特殊飛行中の不意自転*

山 名 正 夫**

Accidental Autorotation in Acrobatic Flight

Masao YAMANA

Abstract

Some of the wartime Japanese navy planes at their experimental stages were easily brought into accidental (or unintentional) autorotation in acrobatic flight such as vertical turn or loop. The analytical studies, refining procedures taken against these defects and design precautions are described here.

When the wing is liable to stall at its tip or at the approximate middle portion between tip and root, and when the directional stability is not sufficient under large incidence angles, the accidental autorotation will happen due to small side slip angle ϕ or angular velocity r around Z axis caused by a slight and unavoidable incoordination of control. The procedures are indicated in Fig. 5.

Consequently it is summarized: that the stall of main wing should grow gradually outward from root and forward from trailing edge as indicated in the right half of Fig. 6 (a), that the value of $\partial C_n / \partial \phi$ should not decrease even under large incidence angles.

1. 記 号

C_{scr}	不意自転をおこすときの揚力係数
v_{or}	" " 速度, (m/s)
V_{or}	" " " , (kt)
G/F	翼面荷重, (kg/m ²)
ρ	空気密度, (kg/m ³)
X, Y, Z	機体軸
x, y, z	かぜ軸
L, M, N	それぞれ X, Y, Z 軸まわりのモーメント, (m·Kg)
p, q, r	" " 角速度, (°/s)
ϕ	Z 軸まわりの角変位の成分, (°)
b	翼幅, (m)
t	空力平均翼弦, (m)
n	荷重倍数

 β_e 昇降舵操舵角, (°)

$$C_l = L / \frac{1}{2} \rho v^2 F b, \quad C_m = M / \frac{1}{2} \rho v^2 F b, \quad C_n = N / \frac{1}{2} \rho v^2 F b$$

2. 不意自転の現象

垂直旋回, 宙返りその他の急激な特殊飛行をしているときに, 不意に操縦者の意図に反しておこる自転現象をかりに不意自転ということにする。第1図はその

(a) 垂直旋回中の自転

(b) 宙返り中×部で自転がこり易い

第1図 自転のおこるとき

状況を図示したもので, (a) のように左旋回中に左へ

* 昭和29年1月16日 第10回 (記念) 講演会にて講演。
昭和29年3月20日 原稿受理。

** 元海軍第一技術廠飛行機部。

自転することもあればあるいは反対に右へ自転することもある。また宙返りでは (b) に示すように、頂点の附近あるいは頂点をすぎて引起し操作を初めた頃に自転がおこり易い。いづれも、操縦している飛行機でやる限度一杯近くの最大揚力係数附近で操作しているときに、操縦者のわからないくらいの僅かな不釣合な操縦がもとになって自転をおこすものと考えられる。均衡のとれた操縦性のよい機体では、自転がおこりかけたときに操縦桿の引きかたを少し弱めるくらいで意図した操作を継続できるが、機体によっては予告なしに急激な自転がおこり、またその程度も、ひどい場合には一回位横転して漸く回復できるようなこともある。

上のような不意自転は急激な運動をしているときの例であるが、直線定常状態にちかい飛行をしていても低速度で揚力係数が最大値に近づいたとき、すなわち着陸前などは自転のおこりやすい状態であって、その程度は小さくても低高度でおこれば運用上危険である。

不意自転は主翼の失速の型、安定および操縦性などに大きく支配されるので、後退角の大きな主翼や尾翼、尾部の形状配置などについて新しい研究分野が残されているであろう。しかし考え方のすぢ道には、型の変わった飛行機についても従来型式と共通の範囲があることと思われる。筆者は旧海軍機で不意自転をおこした各種機体に比較的接触が深かったし、またこの現象を観察した例も多いので、古い記憶と手持の資料の範囲内で機体設計の観点から本問題の概括的な報告を試みたい。

3. 原因の考察

3.1 D3A1 の例 本機 (九九艦爆) は実験当初ひどい不意自転をおこし、補助翼も不具合であったため、急横転中に補助翼をとられて操縦者が手首を挫いたこともあったくらいであるが、愛知社および海軍の本機関係者の努力で逐次改善され、優秀な艦上爆撃機になった機体である。

