

独立行政法人

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-772

成層圏プラットフォーム飛行船構造の設計課題

前 川 昭 二

2003 年 6 月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

成層圏プラットフォーム飛行船構造の設計課題*

前 川 昭 二^{* 1}

On the Design Issues of a Stratospheric Platform Airship Structure*

Shoji MAEKAWA ^{* 1}

ABSTRACT

Attention is being drawn to the possibility of the airship as a stratospheric platform, as communication technology develops. The airship was invented toward the end of the 19th century, and subsequently made rapid progress, falling into a rapid decline however with the remarkable advance of aircraft technology. Nowadays only small airships are utilized, for sightseeing and advertising.

Airships are thought more suitable when the purpose is to remain stationary at high altitudes, because they gain lift by gas buoyancy, in contrast to aircraft, which gain lift by advance speed. In the concept of the stratospheric platform, many airships are floated in the stratosphere serving as platforms for communications, broadcasting or ground observation.

As part of efforts to promote this concept, a Ground-to-Stratosphere Flight Test Vehicle and a Low-Altitude-Stationary Flight Test Vehicle are currently being developed. Many technical issues have emerged in the development of these vehicles. However a much severer design will be required to allow stationary flight at around an altitude of 20km in the development of the stratospheric platform. Therefore research should be performed not only on the technical issues identified in the current test vehicle development, but also on issues in the stratospheric platform development.

This memorandum discusses the design issues of an airship structure rather than the overall technical problems of the stratospheric platform.

The topics covered are airship specifications, structure style, envelope materials, loads, stresses, sloshing, and test methods.

Keywords: airship, structures, design, loads, stresses, envelope, sloshing, test methods

概 要

通信技術の発達に伴って、成層圏プラットフォームとしての飛行船の可能性が注目されている。飛行船は19世紀後半に発明され、第1次世界大戦前後に大飛躍を遂げたが、固定翼航空機の発達に伴って衰退した。現代では、主として宣伝広告や観光飛行に小型飛行船が使われている。

しかしながら前進速度で揚力を得ている固定翼航空機と異なり、前進速度なしでも搭載ガスの浮力で空中に浮揚する飛行船は高空での定点滞空により適している、と考えられる。高度20km付近の風の弱い成層圏に複数の飛行船を定点滞空させ、通信中継、放送、地上監視等のプラットフォームにしようというのが、成層圏プラットフォームのコンセプトである。

このコンセプトのわが国における推進の一環として、ミレニアム・プロジェクトにおいて成層圏滞空試験機及び定点滞空試験機の開発が現在進められている。これらの開発において技術課題の解決が図られているが、成層圏プラットフォームそのものの開発では高高度を定点滞空するために更なる極限設計が求められる。従って、これらの試験機で明らかになった技術課題だけでなく、成層圏プラットフォーム開発における技術課題についても研究を進めておくことが必要である。

本論文では、成層圏プラットフォームの全般的な技術課題に触れるのではなく、プラットフォームとしての飛行船の構造設計に限定して課題を紹介する。

本書で取り上げている項目は、スペック、構造様式、膜材、荷重、応力、スロッシング、試験法である。

* 平成 15 年 4 月 18 日受付 (received 18 April 2003)

* 1 成層圏プラットフォームプロジェクトセンタ

1. まえがき

通信技術の発達に伴って、成層圏プラットフォームとしての飛行船の可能性が注目されている。飛行船は19世紀後半に発明され、第1次世界大戦前後に大飛躍を遂げたが、固定翼航空機の発達に伴って衰退した。現代では、主として宣伝広告や観光飛行に小型飛行船が使われている。

わが国では1930年ごろに半硬式の三式飛行船が製造されたが、その後飛行船隊は解散になり、戦後は飛行船の開発は行われていない¹⁾。

しかしながら前進速度で揚力を得ている固定翼航空機と異なり、前進速度なしでも搭載ガスの浮力で空中に浮揚する飛行船は高空での定点滞空により適している、と考えられる。高度20km付近の風の弱い成層圏に複数の飛行船を定点滞空させ、通信中継、放送、地上監視等のプラットフォームにしようというのが、成層圏プラットフォームのコンセプトである²⁾(図1)。

