

## 飛行船の空気力学、風洞試験、そして飛行試験

柴田 真 (JAXA 風洞技術開発センター客員研究員)

Aerodynamics and Wind tunnel testing of Airship, then its Flight  
Makoto Shibata (JAXA, Wind Tunnel Technology Center)

風洞研究会議の趣旨のひとつは、航空機の（空力を中心とした）設計問題を幅広く取り上げ、専門家が議論する機会を提供することだろうと思われます。それで今回の話題ですが、知られているようで知られていない飛行船の空力設計を取り上げてみました。

### 飛行船、教科書のない世界

6年ほど前に、飛行船に関係することになりましたが、その時点では飛行船のことは、ほとんど何も知りませんでした。はじめに判ったことは、飛行船については適當な教科書が存在しないということです。それでファイルの中から1975年7月のLTA会議で発表された参考資料<sup>1)</sup>を見つけ出し、その勉強からはじめました。この資料はプリンストン大学の先生が、過去の飛行船の文献を幅広く調べたもので、良くまとまっています。ただし残念ながら、かなり英語の文章が難しく、non-nativeにとっては読みにくいのが欠点です。

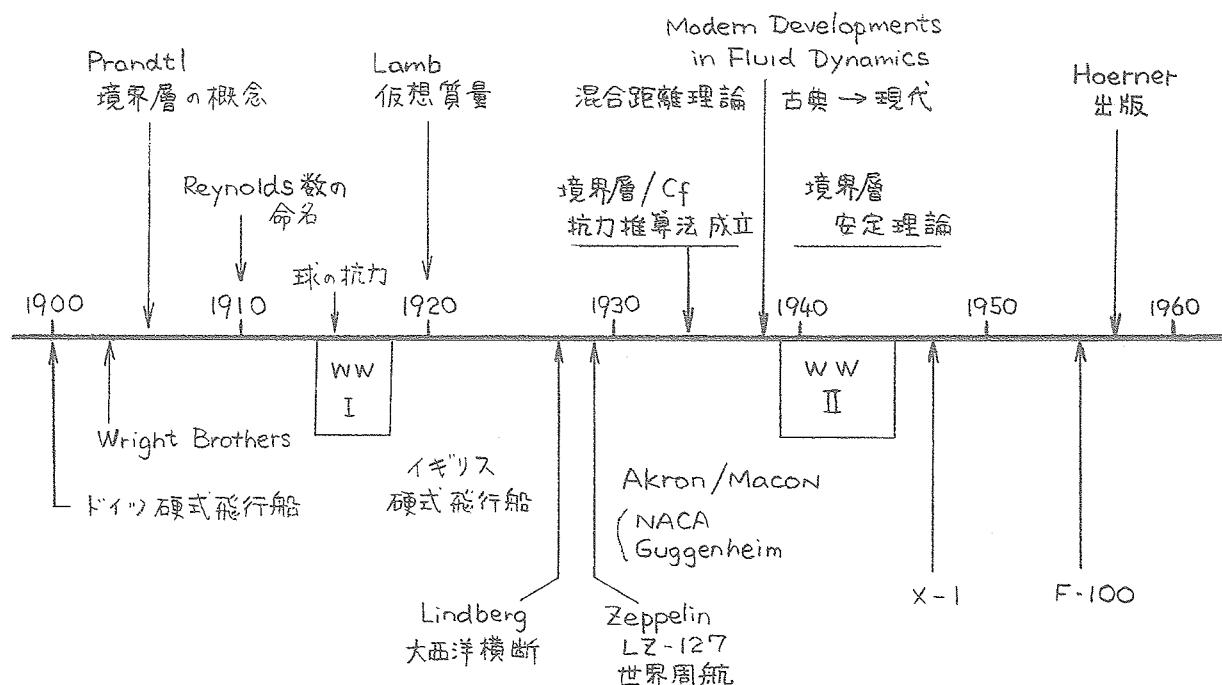


図1 航空機の歩みと空気力学 —— Drag Aerodynamics

### 飛行船と（粘性）空気力学の同時代性

我々はしばしば、現在の常識で過去のこととを判断するという誤りをおかします。飛行船は飛行機よりも 50 年ほど歴史が古いだけに、昔の飛行船の設計を考えるときには、とくに注意しなければなりません。ツェッペリン硬式飛行船の 1 号船が飛んだのはちょうど 1900 年なのですが、その時はまだ境界層という概念もレイノルズ数という言葉もありませんでした。参考資料 1) を参考にしながら図 1 を作成してみました。飛行船と空気力学の同時代性といったものが、良く判ります。

