% 増、慣性能率は不変の場合と、重量は 15% 増、慣性能率は 83% 増の場合との二つの場合について実験した。重量を 15% 増加した場合には限界速度は 6% 上昇した。しかし、この場合には、着陸の揚力係数を一定として、着陸速度を基準として考えれば、限界速度と着陸速度との比は、重量が増加した場合には、僅かながら減少したことになる。また、慣性能率を 83% 増加したことによる限界速度の上昇は僅かに 2% に過ぎなかった。ゆえに、慣性能率の変化は限界速度にほとんど影響を及ぼさないといえることができる。

4. ground porpoising の理論解析

4-1 運動方程式 飛行機が、主脚前脚ともに伸び切った状態で地面すれすれに飛行している状態を考えて、これを着陸進入の基本状態とする。この状態で、機体の重心を通して地面に平行な直線で、機体に固定した直線を胴体基準線 AB とし、空間に固定した直線を機体の運動を表わす高さ z および h の原線に選ぶ。第9図参照。機体が運動しているときの前脚位置 A、および主脚位置 B の上下変位をそれぞれ z_1 , z_2 とし、重心の高さを h 、胴体基準線の傾角（頭上げを正とする）を θ とすれば、機体の運動方程式は次のように書かれる。

$$M(d^2h/dt^2) = L_a - Mg + f_1(\xi_1) + f_2(\xi_2) \quad (1)$$

$$I_T(d^2\theta/dt^2) = M_a + f_1(\xi_1)(1-p)l - f_2(\xi_2)pl \quad (2)$$

第 9 図

$$h = pz_1 + (1-p)z_2 \quad (3)$$

$$\theta = (z_1 - z_2)/l \quad (4)$$

ここで, L_a 空気力による揚力

M_a 空気力によるピッチング・モーメント

ξ_1 前脚緩衝装置の変位置

ξ_2 主脚緩衝装置の変位置

$f_1(\xi_1)$ 前脚による地面反力

$f_2(\xi_2)$ 主脚による地面反力

脚の緩衝特性は一般には線型ではないが, 近似的に等価の線型特性でおきかえることにする.

$$f_1(\xi_1) = k_1 \xi_1 + \eta_1 \dot{\xi}_1 \quad (5)$$

$$f_2(\xi_2) = k_2 \xi_2 + \eta_2 \dot{\xi}_2 \quad (6)$$

ここで, k_1, k_2 はそれぞれ前脚および主脚のばね常数 (タイヤを含む), η_1, η_2 はそれぞれの減衰係数である. 脚緩衝装置の変位置 ξ_1, ξ_2 と A, B 点の変位 z_1, z_2 との間には次の関係がある.

$$\begin{cases} z_1 > 0 \text{ のとき } \xi_1 = 0 \\ z_1 < 0 \text{ のとき } \xi_1 = -z_1 \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} z_2 > 0 \text{ のとき } \xi_2 = 0 \\ z_2 < 0 \text{ のとき } \xi_2 = -z_2 \end{cases} \quad (8)$$

空気力に関しては, ピッチングの減衰項を無視することとすれば

$$L_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S \cdot C_{L_a}(\alpha) \quad (9)$$

$$M_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} \cdot C_m(\alpha) \quad (10)$$

$$\alpha = \alpha_0 + \theta - \frac{h}{V} \quad (11)$$

ここで, α は零揚力角基準の迎角, α_0 は基本状態の迎角である. もし機体の運動中に翼の失速が起これなければ, 上記の関係は, 線型化することによって次のように近似できる.

$$L_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S \cdot C_{L_a} \cdot \alpha \quad (12)$$

$$M_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\delta} \delta] \quad (13)$$

この飛行機が先に述べた基本の状態で, 釣り合った定常飛行をするときを仮想して, そのときの速度を V_0 とする. そのときには平衡の条件として

$$L_a = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_{L_a} \cdot \alpha_0 = Mg \quad (14)$$

$$M_a = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S \bar{c} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha_0 + C_{m_\delta} \delta_0] = 0 \quad (15)$$

これらから釣合速度 V_0 と釣合昇降舵角 δ_0 が求められる. 一般には, 着陸滑走中では速度 V は V_0 に等しくなく, ピッチングも必ずしも釣合状態にないから

$$L_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_a} \cdot \alpha \quad (16)$$

$$M_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} [C_{m_\alpha}(\alpha - \alpha_0) + C_{m_\delta} \delta \delta] \quad (17)$$

ここで, $\delta \delta$ は釣合状態の昇降舵角 δ_0 から計った昇降舵角である.