成層圏高度の低気圧ではHeガスの浮力も十数分の1になる。そのため船体を大型化する必要があり、軽量高強度の膜材開発が必要である。また有人でないため自律制御で運用する必要があり、離陸から上昇、定点滞空、降下、着陸の全フェーズでの制御技術も重要な技術課題である。さらには成層圏に数年間滞空させようとする、重量の点から太陽電池と再生型燃料電池の組み合わせが有望と見られている²⁾。成層圏プラットフォームの実用化あるいはそのための技術実証機の成立に向けて、軽量高効率な電源システムの早期の開発が必要である。



図1 成層圏プラットフォームの概念²⁾

このコンセプトのわが国における推進の一環として、ミレニアム・プロジェクトにおいて成層圏滞空試験機及び定点滞空試験機の開発が現在進められている²⁾。これらの開発において技術課題の解決が図られているが、成層圏プラットフォームそのものの開発では高高度を定点滞空するために更なる極限設計が求められる。従って、これらの試験機で明らかになった技術課題だけでなく、成層圏プラットフォーム開発における技術課題についても研究を進めておくことが必要である。

本論文では、成層圏プラットフォームの全般的な技術課題に触れるのではなく、プラットフォームとしての飛行船の構造設計に限定して課題を紹介する。

2. スペック^{3), 4)}

(1) 米国のスペック

米国ではFAAのAC(Advisory Circular)21-17-1A“Type Certification-AIRSHIPS”⁵⁾に、FAA-P-8110-2, Change 1, “Airship Design Criteria”⁶⁾または他の耐空性基準を使うことと規定されている。Airship Design Criteriaはパイロットを除く乗客9人以下の軟式飛行船に対する規定である。

一般的な安全率は1.5であるが、膜材については制限荷重の4倍の終局荷重に耐えることと規定されている。またスリット付きの膜材が制限荷重に対してスリットの進展の無い事を試験によって証明しなければならない。材料全般について統計的に設計値を定めるように規定されており、特にMIL-HDBK-5に記載されている材料特性については、荷重経路が単独の強度部材はA値適用、冗長性のある場合はB値適用と規定されている。

飛行荷重は運動荷重、突風荷重、エンジン荷重等を含むが、その内の運動荷重については降下引起し等16ケースの荷重条件が規定されている。突風については最大水平飛行速度に対して25ft/sec、最大突風強度に対する設計速度に対して35ft/secの孤立突風が規定されている。但し、突風荷重により外皮膜に働くモーメントの計算式が示されており、他に妥当な方法が無い場合はこの式で計算すればよい。地上荷重や係留荷重、ハンドリング荷重についても規定されている。

内部及び外部のゴンドラ等を支持するための構造において膜材が使われているところでは、接合部がピール荷重を受けないように設計することと規定されている。

(2) ヨーロッパのスペック

ヨーロッパではJAR21JAに従って型式証明を取ることになっているが、対応する飛行船の規定(JAR)は無く、証明は国単位で行うことになる。イギリスではBritish Civil Airworthiness Requirements CAP471 Section Q,

“ Non-rigid Airship ”⁷⁾ が2つ以上のピストンエンジンを有し、人間が操縦する、体積 42,450m³ (1,500,000ft³) 以下の軟式飛行船に適用される。この中では金属材料に対する安全率は1.5と規定されているが、非金属材料に対する規定値は無く、当局と相談して決めることになっている。膜材の安全率も示されていない。

ドイツ LBA (Luftfahrt-Bundesamt) とオランダ RLD (Rijksluchtvaartdienst) が共同で作成した “ Transport Airship Requirements ”⁸⁾ では軟式、半硬式、硬式のそれぞれのタイプの飛行船に対する規定が示されている。膜材の安全率は、硬式船に対して特別な規定が無い。従って、一般部と同じ1.5が適用される。軟式船及び半硬式船に対しては4が規定される。全ての形態にたいして制限荷重で膜材のクラック進展がないことを試験によって証明することが要求されている。空力荷重や荷重分布の予測が信頼に足るものでない場合、Enhancement Factor 1.33の適用が要求されている。例えば尾翼などが本規定適用の可能性がある。横滑り着陸時の垂直荷重倍数は、“ Airship Design Criteria ”では1Gと決められているが、水平着陸時の荷重倍数と同じでよいと変更されている。

