技 術 論 文

CONTRIBUTED PAPERS

飛行機の着陸時に起こる跳躍運動*

荒 木 浩**

Bouncing Motion of Airplane during Landing

Hiroshi ARAKI

Abstract

Bouncing motion of airplane during landing is analysed theoretically. Treating it as the non-linear oscillation problem of the body with nose and main gears, stability or instability of the motion is discussed. The mechanism of the bouncing motion, the influence of airplane design characteristics upon the stability of the motion, and the necessary condition for safe landing, etc., are made clear.

1. 緒 言

飛行機が着陸するとき、特に悪天候、悪気流、悪視界など、あるいは関係機器の故障などの条件の下では、飛行機は正規の着陸速度を超える速度で着陸したり、大きな降下速度で着地したりすることがある。このような場合に着地条件の如何によっては飛行機は地上で跳躍運動を起こし、時としてはこの運動が発散振動の形をとって機体を損傷にまで導くことがある。また飛行機がいったん正常に主脚より接地して地上滑走に移った後にも、前脚が早期に着地するときその着地衝撃が大きい場合、あるいは滑走路の凹凸などによって前脚が強く跳ね上げられる場合などに同様の跳躍運動が起こることがある。跳躍運動が不安定なときにはこの現象はしばしば“ground porpoising”と呼ばれる。

かつてわが国にある小型の高速機種が導入されたときにその飛行機がしばしばこの種の事故を起こしたことがある。今日の民間ジェット輸送機においてもしばしばこの現象が起こっていることが最近英国の飛行記録解析委員会によって報告されている¹⁾。ただ、最近のジェット輸送機は着陸距離を短縮するためにグラウンド・スポイラーやスラスト・リバーサーなどを備えていて着地後の速度の低減率が大きく、このためいったん発散しかけた跳躍運動も二三回の跳躍で減衰してしまう例が多く、大きな事故にほど進展することは

少ない。しかしこの跳躍運動によって第二回目の着地の上下加速度が最初のそれをはるかに上回る例はしばしば見られ、着陸装置や構造の損傷の原因として関係者の関心事となっている。

本論文は、飛行機の地上の跳躍運動を前脚主脚の二脚系の非線型振動として捉え、この運動を支配する主要素、飛行機の安全な着地条件、飛行機のもついろいろな特性とこの現象とのかかわりについて解析的に検討した結果について述べたもので、著者が先に発表した“飛行機の地上滑走中の不安定振動”²⁾の風胴実験の部の続篇をなすものである。

2. 飛行機の地上の跳躍運動に関する数値実験

跳躍運動に関する数値実験に当たっては小型高速機の一つの標準的なモデルを設定して解析的検討の基礎とする。

2.1 運動方程式 理論的な取り扱いに当たって前提とした主な仮定は、(i)飛行機の運動はその対称面内におこること、(ii)機体を剛体と見なすこと、(iii)飛行機の空力特性と脚の緩衝特性とは線型形式によって表現し得るとすること、(iv)脚車輪の地面摩擦を無視することである。また速度はパラメータとして取り扱った。

いま飛行機が、脚およびタイヤの圧縮なしに、前脚主脚下端を地に接して釣り合い状態で水平定常飛行をする場合を考えて、この状態を基準状態とし、このときの飛行速度を V_0 とする。ここでは、飛行機の揚力と重量とは釣り合っている。基準状態で機体の重心 O を通り地面に平行に、機体に固定した前後軸 Ox と、空間に固定した $X-X$ 軸とを考える。第1図参照。

一般の飛行状態では、飛行速度を V 、重心の $X-X$ 軸からの上下変位を h (上方を正にとる)、機体前後軸 Ox の $X-X$ 軸よりの傾きを θ (機首上げ方向を正にとる) とする。また機体軸上の前脚および主脚の位置点 A および B の $X-X$ 軸よりの上下変位 (上方を正にとる) をそれぞれ Z_1, Z_2 とする。前主脚の前後

* 昭和46年8月23日原稿受理

** 東洋大学

第1図 座標軸と変数の関係

間隔を l , 重心と主脚との前後間隔を pl とし, かつ θ は十分に小さいものとする (この仮定が跳躍運動の安定不安定の限界を論ずるかぎりにおいて許容され得ることは風洞実験結果の示すところである). (h, θ) 座標と (Z_1, Z_2) 座標との間には,

$$h = pz_1 + (1-p)z_2, \quad \theta = (Z_1 - Z_2)/l \quad (1)$$

なる関係が成り立つ.