4-2 運動方程式の無次元化 長さの単位を空力平均翼弦長 $\bar{c}$ に, 時間の単位を $\hat{t} = M/\rho V_0 S$ に採ぶ. $h = h'/\bar{c}$, $z = z'/\bar{c}$, $t = \tau \hat{t}$ etc. とし, さらに, 次のような無次元係数を導入する.

$$\mu = M/\rho S \bar{c}, \quad K = k \bar{c}/\rho V_0^2 S, \quad Y = \eta \bar{c}/MV_0,$$

$$\kappa = r/\bar{c}, \quad v = V/V_0$$

このような操作で無次元化された運動方程式は次のとおりである. ただし, ダッシュ (') を省略し, τ の微分を $(\cdot)$ で表わしてある.

$$\begin{cases} (1/\mu) \ddot{h} + (C_{L_a} v/2\mu) \dot{h} - (C_{L_a} \cdot v^2/2) \theta - Y_1 \dot{\xi}_1 - K_1 \xi_1 \\ - Y_2 \dot{\xi}_2 - K_2 \xi_2 - (C_{L_a} \cdot \alpha_0/2)(v^2 - 1) = 0 \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} (C_{m_\alpha} v/2\mu) \ddot{h} + (\kappa^2/\mu) \ddot{\theta} - (C_{m_\alpha} \cdot v^2/2) \theta \\ - (1-p)(l/\bar{c}) Y_1 \dot{\xi}_1 - (1-p)(l/\bar{c}) K_1 \xi_1 \\ + p(l/\bar{c}) Y_2 \dot{\xi}_2 + p(l/\bar{c}) K_2 \xi_2 - (C_{m_\delta} \delta \delta/2) v^2 = 0 \end{cases} \quad (19)$$

さらに, h, θ と ξ_1, ξ_2 との間関係式として

$$\begin{cases} h + (1-p) \frac{l}{\bar{c}} \theta > 0 \text{ ならば } \xi_1 = 0 \\ < 0 \text{ ならば } \xi_1 = - \left[h + (1-p) \frac{l}{\bar{c}} \theta \right] \end{cases} \quad (20)$$

$$\begin{cases} h - p \frac{l}{\bar{c}} \theta > 0 \text{ ならば } \xi_2 = 0 \\ < 0 \text{ ならば } \xi_2 = - \left[h - p \frac{l}{\bar{c}} \theta \right] \end{cases} \quad (21)$$

この関係を図示すれば下図のとおりである.

4-3 諸数値 上記の運動方程式 (18)~(21) を前節の風洞実験模型の代表する実機の場合について、アナログ型低速度電子計算機によって解いた。機体の空力特性に関する数値は地面効果のある場合の三分力風洞試験によって求めたものを用いた。使用した代表的数値は次のとおりである。

まず基本状態における釣合速度 V_0 は実機ならば 115 kt, 模型ならば 17.5 m/s と仮定した。実験では正確につかみ難かったので, $C_L=1$ に相当するこの値をとった。この誤差は後の議論に本質的な差違をもたらさない。

$$\begin{aligned} \mu &= 88.1, \quad \kappa = 0.983, \quad l/\bar{c} = 2.12, \quad p = 0.1078, \\ Y_1 &= 0.0695, \quad Y_2 = 0.295, \quad K_1 = 2.962, \quad K_2 = 17.52, \\ C_{La} &= 4.20, \quad C_{ma} = -0.232, \quad \alpha_0 = 13.69 \text{ deg.} \end{aligned}$$