(3) わが国のスペック

飛行船に対する法的な規制は、わが国では耐空性審査要領⁹⁾の中に含まれている。第 部 “ 軟式飛行船 ” においては、飛行性、強度、設計及び構造、動力装備、装備、運用限界、標識及び飛行規程が規定されている。全般として固定翼航空機やヘリコプタを規定している他の部と比べると記述が少なく、第 部 (耐空類別が N, U, A, 又は C の飛行機) および第 部 (耐空類別が TA 又は TB 級の回転翼航空機) の規定も一部適用される。特徴的な項目としては、気のう (エンベロップ) の安全率として5が規定されている。但し、瞬間的な破裂をしない事を証明できる場合にあっては、安全率を2まで下げても良いことになっている。なお半硬式飛行船や硬式飛行船に対する規定は無い。

3. 構造様式

(1) 硬式、半硬式、軟式

飛行船の構造は、図2に示されるように硬式 (rigid)、半硬式 (semi-rigid)、軟式 (non-rigid, blimp) の3種類に大別される。グラーフ・ツェッペリン号やヒンデンブルグ号 (図3) のようにアルミのフレームやストリングで骨格が構成され、その外側を膜材で包んでいる構造が硬式である。飛行荷重や地上荷重は骨格が受け持ち、膜材は内部ガスの袋である。軟式船及び半硬式船の場合、船体形状は船体内のガスの圧力によって保たれる。半硬式船は、キール等の部分的な骨格を有し、曲げ荷重はキールと膜材が分担して受け持つ。1997年にプロトタイプが初飛行し、現在商業飛行を行っているツェッペリン NT (全長75m) がこのタイプである (図4)。軟式船にはこのような骨格がなく、外皮膜が圧力及び荷重を受け持つ。最近の小型飛行船は殆どがこのタイプである (図5)。