基準状態において揚力と重量との釣り合いと縦ゆれモーメントが釣り合っていることを考慮して運動方程式をまず (h, θ) 座標について作り, これを (Z_1, Z_2) 座標に変換すれば, 上下運動と回転運動の方程式として次の式が得られる.

$$\begin{aligned} p\ddot{Z}_1 + p(V/V_0)(L_a/V_0)\dot{Z}_1 - (V/V_0)^2(L_a/l)Z_1 \\ + [(k_1/m)Z_1 + (d_1/m)\dot{Z}_1]\delta_1\epsilon_1 + (1-p)\ddot{Z}_2 \\ + (1-p)(V/V_0)(L_a/V_0)\dot{Z}_2 \\ + (V/V_0)^2(L_a/l)Z_2 + [(k_2/m)Z_2 \\ + (d_2/m)\dot{Z}_2]\delta_2\epsilon_2 + \{1 - (V/V_0)^2\}g = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \ddot{Z}_1 + (V/V_0)\{-M_g + p(M_a l/V_0)\}\dot{Z}_1 \\ - (V/V_0)^2 M_a Z_1 + \{(1-p)l^2/r_y^2\} \\ \times [(k_1/m)Z_1 + (d_1/m)\dot{Z}_1]\delta_1\epsilon_1 - \ddot{Z}_2 \\ - (V/V_0)\{-M_g - (1-p)(M_a l/V_0)\}\dot{Z}_2 \\ + (V/V_0)^2 M_a Z_2 - (pl^2/r_y^2)[(k_2/m)Z_2 \\ + (d_2/m)\dot{Z}_2]\delta_2\epsilon_2 - (V/V_0)^2 M_s l \Delta\delta = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} (Z_i \geq 0 \text{ ならば } \delta_i = 0 \\ Z_i < 0 \text{ ならば } \delta_i = 1 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} (k_i Z_i + d_i \dot{Z}_i \geq 0 \text{ ならば } \epsilon_i = 0 \\ k_i Z_i + d_i \dot{Z}_i < 0 \text{ ならば } \epsilon_i = 1 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} L_a &= \rho V_0^2 S C_{L_a} / 2m \\ M_a &= \rho V_0^2 S C_{M_a} / 2I_y \\ M_g &= \rho V_0^2 S C_{M_g} / 4I_y \\ M_s &= \rho V_0^2 S C_{M_s} / 2I_y \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

ここで, $\Delta\delta$ は釣り合い舵角よりの偏差昇降舵角, k_1, k_2 はそれぞれ前脚および主脚の剛性, d_1, d_2 はそれ

ぞれのダンピングである。地面反力の項にかかる係数のうち δ_i は第1図のA点もしくはB点がX-X軸の下方にあるとき地面反力の計算を命ずる項で, ϵ_i は脚を通じて働く地面反力が正のときのみその計算をすることを命ずる項である。跳躍運動のように脚の変位が急速に行なわれる場合には脚は圧縮されたままで地面を離れる現象を考慮に入れる必要があるからで, もし ϵ_i の項を考慮しない場合には脚は接地の初期には機体を押し上げるが, 後期には機体を地面に引き付けることになって, このための誤差が無視できない量に達する。

2.2 数値実験のモデル 数値実験の基礎としたモデルは小型高速機の一例で, その空力特性および脚の緩衝特性としてはこの機種についての標準値と考えられる値を与えた。そしてこれを原型機として諸特性の変化の影響を検討することとする。

(飛行機の要目)

翼面積	$S = 22 \text{ m}^2$
空力平均翼弦長	$\bar{c} = 2.0 \text{ m}$
重量	$W = 4,900 \text{ kg} \quad (m = 500 \text{ kgm}^{-1}\text{s}^2)$
縦慣性能率	$I_y = 2,250 \text{ kgms}^2 \quad (r_y = 2.1 \text{ m})$
重心主脚間距離	$pl = 0.42 \text{ m}$
前脚主脚間距離	$l = 4.2 \text{ m}$
上記二者の比	$p = 0.10$