4-4 アナログ計算機による計算方式 演算は方程式 (18)~(21) を解くことにあつたが、特に (20), (21) の関係が問題となる。すなわち、脚の緩衝装置のストロークとその時間微分の項を、脚が地面に接しているか否かで演算回路に On, Off しなければならない。このためには高速度リレーを用いた On-Off 要素を使用した。第 10 図のブロック線図において矩形で示し

第 10 図

たのが On-Off 要素で、それぞれ z_1 の正負によって z_1 あるいは $\dot{z}_1$ を On-Off して ξ_1 , あるいは $\dot{\xi}_1$ を得、また、 z_2 の正負によって z_2 あるいは $\dot{z}_2$ を On-Off して ξ_2 , あるいは $\dot{\xi}_2$ を得るようになっている。演算精度をよくするためにリレー増幅器のゲインを高くすると On-Off の際に接点が振動しやすいので、後方に一次遅れ回路を挿入して、この振動を吸収させた。

4-5 計算方法と初期条件 飛行機のいろいろな状態について、porpoising の限界速度を求めることが計算の目標であるが、速度を変えたと運動方程式中の多数の項をこれに応じて変えなければならない。そこで、まず速度をパラメータにして、ある一定の速度の下で、初期擾乱の大きさをかえて、運動が収束するか発散するかの境目に

相当する擾乱の大きさを求めた。次に速度をパラメータとする一群の限界擾乱曲線から、クロス・カーブ方式で、一定の擾乱に対する限界速度を求める方法をとった。

初期条件としては、始めは、滑走路にある高さの 1 波長の波状突起をおいて、この擾乱によって飛行機に誘起される振動を調べようとした。この場合には、脚を通じて impulsive force が働いて、機体にある初期速度が与えられることになる。しかし、突起の高さを普通に考えられる程度に抑えると、この初期速度は、porpoising を起こしたときに得られる速度に較べて、非常に小さいために實際上計算に十分の精度が得られないおそれがあった。また、実際には脚の緩衝装置にある程度の sticking が考えられるので、条件をやや強くする必要があると考えて、初期条件として、前脚の緩衝装置にある変位 (ξ_{10}) を与えて、これによる振動の成長の模様を調べることにした。もちろん、この場合にも porpoising 中に起こる変位に較べると、初期変位はかなり小さいので、あまり高い計算精度は期待できない。しかし、傾向を論ずる限りにおいては、誤りないものと思う。

5. 計算例

5-1 飛行機が、地上ある高さに、水平姿勢にある状態から、自由落下して接地する場合、および地上滑走中に機体にある沈み量が与えられた場合 第 11 図はそれらの初期擾乱が ground porpoising にまで発展するか否かの限界速度を、昇降舵効果をパラメータとして求めたものである。初期擾乱が小さくなるに従って限界速度が上昇すること、擾乱の小さい場合には押舵が有利であること、自由落下の場合には落下高が大きくなると押舵が不利になって来ることなどがうかが

第 11 図

える。

5-2 昇降舵の効果 第 12 図は、飛行機が地上滑走中に擾乱を受けた場合に、その擾乱が porpoising に

第 12 図

まで発展するか否かを、速度をパラメータ、昇降舵効果を変数として、限界擾乱の形で求めたものである。第 13 図は前図のクロス・カーブで、初期擾乱を一定とした場合に、昇降舵の限界速度に及ぼす影響を示すものである。飛行機が地上滑走中に受ける擾乱に対しては、押舵が限界速度を高めるのに著しく有利であることを示している。

第 13 図

5-3 前脚の緩衝装置のスプリングの強さの影響

第 14 図、第 15 図は、前脚緩衝装置のスプリングの強さと限界擾乱、ならびに限界速度との関係を示すものである。前脚のスプリングを不必要に強くすることの不利、ひいては sticking の不利を示すものである。