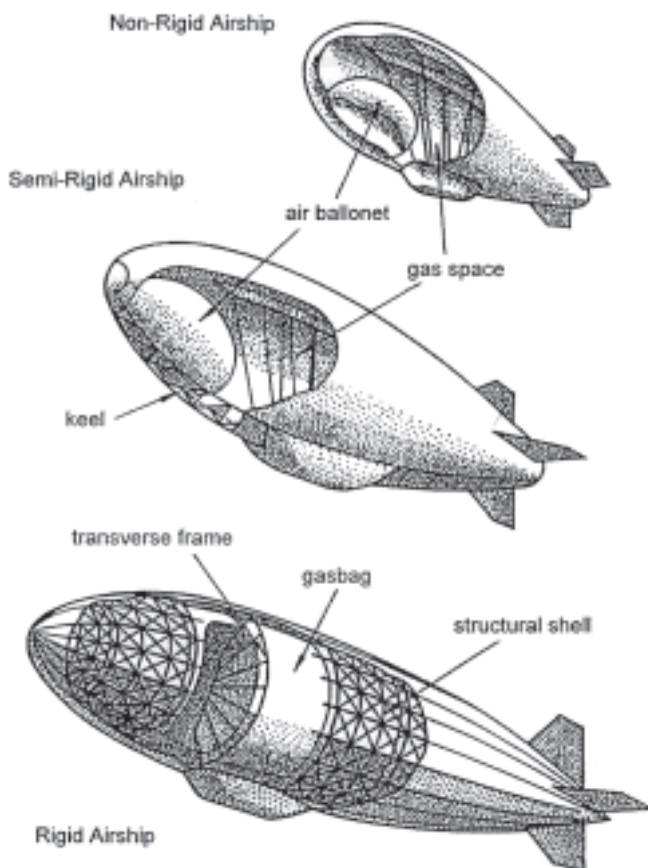


図2 飛行船の構造様式¹⁰⁾

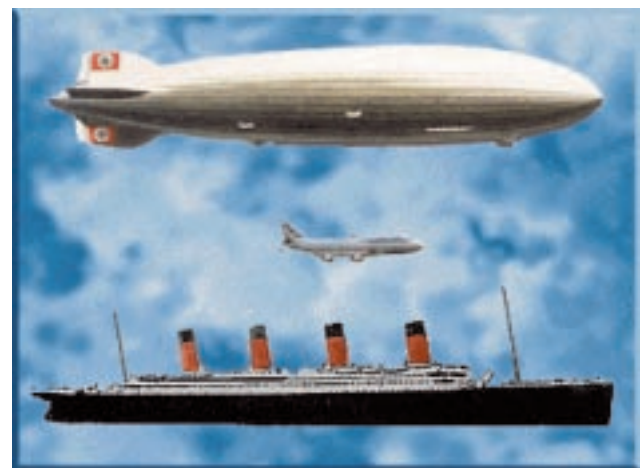


図3 硬式飛行船の例 (ヒンデンブルグ号 - B747, タイタニック号との大きさの比較)¹⁸⁾



図4 半硬式飛行船の例 (Zeppelin NT)¹⁷⁾

飛行船の黎明期には大型飛行船を軟式で成立させるだけの強度を有する膜材がなく、内部ガスの圧力に耐える大きさから軟式か硬式かの選択がなされた。全長236.6mのグラフ・ツェッペリン号、全長245mのヒンデンブルグ号は硬式船であった。近年の全長75mのツェッペリンNTは半硬式を選択した²⁵⁾が、60m級以下の小型飛行船は軟式を選択している。但し1959年に1号機が完成したアメリカ海軍のZPG-3W型哨戒飛行船は全長123m(体積42,500m³)であるが、2プライのポリエステル繊維の膜材を用いた軟式船であった^{1), 10)}。近年の膜材の進歩により、膜材強度による構造様式の制限は大幅に緩和され、むしろ装備性、軽量化、コストの観点から構造様式の選択がなされている。

(2) エンベロップ及びバロネット

エンベロップ(外皮膜)の中はHeガスが充填されているが、浮力制御及びピッチ制御のために複数の空気袋(バロネット)を内部に持つ。通常の飛行船では、地上付近でバロネットはエンベロップ容積の20~30%程度を占め、残りの70~80%がHeガスである。このHeガスと外部空気との密度差による浮力と飛行船の重量が釣り合っている。飛行船が上昇すると外部空気の圧力が下がり、内部のHeガスが膨張する。それに対してバロネットの空



図5 軟式飛行船の例 (ATG AT-10)¹⁹⁾

気を排気バルブによって排出し、内部ガスの圧力がある値を超えないように調節する。エンベロップの全容積がHeガスで充填され、これ以上は膨張できない状態が、圧力高度と呼ばれる上昇限度である。内部ガスの圧力は通常数10mmAq (= 数hPa)である。また許容圧力内でバロネットの空気量を増やすと、高度が下がる。逆に空気を抜くと高度が上がる。前方バロネットの空気を増やすとHeガスの圧力が上昇し、後方バロネットの空気がリリーフバルブから抜ける。すると前方が重くなりピッチダウンを起こす。逆にすればピッチアップとなる。

通常の飛行船は高度2~2.5kmが上昇限度であるが、成層圏プラットフォームでは高度約20kmまで上昇し、その高度では空気密度が地上の14分の1になる。従って、地上ではエンベロップ内の空気は93%、He7%程度の比率とする必要がある。このような形態においてエンベロップ内の空気の動きを抑え、安定を保つための方策としてマルチセル方式(図6)が検討されている。この方式であればバロネット方式におけるスロッシングも発生が抑制される。