### 飛行船の抗力の空気力学

リンドバーグが初めて大西洋を何とか横断したのが 1927 年、それに対してツェッペリン号が乗客を乗せて来日したのが 1929 年です。すなわち飛行船は飛行機に先がけて、輸送機関として成立していた時代があったわけです。ということは輸送効率を燃料消費率と共に支配する抗力に関心が高まったのは当然で、抗力のメカニズムの理解、仮想質量の研究などが進みました。摩擦抵抗と圧力抵抗の分離など、現代の航空機の抵抗推算法が成立したのが、大型飛行船の末期とほぼ一致する 1930 年代半ばだといわれています。

### 飛行船の抵抗係数

ふつうの飛行船では細長比が 5 前後で、抵抗係数がいちばん小さくなるというのが定説になっていますが、実際の設計ではそのほかの要素も考えあわせて細長比を決めます。研究的にみると飛行船の抵抗係数を小さくする方法には、ふた通りあるようです。ひとつは層流翼型と同じように圧力分布を工夫して、船体前方の層流境界層の領域をできるだけ大きくしようというものです。もうひとつは細長比の小さいほうが重量を軽くできるので、BLC を採用して太い船体の後部で流れを剥離させないようにするものです。

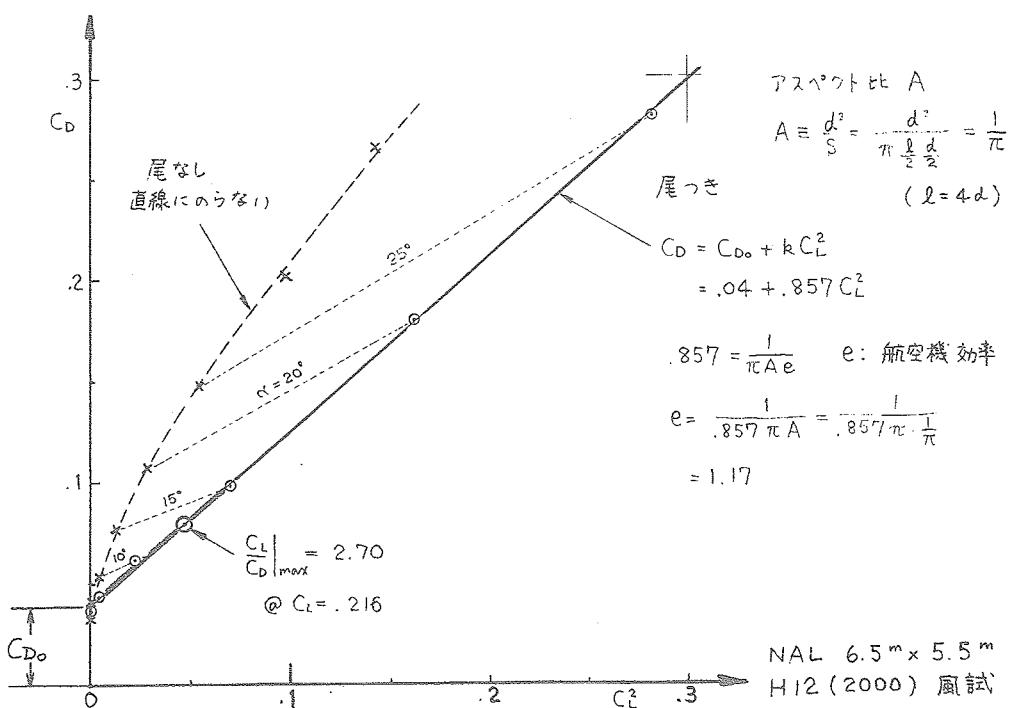


図 2 飛行船の揚抗特性 —— CL<sup>2</sup>～CD 表示