(飛行状態)

空気密度	$\rho = 0.125 \text{ kgm}^{-3}\text{s}^2$
基準速度	$V_0 = 60 \text{ m/s}$

(空力的特性値)

$C_{L_a} = 4.2$	$L_a = 41.58 \text{ m/s}^2$
$C_{M_a} = -0.50$	$M_a = -2.245 \text{ 1/s}^2$
$C_{M_g} + C_{M_a} = -3.7$	$M_g = -0.2769 \text{ 1/s}$
$C_{M_s} = -0.60$	$M_s = -2.694 \text{ 1/s}^2$

(脚の緩衝特性値)

主脚の剛性値 k_2 は飛行機的全質量 m と主脚のばねとで形成される振動系の非減衰固有振動数 ω が 6 rad/s となるように, 主脚のダンピングは同振動系の減衰係数が 0.7 となるように定める。前脚については固定した主脚の回りの機体の回転振動を考えるとときに前脚の分担する等価質量 m_e を定め, この質量と前脚のばねとで形成される振動系の非減衰固有振動数が 7.2 rad/s となるように剛性を, 減衰係数が 0.7 となるようにダンピングを定めた。 $k_2/m = 36 \text{ 1/s}^2$, $d_2/k_2 = 0.2333 \text{ s}$, $k_1/m = (k_1/m_e)(m_e/m) = 13.5 \text{ 1/s}^2$, $d_1/k_1 = 0.1944 \text{ s}$.

3. 数値実験結果の概要

3.1 跳躍運動の型 持続する跳躍運動には常に一定の型があることが風洞実験によって明らかにされた

が、数値実験結果によっても明らかである。すなわち、前脚は主脚よりで一瞬先きに着地し、一瞬先に地面を離れる。ここで一瞬とは計算例の小型機の場合には着地の場合について 0.1 秒の程度、離地の場合には 1/3 秒の程度である。このような前脚主脚の着地の位相関係が ground porpoising を特徴付ける。

3.2 跳躍運動を支配する主要要素 飛行機がある降下速度をもって着地するとき着陸装置は機体の降下の運動エネルギーの少なくともかなりの部分を吸収するから、着地した機体が再び跳躍するか否かは着地に際して起こる機体の姿勢角変化の過程において働く揚力が機体の重量に打ち勝って機体を再浮揚させる能力をもつか否かによって決まる。

機体の降下速度が大きいときには通常主脚の着地に伴って前脚もまた着地して跳ね返される。また主脚が着地して若干滑走してから前脚が着地するときにもその着地衝撃の大きさ如何によって前脚が跳ね返される。前脚が跳ね返されたときの迎角の変化に応ずる揚力の大きさ如何によっては機体は浮揚して再び落下する。前脚主脚の二脚系の跳躍運動において基本となる要素は両脚接地の姿勢において機体に働く揚力と重量との比、および両脚の着地の位相関係である。前者は機体を跳躍させるのに必要な揚力の目安を与える量であり、後者は機体を再び浮揚させる揚力のもととなる姿勢角の変化過程に関係する。

3.3 揚力・重量比 飛行機の実際速度 V を基準速度 V_0 と対比して考える。 V_0 は両脚接地の姿勢で揚力と重量とが釣り合うときの速度であるから、 $(V/V_0)^2$ が接地姿勢における揚力重量比に相当する。

第 2 図は原型機がトリムを保った状態で V なる速度で地上滑走をしているとき、何らかの理由で前脚が突き上げられた場合に、その攪乱がどの程度の大きさを持てばその攪乱によって生じた跳躍運動が減衰振動から発散振動に変わるかの攪乱の限界 (以降限界攪乱

第 2 図 揚力重量比と限界攪乱 $Z_1(0)$

と呼ぶ) を V/V_0 の関数として求めたものである。攪乱は前脚の上向き速度 $\dot{Z}_1(0)$ を初期条件として与えた。図の限界線より下方の攪乱値では運動は減衰し、上方の値では発散する。