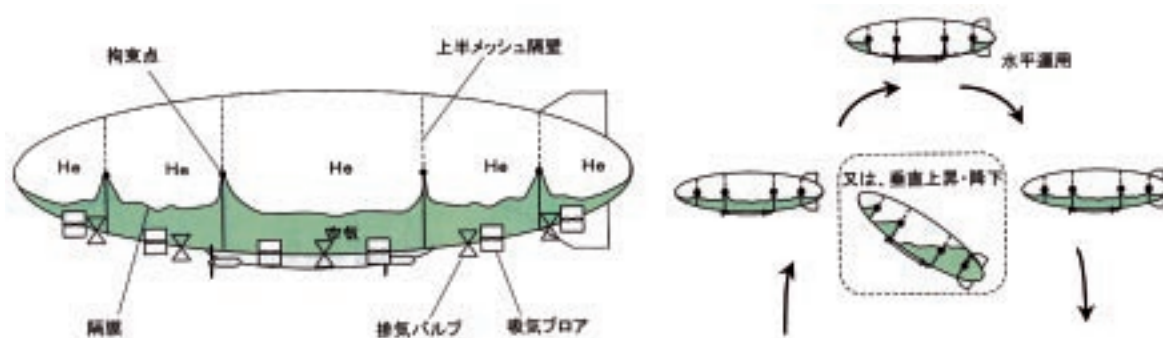
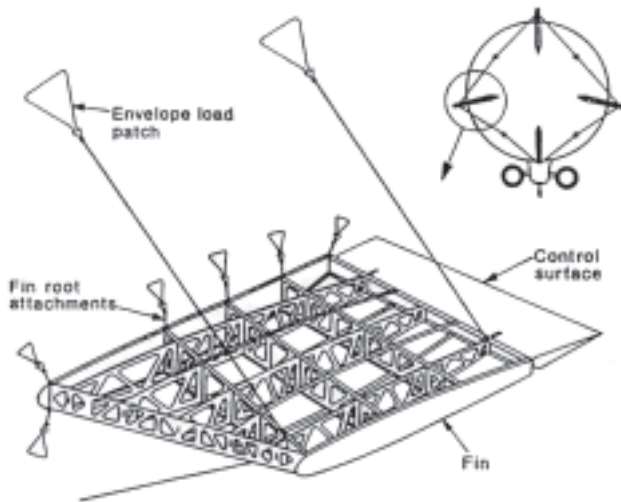


図6 マルチセル方式

図7 尾翼構造¹⁰⁾

(3) 尾翼

空力的安定のために尾部に尾翼を取り付け、ピッチ安定及び方向安定を保つ。尾翼の後部にはエレベータやラダーを設ける。尾翼の配置は十字型や逆Y型、X型等がある。水平になる尾翼には多少の下半角を持たせ、雪が積もらないようにする。硬式船の場合は、骨格構造に取り付けるが、軟式船ではロープによって固定する。なお他のロープも同様であるが、ロープ端部のエンベロップとの取り付け部にはピール荷重が作用しないように設計することが必要である。

尾翼の構造そのものは、外皮膜と同じように内部に加圧空気を入れて形状を保たせる場合もあるが、航空機と同じようにスパーやリブ等で荷重を持たせ、外側のみを膜材で作る例もある(図7)。

(4) 船首構造

飛行船は地上ではマストに係留される場合が多い。そのために先端部にはパウ・キャップと呼ばれる補強構造が設けられ、マストへの取り付け用のプローブや重心調整用の質量等が取り付けられる。通常、エンベロップ直径の10～15%程度の直径を有し、マスト反力をエンベロップに伝える。

パウ・キャップの後方には、バテンと呼ばれる傘の骨みtainな構造が外皮膜の外側に付けられて補強される(図8)。バテンそのものはアルミ合金のパイプ構造が一般的なようである。エンベロップ全長の8%程度の長さを有するのが一般的とされている¹⁰⁾。

(5) ゴンドラ

飛行船の装備品を搭載したり、乗員・乗客が搭乗するためにゴンドラが飛行船の下部に取り付けられる。ゴン

図8 船首構造¹⁰⁾

ドラはカテナリーと呼ばれるロープまたは膜材によって飛行船の上部の膜材から吊るされる。また前後及び横方向の動きを拘束するために船側の外皮膜との間にロープ又はスカートを設ける(図9)。硬式船や半硬式船の場合は骨格構造に固定される。