### 飛行船の減速試験

飛行船の抵抗係数を求める方法として、減速試験が有名です。速度の逆数を図にプロットすると、その傾斜から直接的に抵抗係数を求めることができます。JAXA/FHI の定点滞空試験機でも、減速試験をやってみました。本来は、推力から抗力を定めるべきなのですが、むかしはプロペラ推力を計測するのは困難でしたし、現代でも計装していないときには有効な方法です。ただ現代の飛行船は、あまり抗力には神経質にならないようです。将来の成層圏飛行船は、定点滞空能力の限界に効いてきますから別ですが…。

### 飛行船の揚力や横力の空気力学

飛行船はゴンドラなどの付加物のことを除くと、基本的に軸対象形であるので、揚力と横力は同じ性質を示すと考えることができます。そして飛行船の揚力や横力の特徴は、その非線形性にあります。船体の側面から形成されていく剥離渦が、船体表面に低圧部を作るためで、コンコードのような超音速機の主翼における前縁剥離渦と類似の現象と説明していいでしょう。飛行船の揚力は、とかく変動しやすい浮力の過不足を補い、横力は求心力となって、飛行船を旋回させます。

### 飛行船における尾翼の役割

飛行機における尾翼の役割は、もちろん安定を与えるためです。それに対して飛行船における尾翼の役割は、安定も与えますが、carry-through 部分が船体に作用して揚力を発生させる主翼のようなものと考えるべきでしょう。6.5m × 5.5m 低速風洞で実施した飛行船の風洞試験については、参考資料 2) に報告されていますが、この風試結果にもとづいて作成したのが図 2 です。尾翼をつけると、みごとに誘導抵抗が揚力係数の自乗に比例するようになることが判ります。