第 14 図

第 15 図

5-4 重心と脚との相対位置の影響 第 16 図は重心位置を平均空力翼弦の 25% に固定して、重心に対する脚の相対位置を変化させた結果である。脚間距離は一定に抑えた。いいかえれば、機体の空力的特性を不変に保って、弾性的性質だけを変えてみたわけである。図は速度をパラメータとして、重心・脚の相対位置と限界擾乱との関係を求めたものである。重心が主脚の前方にあるほど有利になるが、その変化は僅小である。したがって、この図からは、前例のような操作で、重心・脚の相対位置と限界速度との関係を求めることはできなかった。

第 16 図

5-5 空力的な縦の静安定度の影響 次に、飛行機の弾性的特性はそのままにして、空力的な縦の静安定度のみを変化させてその効果を調べた。速度をパラメータにして、縦安定度に対する限界擾乱の大きさをプロットしたものが第 17 図、静安定度をパラメータとして、擾乱の大きさと限界速度との関係を求めたものが第 18 図である。後者から、一定の大きさの初期擾乱に対する限界速度を縦安定度の関数として表わしたものが第 19 図である。この図は擾乱の大きな場合であって、擾乱が小さければこのような曲線は成立しない。これらの図からいい得ることは、大きな擾乱に対しては縦安定度の強い方が有利であるが、小さな擾乱

第 17 図

第 18 図

第 19 図

に対しては、安定度の小さいもの（負値も含めて）がかえって有利で、porpoising の傾向を示さない場合もあり得る。また、安定度が小さい場合には、ある速度範囲では porpoising を起こしやすいが、速度がそれよ

りも大きくても小さくても porpoising を起こし難いというような性質が現われることがある。なお、ここでいう縦安定度は地面効果のある場合のものである。

6. 結 論

(1) 飛行機が ground porpoising を起こしているときには、前脚の接地および跳び上がり、主脚のそれに較べて、一瞬早く行なわれる。着陸接地が前脚より行なわれること、特にそれが主脚より一瞬早く行なわれるときには ground porpoising に導かれ易い。

(2) 飛行機の着陸接地後に、フラップを比較的早期に収納することは、porpoising に対して、極めて、有利である。三車輪での滑走中には、昇降舵を押控に保つことが有利である。

(3) 前脚の緩衝装置のスプリングの強さは、必要以上に、強くすべきでない。そして、でき得る限り、オレオ摺動の固体摩擦を少なくすべきである。

(4) 機体重量が増せば porpoising の限界速度は増すが、限界速度と着陸速度との比はむしろ減少する。機体の慣性能率は限界速度にほとんど影響を及ぼさない。

(5) 重心と脚との相対位置は porpoising の限界速度にあまり大きな影響を及ぼさない。

(6) 空力的な縦の静安定度は porpoising の性質に大きな影響を及ぼすものである。本例のような機体では、大きな擾乱に対しては、縦安定度が大きい方が有利であるが、小さな擾乱に対しては縦安定が小さい方が有利である。しかし、これが他の機体にも通用する一般的性質であるか否かは明かでない。

以上の事柄を総合すると、“ground porpoising”なる現象は、特にここで研究の対象として扱った飛行機の特異性に帰すべきものではないと考えられる。前輪式の飛行機は、すべて程度に差こそあれ、この現象を起こす可能性をもっている。そして、これは単に着陸装置やその配置だけに止まらず、飛行機の空力的特性や操縦法にも関連した問題である。もし、特に ground porpoising を起こす傾向の強い飛行機があるとするならば、それは最適の着陸姿勢、滑走姿勢やトリムの性癖、操縦士の視界などの関係が前脚の早期接地を促しやすい機体ではなかろうか。したがって、この問題は、飛行機的设计に際しては、総合的な立場から検討されなければならない問題であると同時に、運用に際しては、操縦者がこの現象についてよく認識しておかなければならない問題であると考えられる。特に、飛行機の全天候化に伴って、計器着陸の頻度が増そうとする今日、強調したいことの一つであると思う。