第2図 (a) に示すように、風洞実験¹⁾で翼端失速が

(a) 全機模型の失速型

(b) 翼端部前縁の整形

第2図 D3A1 主翼の失速型と翼端失速防止の方法

顕著に認められ、飛行実験でも同様であったので、同図の翼端部前縁の斜線部分に (b) に示すような整形を施し、前縁半径および前縁附近の矢高を増大して局部的翼端失速を防止した。これで自転はかなり緩和されたが、まだ特殊飛行の操作が不安定で、たとえば完全な一垂直平面内の宙返りなどは困難であった。これは、大迎角時に方向の保持がむづかしいためと考え、第3図に示す背びれAをつけて好果をえた。

第3図 D3A1 の背びれ

大迎角時は小迎角時に比し一般に $\partial C_n / \partial \phi$ が低下しやすいが、背びれはこの低下率を少くする点で効果が著しいものと考えられる。もし同図Bの点線のように垂直尾翼全体、特に上部を増積すると、大迎角時には適当でも小迎角時には横安定に対し方向安定が過大になって不具合になる。なお、背びれ装備以前は右の自転が多かったのが装備以後は緩徐な左の自転が多くなったと記憶する。これは、特殊飛行中に翼上面の毛糸を視ていると、右回転しているプロペラの後流の影響によってまず左舷翼根部の附近から失速するのが見受けられるから、これが拡って左への自転がおこりやすくなるものと解釈できる。本機ではこれ以外に各舵特に補助翼の改造による操縦性の改善等にもかなりの時日を費したが、自転防止に最も有効であったのは主翼失速型の改良と背びれ装備の2点であったと考える。

3.2 C_{zer} および自転の方向 飛行機が水平面内で定常旋回をしているとき C_{zer} は

$$C_{zer} = (nG/F) / \frac{1}{2} \rho v_{er}^2$$

で計算できる。ただし G/F は実験時の翼面荷重をとるものとし、 n は加速度計で読んだ荷重倍数である。手持の資料からまとめた数種の機体の自転状況を第1表に、また垂直旋回の実験から計算した C_{zer} を第4図に示す。 v_{er} を計器速度とすれば、実験高度には関係なく ρ を $\frac{1}{8} \text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$ で計算してよいわけである。

第4図中に2以上の C_{zer} が見受けられ、やや大きすぎるように思われるが、これは、プロペラ後流によ

第 1 表

符 号	機 体	実験時期 (実験者)	実験時の G/F	自 転 の 状 況
○	D3A1 (2 号機)	14-2 (中野, 山名)	3102 35	まれに右へ、殆ど全部が左へ自転する。旋回中高度低下あり
△	D3N1 (1 号機)	13-12 (青木)	3030 29.5	左右揃なく自転する
×	Sever- sky 戦	14-3	134	左右揃なし。自転きわめて激しく自転する側へ補助翼をさられる
●	F1M1 (3 号機)	14-6 (新谷)	2454 29.5	左右何れも横切りと反対側へ自転する
▼	E12A1 (2 号機)	13-12 (難波)	2850 34	殆ど左へ自転する。大迎角時のバフエーティングきわめて著し
■	E12N1	13-11 (大関, 山名)	2700 27.5	左右揃なし。主翼折疊部整形模の後部で気流が乱れバフエーティングを起す

第 4 図 垂直旋回で自転をおこすときの C_{acr}

る揚力増加、プロペラ推力の上向き分力および実験誤差等によるものと考えられる。

この中で F1M1 飛行実験記録³⁾に機体の向き方向と自転方向との関係が明記してあって、左旋回中に右へ、また右旋回中には左へ自転しやすいが、いずれも例外なく横切りと反対方向に自転がおこっている。この横切りは、自転の直前に操縦者の感じたものであるか、あるいは自転中に感じた横切りか明確ではないが、D3A1 の例を考え合わせても横切りが自転の有力な原因の一つであり、またこれによって向きと反対方向の不意自転が誘起されることは間違いないものと考えられる。

3.3 不意自転の推定原因 急旋回あるいは宙返りをしているとき C_{max} 附近になると、熟練した操縦者でも完全に釣合いのとれた操作をすることは非常にむずかしくなる。このような状態で、小さな横切りまたは偏揺がおこるとその結果、つぎのような経路で遂に急横転に近似の運動が誘起されるものと考えられる。