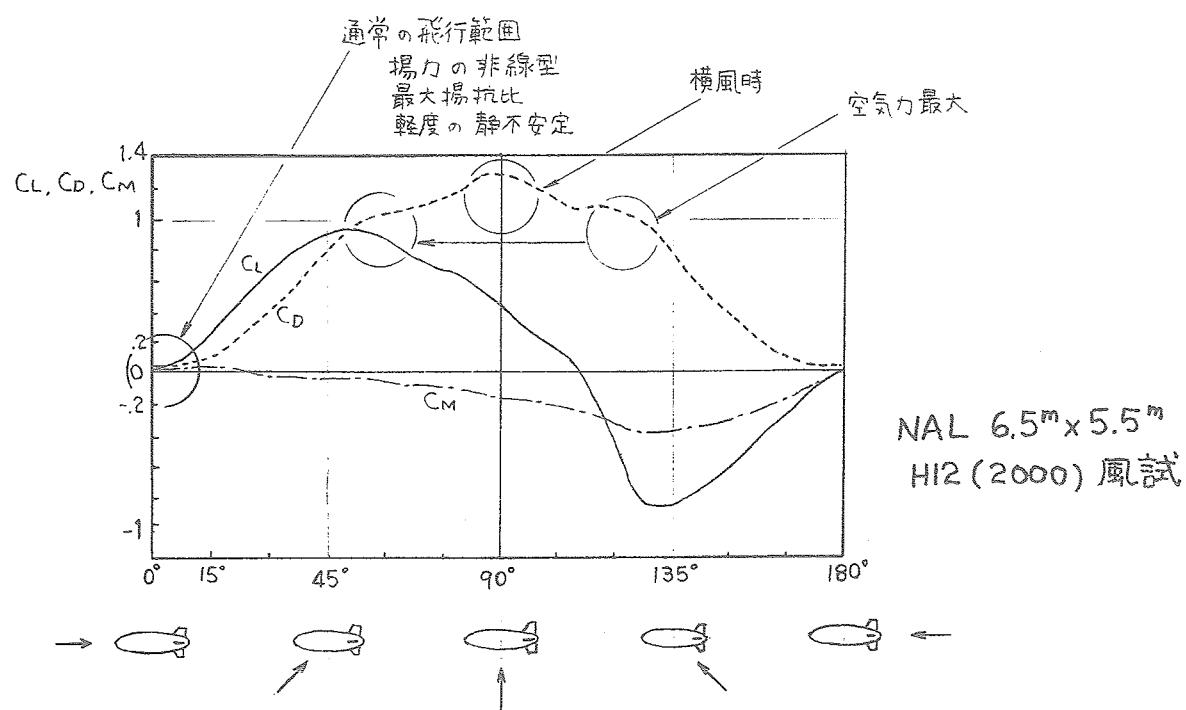


図 3 飛行船の全機空力特性 ——— 360° 空力データ

### 360° の空力データ

この風試は全長 2.4m の模型を用い、飛行船の空力特性をかなり徹底的に調べたものです。そしてターン・テーブルを回転させることにより、一本ストラット支持の高迎角／逆迎角試験として、360° すべての方向から風を吹かせ空力データを取得しました。この結果から全機 3 分力特性を図 3 に示しますが、飛行船は原理的にはホバリング可能な航空機、すなわち全方向から風を受ける可能性があるわけで、この空力データ・ベースはその後たいへん役立つことになります。

### 飛行船のシミュレーション

定点滞空試験機の飛行試験では、NICT/KHI の FLOPS というシミュレーションを用いました。どんなシミュレーションでもチューニングが必要です。本機の場合も初飛行に先立ち、飛行要員の訓練もかねて調整していました。そして開発試験として得られていた 30° までの空力データでは、飛行船の特性を模擬するには不十分ということが、関係者の共通認識になっていきます。この問題を解決したのが、参考資料 2) の風試結果を参考にして作成し直した 360° をカバーする新空力データ・パッケージでした。

### 無人飛行船の飛行モード

定点滞空試験機は、わが国で作られた最大の飛行船であるだけでなく、最大の無人機でもあります。無人機としての飛行モードは、ダイレクト、CAS、自律の 3 種類で、研究の主目的は最終的に自律モードによる定点滞空飛行 (geostationary) をすることです。ダイレクト・モードは、はだかの飛行船をパイロットが遠隔操縦するわけで、主に離着陸時に使用されますが、飛行全体のチューニングにも非常に役立ちました。飛行船の制御は古典的というか、なかなか人間的なものようです。