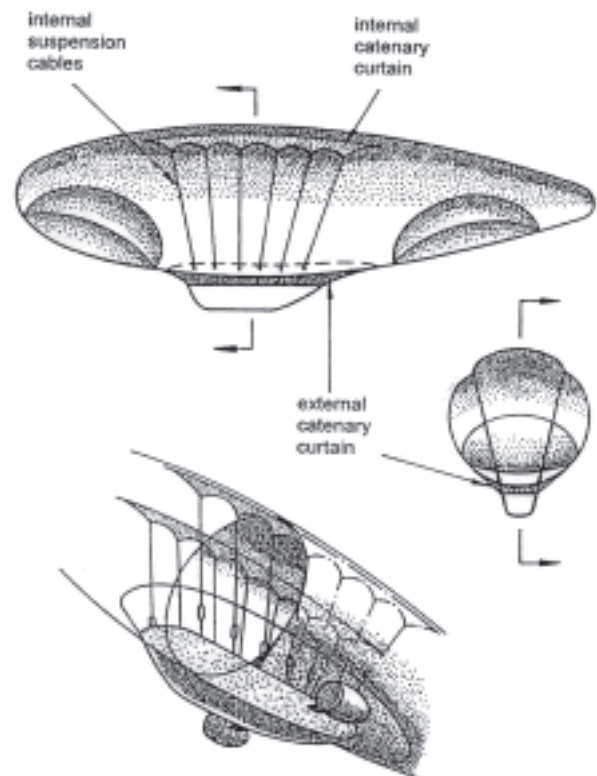
図9 軟式飛行船の内部構造¹⁰⁾

表 1 飛行船体積推算

会社	ATG	Global Skyship Industries	Zeppelin NT	Zeppelin	Zeppelin
飛行船	AT - 10	Skyship 600	LZ N07	Graf Zeppelin	Hindenburg
全長, m	41.4	59	75	236.6	245.0
最大直径, m	10.7	15.3	14	30.5	41.2
L / D	3.9	3.9	5.4	7.8	5.9
体積, m ³	2,500	7,008	8,225	75,000	200,000
推算体積, m ³	2,200	6,400	6,800	102,345	193,000

(6) 脚

脚はゴンドラの下側の、飛行船の重心付近に取り付けられる。ハンドリングや離着陸のため、タイヤ部は360度自由に方向が変わるようにすべきである。脚はスタティック・ヘヴィネス（浮力が飛行船重量よりも少ない状態）で離陸する場合に、Rolling Take-Offを行って揚力を稼ぐ場合にも使用される。Airship Design Criteria では3ft/sec以上の沈下率に対して設計するように要求されている。

(7) 推進器

推進器は推力だけを分担するだけでなく、チルトさせて上昇力や下降力を持たせる形式が最近は増えている。地上作業員の保護のためにダクティッド・ファン形式になっている場合が多い。通常はゴンドラに推進器は装備されるが、船尾や船首に姿勢制御用に設置される場合もある。

(8) サイズ

飛行船の仕様としては、全長(L)や最大直径(D)よりはむしろ船体体積(V)で表されることが多い。Ref.10にYoung(1939)が提唱した $0 < D/L < 0.35$ に対する近似式として、

$$A/L^2 = 2.33D/L$$

$$V/L^3 = 0.465(D/L)^2$$

が示されている。ここで A は船体の表面積である。厳密な計算はCATIA等で行うことが必要であるが、概算には役立つ式である。表1に代表的な飛行船についての計算結果を示す。全体に小さめの体積を与えるが、Graf Zeppelinのように L/D が大きなものについての精度は良くない。

4. 膜材

飛行船に使用される膜材は各種材料の積層で構成されている。膜材の主体を成すのは基布であり、強度及び剛

性を受け持つ。基布は太陽光やこすれ等により強度が低下するため、保護材を表面に接着することが多い。浮力ガスとして使用されるHeは分子が小さいため、ガスバリア材を接着することもある。