第5図のように飛行機が定左旋常回をしていると

$$\left. \begin{array}{l} \text{小さい} \\ (\psi) \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial C_l}{\partial \psi} \rightarrow p \\ \frac{\partial C_n}{\partial \frac{pb}{2v}} \rightarrow r, \rightarrow \frac{\partial C_l}{\partial \frac{rb}{2v}} \end{array} \right\} \rightarrow \text{大きな} \\ r, \psi \end{array} \right\} \rightarrow \text{小さい}(r) \{ \text{上と同様} \} \rightarrow \text{〃}$$

第 5 図 不意自転の発生経過

き、かりにバンク角が過大になって機体が旋回の内側へ切りはじめたものとし、この横切り角を ψ とすれば、 $\partial C_l / \partial \psi$ は C_{max} 附近では著しく大きくなっているものと考えられる³⁾ から、右まわりの大きな横揺モーメント L を発生し p の横揺角速度を生じる。このため右舷側の主翼が失速の度合を増し偏揺モーメント N したがって角速度 r を発生する。すると偏揺による横揺モーメントも C_s とともに増大しているから、このためまた L したがって p を発生し、このようにして ψ も r も逐次増大してゆく。また最初に、右足をやや踏みすぎて小さな偏揺角速度 r が与えられ場合には、 r と ψ とが同時に与えられたことになるから、上よりもっと急激に r および ψ が増大するものと考えられ、何れの場合でも丁度急横転のような現象をおこすことになるものと推定される。

p の増大を防止するに有効な $\partial C_l / \partial \frac{pb}{2v}$ は失速附近では符号を変えて横転しやすくなるが、これは主翼の失速型によって大差があり、また ψ および r の増大を防ぐ $\partial C_n / \partial \psi$ と $\partial C_n / \partial \frac{rb}{2v}$ は大迎角の場合一般にその値を低下し、その程度は尾部の形状で支配されるものと考えられ、上記の諸要素とその均衡度が C_{max} 附近の操縦性の良否および不意自転発生の程度に大きな影響をおよぼすものと認められる。

4. 設計上の留意事項

4.1 失速の型 第6図 (a) の左舷側は主翼単独時の、また右舷側は全機模型のときの失速型であって、右舷側のように翼根部から次第に失速してゆけば大迎角でも補助翼が効き自転もおこりにくい。(b) 図の例では、第2図よりはよいが、まず主翼の中央部附近か

第6図 主翼の失速型

ら失速を始めているから、小さな横揺があってもすぐに翼端失速にうつり易く、また大迎角時に補助翼を操作したときたとえば左へバンクしようとするとき却って右側の翼が失速して右へ急激な自転をおこすような不具合がおこりやすい。

4.2 昇降舵の効き 縦の安定に比し昇降舵の効きが過大であると据りがわるく自転をおこしやすい。普通の型の飛行機では

$$\frac{\partial C_m}{\partial \beta_0} / \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = 1 \sim 1.5$$

が適当と思われる。ただしこれはプロペラなしの風洞実験値で、飛行中はプロペラに働く横力およびプロペラ後流の影響をうけて、上の値よりもずっと大きくなっていると考えられるが、一応設計の目安にすること

第7図 尾部のかたち

第2表 尾部形状と $\partial C_n / \partial \phi$ の関係の例

機体	$1000 \frac{\partial C_n}{\partial \phi}$			$\frac{\partial C_n}{\partial \phi} (0.9 \times C_{z \max})$
	$C_{z \min}$ にて	$\left(\frac{C_z}{C_w}\right)_{\max}$ にて	0.9 $C_{z \max}$ にて	# ($C_{z \min}$)
A (D4)	0.84	1.2	0.70	0.81
B (D3N)	1.0	0.86	0.58	0.58
C (A5)	1.0	0.68	0.38	0.38
D (D3A)	1.04	0.78	0.24	0.23

はできるであろう。

4.3 機体尾部の形 第7図と第2表に風洞実験による尾部の形と方向安定の関係を示す。A機では大迎角でもあまり $\partial C_n / \partial \phi$ が低下しないが、D機ではこの低下が著しい。水平尾翼の下部あるいは後下部の縦の面積は大迎角時の方向安定に對しきわめて有効と思われ、A機の例では垂直風洞実験でどんな操作をしてもフラット・スピンの入らなかったと記憶する。

最近の機体には背びれをつけたものが多いが、胴体末端に噴孔のある型のジェット機等の場合は別とし、プロペラ機では背びれに頼るよりもむしろAまたはBのような尾部形状にする方が、素直な安定および操縦性を与えるように考えられる。