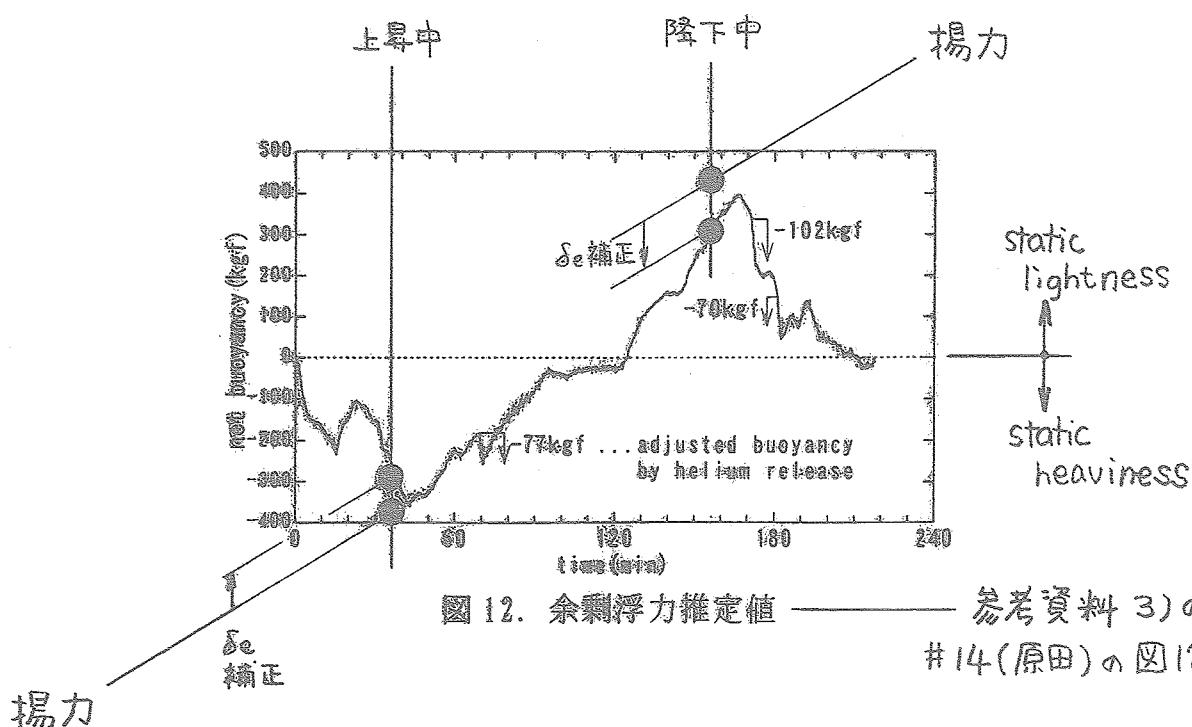


図 4 余剰浮力と揚力の対応

## 飛行船の飛行の実際

浮力の大きさは、内部ガス（ヘリウムと空気）の温度によって、大きな影響を受けます。断熱膨張と断熱圧縮によって、上昇するときは大気よりも温度が下がり浮力が不足（static heaviness）し、下降するときは大気よりも温度が上がり浮力がある（static lightness）という、皮肉な結果になります。飛行船は図4に示したように、この浮力の過不足を揚力によって釣り合せて飛んでいます。浮力の過不足は全重量の5%程度のものですから、図体に比べて極めて軽い飛行機が飛んでいると見たらいいでしょう。

## 飛行船の旋回飛行について

飛行船は横（roll）の操縦がなく、エレベータとラダーしかありません。旋回はラダーによる横滑り旋回です。また飛行船の空力的静安定性は、方向も縦も同じように不安定です。しかし縦の運動が浮力中心と重心の位置関係から振子効果で安定化されるのに対し、旋回にはそれがあります。大きな船体が、意外に気安く曲がってくれます。図5にラダーのパルス操舵とステップ操舵の時間応答を示します。静的には不安定でも、動的にはダンピングが効くので、直進性がそんなに悪いわけではありません。

## 飛行試験の始まりと第1段階

ふつうの飛行機の飛行試験と同じように、安全を確認しながらライト・エンベロープを拡大していきます。定点滞空試験機では第1段階は地上確認試験として、テザー状態で高度8mまで上昇させる地上取扱い総合試験を実施しました。浮力制御システムなどの機能を確認するとともに、グランド・クルーなど関連する操作要員の慣熟や評価が目的です。軟式飛行船の船体内圧は、構造から許容されるある範囲に保つ必要がありますが、その自動化もうまくいくことが判りました。