実際の着陸に際して前脚の着地衝撃がどの程度であるかはにわかに決め難いが、揚力重量比 $(V/V_0)^2$ の減少とともに跳躍運動の危険性が急激に減じて行くことが判る。概して言えば $1 - (V/V_0)^2$ に比例して跳躍運動の安定性が增大する。この比例の係数は、後に述べるように、機体の空力特性と脚の緩衝特性によって決まる。

第 3 図は上記の初期攪乱がどのような過程で減衰するか、発散するかを示す一例である。原型機の場合には運動は減衰するか発散するかのいずれかで、安定なリミット・サイクルの存在は認められなかった。

3.4 前脚主脚の着地の位相 飛行機がある対地姿勢角 $\theta(0)$ で w_0 なる降下速度で着地するとき、そこに起こる跳躍運動が減衰するか発散するかの判定を示すのが第 4 図である。その際のトリムは基準状態のトリムで、その後も操舵は行なわないと仮定してある。したがってこの初期条件では飛行機は一般に釣り合い状態にはない。 $(V/V_0)^2 = 0.95$ の場合には図中の閉曲線

第 3 図 減衰・発散の機相

おける水平定常飛行速度の90%以下とすべきである”という経験則が理論的にも根拠付けられることになる。ただ上記の計算は飛行機が地上姿勢と同じ姿勢の水平定常速度にトリムされているという前提の下に行なわれている。正常な着陸でもアプローチ段階では機首上げトリムされるが、着陸引き起こしの後期着地の瞬間の操縦はそれよりも押舵側に操作されるのが普通である。したがって上記の仮定と実際の差は小さいと考える。

3.6 機体の空力特性の影響

(i) 揚力傾斜 跳躍運動は両脚の着地過程における機体姿勢角の変化に伴う揚力によって起こるものであるから、機体の揚力特性、とりわけ揚力傾斜が支配的な要素の一つであることは明らかである。第6図は原型機の他の特性をそのままにして、 $C_{L\alpha}$ の値のみを3.6, 4.2(原型), 4.8と変えて、攪乱として前脚に上向きの初期速度を与えたときの減衰発散の限界を求めたものである。揚力傾斜の減少に伴う利得とその程度を示す。

(ii) 縦の安定度 跳躍運動では両脚の着地離地に際して大きな姿勢角の変化が起こるが、その変化を妨げる役をするのが空力的な縦の静安定度である。第7図の原型機の他の特性はそのままにして静安定度のみ

第6図 揚力傾斜と限界攪乱との関係

第7図 縦の静安定度と限界攪乱との関係

を -0.25 , -0.50 (原型), -0.75 と変えて限界攪乱の値を求めたものである。静安定度を大きくすることによる利得とその程度を示す。飛行機の縦の静安定度は飛行中ばかりでなく、着陸や滑走に際してもこれを安定化する重要な要素であるといえることができる。

(iii) 回転抵抗 空力的な回転抵抗を増やすことは跳躍運動を妨げる有利な影響を及ぼすけれども、上記二項に比して影響力は小さい。

3.7 脚の緩衝特性 原型機の前脚と主脚の剛性を同じ比率で多少変化させても限界速度はほとんど変わらないが両脚の剛性の比を変えるとその影響が現われる。回転運動に対する両脚の寄与の比重の差に基づくと考えられる。原型機の主脚の剛性をそのままにして前脚の剛性を原型機のそれの $1/1.2^2=0.69$ とした場合には限界攪乱の値 $Z_L(0)$ は第2図のそれよりも約3%増加した。前脚の剛性の減少が跳躍運動の安定性に有利な効果をもつことを示すが、影響力は空力特性のそれに較べれば小さい。脚のダンピングの影響は予想に反して顕著でない。原型機の前脚のダンピングのみを変数として計算した結果では、減衰係数 ζ の小さい範囲では ζ の増加は運動の安定性に有利に作用するが、 ζ が0.7以上になるとこれを増加してもそのための利得は僅かである。その理由は、跳躍運動のような速い運動では脚の圧縮過程のみが問題であること、ダンピングを大きくすると初期地面反力はそれに比例して大きくなるが、ストロークと地面反力の作用する時間幅は小さくなって力積としては大きな差を生じないことなどによるものと考えられる。