なお、水平尾翼は主翼の吹きおろしの中にあるから失速がおこりにくい、垂直尾翼は ϕ や r の直接の影響をうけて失速しやすい。したがって運動性の大きな機体ではアスペクト比の小さな垂直尾部翼が好ましい。

第8図 失速警報装置

4.4 失速警報装置 第8図(a)のように翼根部前縁の小突起により適度のバフエーティングをおこして操縦者に失速を予告し、あるいは(b)図のような小片を動かして失速直前にブザーを鳴らす装置が見受けられるが、ゆき届いた方法と思われる。また主翼の平面型によってはフレッチャー FD25* のように、これらがなくてもバフエーティングで失速を予知できるものもあるが、いずれにしても失速あるいは自転のおこる以前に操縦者が予知できることが望ましい。

5. 操縦上の注意

近頃の操縦訓練で行われる第9図に示した“Eights”

* 主翼の平面型が矩形で翼根部にフィレットがないため翼根部の失速がやや早すぎ、特殊飛行中のバフエーティングもかなりひどい。しかし実用上差支えがあるとは思えない。

第9図 “Eights” on Pylons

on Pylons, すなわち風向に直角に撰定した A, B 2 点の目標を主翼の先端部に保持する急旋回の 8 字飛行では、150 m 乃至 200 m の低高度で大きなバンク角で旋回し、また絶えず目標に注目しているため操作が乱れやすい。この場合もし旋回の内側に下側の下翼が持ちあげられる方向に自転すればよいが、外側に下翼が振ったりして機体が背面飛行になるような自転がおこると、低高度であるだけに危険と思われる。したがって、急旋回するとき足を踏みすぎることは禁物で、むしろ踏み足らぬ方が安全のように考えられる。

また低翼の練習機等では、主翼上面の要所に毛糸をつけておいて、これを見ながら操縦訓練をするのも一方法であろう。機体迎角の増減による毛糸の動きすなわち気流の変化状況、およびこれと操縦性の関係等が感得できる。失速速度は荷重倍数 n と共に増大するから、旋回飛行のように $n > 1$ のときは速度計の指度だけで失速を予知することは不可能で、むしろ毛糸の状況の方が遙に頼りになる。また速度計が故障しても、毛糸の動きと機体速度との関係が充分体得できておれば非常に心強いわけである。

文 献

- 1) 本宿哲郎, 川畑為之, 佐野四郎, 林信一, 主翼振りの影響試験 海軍航空廠研究実験成績報告 第 2050 号, 昭和 13 年 10 月による。
- 2) F1M1 (3 号改造型) 飛行試験成績, 昭和 14 年 3 月, 実験當時に三菱名古屋製作所佐野技師より筆者に送付されたもの。
- 3) C.H. Zimmermann, An Analysis of Lateral Stability in Power-off Flight with Charts for Use in Design, NACA Tech. Rep. 589, 1936, 第 2 図参照, 日本航空学会誌 13 年 1 月 73 頁に全訳あり。

Autorotation に関する二三の Discussion

最近吾国で作られた飛行機で多少の差はあるが Autorotation の傾向の現われた二種の機体について経験した例を御参考までに紹介したいと思う。

A 機 この機体の揚力性能は CL_{max} 後急激に失速する型である。風洞における気流試験の様子は図に示す通りである。すなわち CL_{max} では翼根部の気流が剝離し翼中央部の気流が若干乱れている。所が失速直後では翼中央部の気流が渦状をなして完全に剝離し翼根部の剝離は著しく減少する。これは wake survey によっても明かに認められた。丁度翼中央部に発達した渦が翼根の渦を引つける様に観察せられた。

実機の気流試験でも同様のことが認められたと聞いている。“失速部が翼根部から外に走ると見る間に機体は急激に roll する” そうである。

失速部の急激な移動が横滑りその他の原因によって両舷非対称に起ることがこの機体の autorotation の原因と考えられる。なお補助翼効果は風洞試験結果でも CL_{max} において

はさしたる低下を示さないが、実機でも“スカスカ”になることもなく効きもよいとが autorotation rate

風洞による気流試験結果

気流線の乱される範囲 風洞による気流試験結果

気流が完全に剝離し渦の発生が認められる範囲