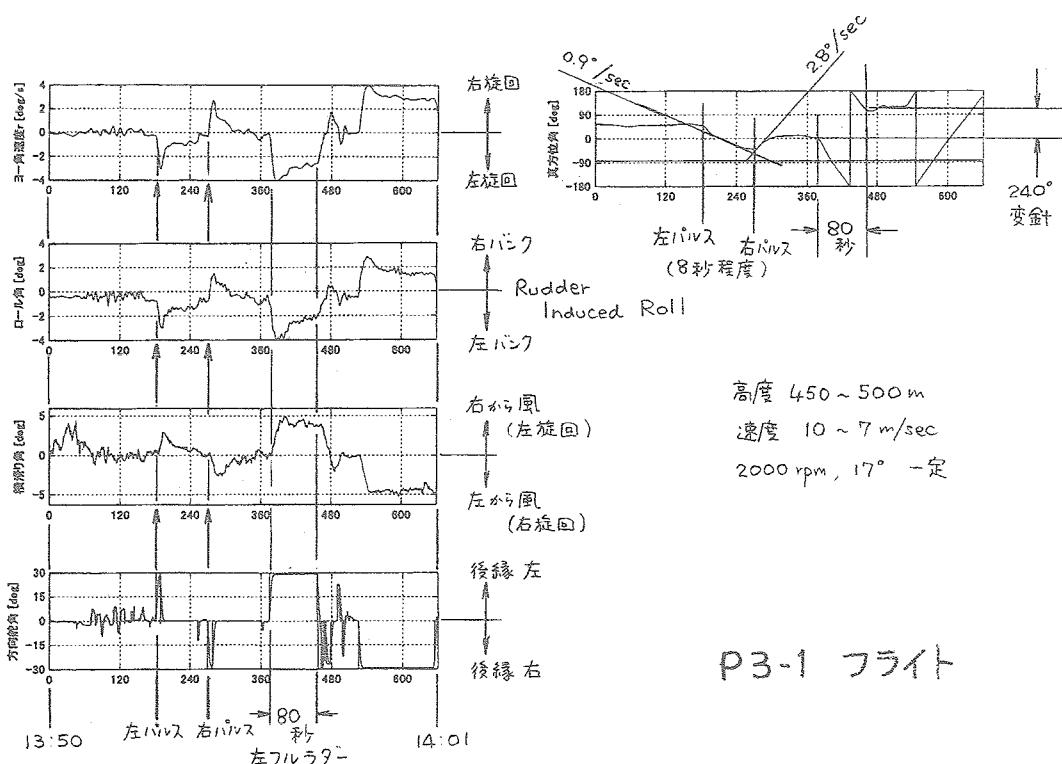


図5 ラダー操舵応答

### 飛行試験の第2段階

第2段階は、離着陸試験、場周飛行試験、基本特性試験、飛行特性データ取得試験の計4回の飛行です。離着陸試験では推力ベクトリングの効果などを確認し、次の場周飛行試験に進みました。低空での飛行特性や操縦性の確認が目的でしたが、この試験から飛行時間1時間を超える本格的なフライトになりました。基本特性試験で初めてCASモードで飛行し、次の飛行特性データ取得試験では自律モードの飛行も試みました。ここまででは高度600m以下で飛行しました。

### 飛行試験の第3段階

中高度到達試験、高々度到達試験、定点滞空試験の計3回の飛行を実施しました。中高度到達試験では高度2000mまで上昇するとともに、初の定点滞空飛行を風が比較的弱いときの地点ヘッディング・モードで実施しました。高々度到達試験では高度4000mまで上昇するとともに、定点滞空飛行を風の比較的強いときの耐風ヘッディング・モードで試験しました。最後の定点滞空試験では、CASモードでの遠隔操縦による精密定点滞空が圧巻でした。図6にこれら3種類の飛行軌跡を示します。

### 飛行船の現状

現代の飛行船の用途は、広告宣伝が主体です。硬式飛行船は1930年代に終わりを告げ、それ以降は軟式飛行船の時代になりました。わが国には今年の初めツェッペリンNTが輸入され、愛知万博に関連して各地を飛行していますので、ご覧になる機会もあるでしょう。いかにもドイツという感じの、エンベロープの内部に骨組みをもつ独特の構造の半硬式飛行船です。尾部にもプロペラをふたつもち、縦と方向の制御が動力的に可能なのが特徴で、少数の地上要員で運航が可能になっています。

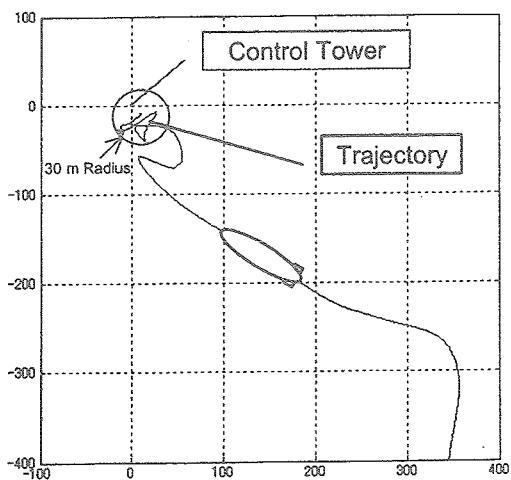


図13 Precise geo-stationary flight in the CAS mode right above the control tower (P3-3).