3.8 重心と前、主脚との相対位置 空力中心に対する重心位置を固定して、前脚主脚をその間隔を一定に保ちながら前後に移動させる場合を考える。一般に重心は両脚の中間で主脚に近く位置するが、重心と主脚との間隔を増せば不安定運動は起こり難くなる方向の変化が現われる。これは縦揺れ運動における前脚の寄与の比重を小さくするためと考えられるが、通常起こり得る重心移動の量の範囲では変化の程度は小さい。特定の飛行機について言えば、重心が移動すると上記の効果よりも空力的な静安定度の変化の効果の方が大きい。重心の前方位置が後方位置に較べて不安定跳躍運動に対して有利である。

3.9 跳躍運動の機構について 第8, 9, 10図に跳躍運動の形態とその間の各分力のなす仕事の一例を示す。これは完全な定常運動でなく発散して行く運動中の一瞬を分析したものである。第9, 10図は前脚接地の瞬間から次の前脚接地の瞬間までをとってある。

3.10 脚の地面摩擦の影響 上記の計算において脚

第8図 跳躍運動の形態の一例

第9図 エネルギー受授(上下運動)

第10図 エネルギー受授(回転運動)

の地面摩擦の影響を無視した。量的に不明の要素を含んでいるからである。脚の地面摩擦は主として車輪のスピン・アップ抵抗であって、これは力積の形で表現すべきものであろう。しかしこれと着地時の機体の上下加速度との関連性、跳躍運動におけるスピン・アップの不完全性の影響など地面摩擦の推定に必要な実験資料がない。概算ながらスピン・アップのインパルスを推定して地面反力のインパルスと比較してその比を求め、地面摩擦力の重心回りのモーメント・アームを考慮して、脚の地面反力の増減に換算して地面摩擦の

影響を調べた。その結果では、地面摩擦の効果は限界攪乱の値にして約2%の増加、 $w_0-\theta$ ダイアグラム(第4, 5図)において $\theta(0) = -0.015$ 程度分の安定領域の拡大と推定された。地面摩擦の無視は安全側の結果を与え、その誤差はこの程度であると考えられる。

3.11 数値実験結果の応用範囲 数値実験は小型高速機をモデルとして跳躍運動の性質や飛行条件ならびに飛行機のもつ諸特性がこの運動にどのようなかわりを持つかについて調べたものであるが、運動方程式を無次元化してその応用範囲について検討してみると、飛行機の翼弦長、脚間距離、および慣性半径の相対的な大きさと $(1/2)\rho V_0^2 S/W$ の値がこの計算のモデルと大きな相違のない範囲であれば、計算の結果は飛行機の大きさにあまり関係のないことが示される。したがって数値実験の結果得られた定性的な性質は、通常形式の飛行機の一般的な性質として差支えないと考える。しかし最近の飛行機はその高速化とともに形態あるいは揚力機構にも大きな相違があるので、これらの結果を断定的な結論とすることは差し控えなければならない。この問題の一般的な解決のためにはここで行なったような資料の蓄積が必要と考えられる。

4. 結 論

- 1) 持続する跳躍運動には一定の型がある。すなわち前脚は主脚よりも一瞬先に着地し、一瞬先に地面を離れる。そしてこの過程で起こる姿勢角の変化が再跳躍に必要な揚力と上下運動のエネルギーを補給する。
- 2) 跳躍運動の安定性を支配する主な要素は前、主脚接地時における揚力と機体重量との比、すなわち $(V/V_0)^2$ 、ならびに前、主脚の着地の位相関係である。
- 3) 地上滑走中の飛行機に攪乱を与えて跳躍運動を起こさせるとき、その運動が減衰散散の限界に達するような初期攪乱の大きさはほぼ $1-(V/V_0)^2$ に比例する。比例の係数は飛行機の空力特性と脚の緩衝特性によって大きく支配される。
- 4) Hard landing に際して、跳躍運動に対して安定な、降下速度と着地時の姿勢角との組み合わせ範囲を求めた。第4図、第5図、 V/V_0 の値が1に近いときにはこの安定領域は著しく狭いが、この値の減少とともに安定領域は急速に広がる。着陸接地は V/V_0 の値が0.9以下となるような速度において行なうべきであると考えられる。両脚の着地のあり方は(1)項に記した持続振動に特有の型に近いものが危険である。
- 5) 飛行機の空力特性、とりわけ揚力傾斜と縦の静安定度は跳躍運動の安定性に大きな影響をもつ、小さな揚力傾斜と大きな静安定度は有利、その逆は不利である。また地面効果による機首下げ傾向の過大なもの