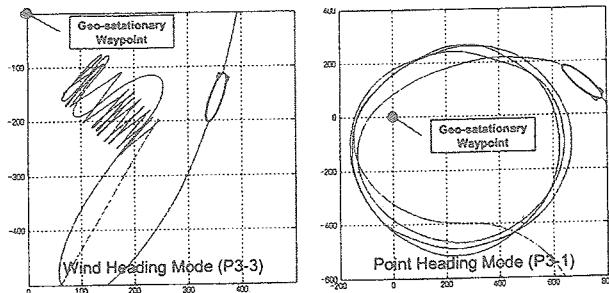


図17 Trajectories of two geo-stationary flight modes.

参考資料3)の#13(中館)の図13, 17

P3-1 フライト 高度 約900m

P3-3 フライト 高度 約4000m

風はいずれも西北(図の左上)から  
吹いている

図6 定点滞空の飛行軌跡

## 成層圏飛行船

年間を通じて風が比較的弱い高度 20km 付近の成層圏に、長時間（長期間）滞空しようという高々度飛行船です。この高度は空域として未利用なので、何らかの航空機をプラット・フォームとして長時間滞空させれば、実用価値が高いといわれています。高度 20km というのは東京タワーの 60 倍の高さ、静止衛星の 1/1800 の近さですから、放送や通信に役立つことは間違いないありません。なお成層圏飛行機で有名なのは、太陽電池を動力とする NASA/AeroVironment の Pathfinder/Helios で、日帰り飛行までは実績があります。

## 成層圏への往還（その1）

飛行船は基本的に低空を飛ぶ航空機で、成層圏まで往還させる技術は、これから開発かつ実証しなければなりません。まず成層圏まで上昇させる方法としては、ふたつの選択肢があります。ひとつは 2003 年夏の成層圏滞空試験機のように、動力を使わずにヘリウムの余剰浮力だけで上昇させる方式です。この飛行試験では飛行船構造を高度 16.4km まで上昇させた実績を作りました。もうひとつは定点滞空試験機のような動力飛行です。実績は 4km ですが、より高々度まで延長することは、飛行試験データからみて可能に思われます。

## 成層圏への往還（その2）

成層圏から降下する方式としては、定点滞空試験機のように動力飛行することが考えられます。このときは降下にともない外気を取り込む必要があり、そのためのプロア・システムおよび動力源が、推進力とは別に必要です。今回の飛行試験の実績としては 4km からの降下にすぎませんが、得られたデータからみて、より高々度からでもシステムは成立すると思います。なお成層圏滞空試験機は、上空でヘリウムを放出して降下し、非常降下方式としての実績を作りました。

## おわりに

北海道の大樹町で 2004 年に実施された定点滞空試験機の飛行試験、浮力制御、飛行誘導制御については、参考資料 3) に発表されています。また同じ資料には、茨城県の日立市で実施された成層圏滞空試験機の飛行試験概要についても紹介されていますので、ご参照ください。それから飛行船の設計的なことについては、参考資料 4) に 6 年間にわたって少しづつ発表してきました。とても飛行船の設計論にはなりませんが、思考過程がわかると思いますので、何らかの参考になれば幸いです。