は望ましくない。脚の緩衝特性も空力特性ほどではないが大きな影響力をもつ。そのうち前脚と主脚との剛性の比が重要である。前脚の剛性が過大のものは不利である。緩衝装置の減衰度の大きいかんは大きな影響をもたない。

6) 跳躍運動の安定性を増すためには着陸時の減速性を大きくするとともに着地直後に揚力を減殺する装置をもつことが有効である。フライト・スポイラのブレーキ転用はその一つの典型と考えられる。

追記 本論文の作製にあたって御指導を賜った池田健先生、有益な助言をして下さった鷺津東大教授、

市川輝雄技官(航技研)、アナログ計算機による計算をして下さった岡遠一技官(航技研)に厚く御礼申し上げます。

なお、本論文の詳細については航技研報告を参照されたい。

参考文献

- 1) HALL, H. and BUTTON, C. B.: Operational and Theoretical Studies on the Effect of Pilot Action on Heavy Landing.: C. P. No. 1119, Dec. 1969.
- 2) 荒木浩: 飛行機の滑走中の不安定振動について, 日本航空学会誌, 第9巻87号, 1961.

鈍頭物体の淀み点近傍における実在気体流れ*

第1報 平衡流

斎 田 暢 三**

Real Gas Flow near the Stagnation Point of Blunt Nosed Bodies

Part 1 Equilibrium Flow

Nobumi SAIDA

Abstract

This paper presents an approximate solution for the equilibrium inviscid flow in the shock layer about the stagnation region of a blunt body generating a spherical shock wave. With the assumptions of thin shock layer and strong shock, the flow variables are expanded in series in powers of the ratio of the density ahead of the shock to that behind the shock (ϵ). The results are obtained in closed formulae to second order in ϵ . The effects of altitude and velocity enter solely through the normal-shock density ratio appropriate to the flight conditions. Comparison of the present results with those based upon an exact numerical solution shows reasonable agreement.

1. ま え が き

極超音速速度で飛行する鈍頭物体は、その前方に強い離脱衝撃波をとめない、この衝撃波後では高温のために空気分子の振動モードの励起や解離、さらに電離などの実在気体効果を伴う流れとなる。したがって物体頭部への熱伝達や衝撃層内の流れの場を計算するにあたっては、これらの実在気体効果による影響を知る

必要がある。

実在気体を取り扱う場合、気体を構成している分子の内部運動エネルギーと並進運動エネルギーが分子間の衝突によって釣り合った状態に達するまでの時間(緩和時間)が問題になる。2原子分子の回転運動の緩和時間は非常に短いので回転運動は常に熱的平衡にあると考えて差し支えない。しかし振動の励起や解離の緩和時間は、飛行条件や物体の大きさによっては流れの代表的時間と同一のオーダーになる場合もあり、したがって平衡な流れと非平衡な流れとが考えられる。

本論文では熱的および熱化学的に平衡な流れについて論ずる。この種の問題についての従来の研究では数値計算による方法が多く行なわれてきた^{1)~3)}。しかし問題を大ざっぱに把握し、現象を理解するには解析的な手法が便利である。その一つとして定密度解⁴⁾はこの種の問題に適しているが大きな密度の変化を伴う非平衡流の解析への拡張には適さない。

本論文では、鈍頭物体の淀み点近傍の流れへの実在気体効果による影響を簡潔に求めることを主目的とし、衝撃波は球状で十分に強く、衝撃層も十分に薄いと仮定する。第1報においては熱的および熱化学的に平衡な流れについて論じ、第2報においては熱的非平衡流について論ずる。

* 昭和45年11月第2回流体力学講演会にて講演。昭和46年9月11日原稿受理

** 青山学院大学理工学部