## 参考資料

- 1) LTA Aerodynamic Data Revisited, H.C.Curtiss Jr. et. al., J. of Aircraft, Nov.1976, AIAA Paper 75-951
- 2) 飛行船形状模型の風洞試験について、奥山ほか、第 66 回風洞研究会議資料、2001 年 5 月
- 3) 第 5 回成層圏プラットフォームワークショップ講演前刷集、佐々、中館、原田、河野ほか、2005 年 2 月
- 4) 日本航空宇宙学会 年会前刷集、柴田ほか、2000 年~2005 年

以上

### 補遺： 飛行船の空力設計メモ

**基準面積と基準長さの定義：** 船体全体に働く空気力が主役ですから、船体容積の  $2/3$  乗で面積を定義し、基準長さを船体全長とするのがふつうです。しかしながら 1930 年代の NACA による Akron の風試報告書のように、モーメントを船体容積で割ってモーメント係数を定義する例もあるので、注意しなければなりません。ちなみに細長比 4 の回転楕円体の場合、船体容積の  $2/3$  乗は、前面面積の約 2 倍、平（側）面積の約半分になります。

**レイノルズ数とフルード数：** レイノルズ数は一言でいえば  $10 \times 7$  乗オーダーで、飛行機とあまり変わりません。飛行機は飛行船に比べて基準長が  $1/10$  程度以下と小さいけれど、飛行速度が 10 倍程度は速いからです。レイノルズ数は慣性力と粘性力の比ですが、それに対応させるとフルード数は、慣性力と重力の比の平方根と定義されます。物体の立場からみれば空気力と浮力の比で、フルード数が小さいとは、浮力に比べて揚力や抗力が小さいことを意味します。気球や飛行船などの軽航空機は、こういう状態で飛行しています。

**船体の形と尾翼：** 船体の形は回転楕円体を基本として、尾部での流れの剥離を防ぐために、最大断面積の位置を若干前進させ、後半部を少し絞った形にするのがふつうです。計画段階では細長比の等しい回転楕円体として試算しても、容積や表面積など大きな誤差にはなりません。尾翼については、絶対的に設計データが不足しています。格納庫や地面とのクリアランスを大きくし、船体との取付け長さを確保しようとすると、アスペクト比の小さい尾翼が望ましいし、取付け位置も前進できる可能性があります。これらについて設計判断ができるように、系統的な解析や風洞試験をする必要があるでしょう。

以上

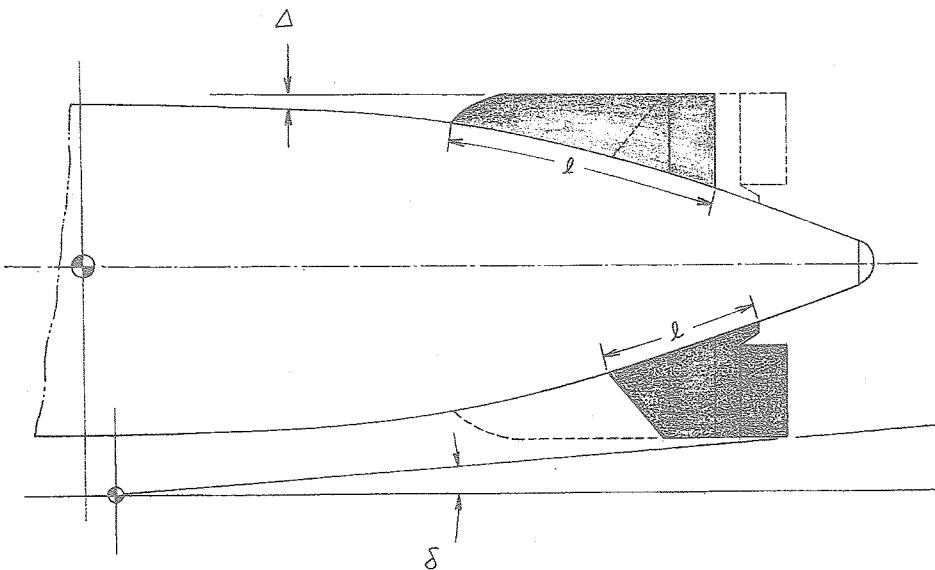


図 A 飛行船の尾翼の設計要素