(1) 基布

従来の飛行船の膜材として有名なのはポリエステル製の1種のダクロン(Dacron, Du Pont)である。強度材に要求されるのは高強度で高破断歪である。最近はベクトラン(Vectran, クラレ)やザイロン(Zylon, 東洋紡績)が飛行船用の高強度膜材として開発され、軽量化とともに大型軟式船の可能性が出てきた。表2に繊維の特性を示すが、引張り強度で比べるとベクトラン及びザイロンはダクロンのそれぞれ約3倍及び6倍の強度を有する。

(2) 防護材及びバリア材

防護材としてはテドラー(Tedlar, Du Pont), レクサン(Lexan), アルミニウム皮膜等がある。ザイロンの耐光性向上のために、アルミ蒸着テドラーが積層されている。また表面のこすれに対してはポリウレタンが接着面の機能も兼ねて使用される例が多い。外表面側はスーパーヒートの原因となる太陽輻射による温度上昇を防ぐため、 α を最小にするような工夫も必要である。ここで α は太陽光吸収率、 ρ は輻射率である。

ガスバリアとしては、エチレン・ビニルアルコール共重合樹脂であるエパール(EVOH, クラレ)が使用される。

(3) 外皮膜およびパロネット膜

飛行船の外皮膜に要求される特性は、高強度、軽量、大破断歪、高/低温での強度低下小、高温/湿度/紫外線等の環境条件に対する劣化小、耐光性、低He透過性、高

表 2 繊維特性^{10), 11)}

	ダクロン	ザイロン	ベクトラン
引張り強さ (MPa)	961	5800	3240
引張り弾性率 (GPa)	11.77	270	174.6
破断歪 (%)	10 - 15	2.5	3.8

クリープ強度等である。膜材の接合部の強度も同様に高いことが要求される。これらに対応するため、外皮膜は上記基布や防護材、およびバリヤ材の積層材である。例として航空宇宙技術研究所で検討されてきた膜材の例を図10及び図11に示す。高強度を誇るザイロンはアルミ蒸着テドラによって耐光性を持たせている。面密度 $203\text{g}/\text{m}^2$ 、常温での引張強度は横系方向で $1,313\text{N}/\text{cm}$ 、接着部引張強度は $1,097\text{N}/\text{cm}$ である。板厚は 0.2mm である。ベクトランはエパールを積層して1重膜構造でHeガスのバリヤ性も持たせている。なおデニール(denier)は繊維の太さの単位であり、 $9,000\text{m}$ あたり 1g の質量となるのが1デニールである。

パロネット材料に要求されるのは、低 He /空気透過性、こすれや折れ曲げに対する強度低下小、軽量等である。

(4) 膜材強度と船体サイズ

実際の設計上、問題になるのは膜材そのものの強度ではなく、接合部の強度である。膜材は 1m 幅や 1.5m 幅で製造されるため、必ず接合部が存在し、一般部よりも強度が低いため接合部が強度評定になる。接合部はある程度までは重ねあわせ量を増やせば、接合強度を向上させることが出来る。しかしながらそれに伴って重量が増加するので、設計は重ね合わせ量増加による強度増加と重量増加のトレードオフになる。

後の章で示すように、内部ガスの圧力によって膜材にかかる応力は船体の半径に比例する。従って、膜材の許容応力が小さいと飛行船のサイズが限定される。Ref.13によると、1927年ごろの膜材は面密度 $470\text{g}/\text{m}^2$ 、強度

$137\text{N}/\text{cm}$ のゴム引き綿布である。これを使った軟式船は体積 $5,700\text{m}^3$ 以下であった。一方、1986年頃になると、2プライのネオプレン被覆ポリエステルで面密度 $370\text{g}/\text{m}^2$ 、強度 $347\text{N}/\text{cm}$ と向上している。軟式船の体積は膜材の強度の2.4乗に比例する¹³⁾と言われており、強度が2倍になれば体積は5倍にすることが出来ることになる。ザイロンはゴム引き綿布の約8倍の強度を有するので、体積は約150倍まで可能ということになり、膜材強度による軟式船の大きさの制限は大きく緩和されている。

実際の運用においては膜材のクーボン試験片を外部に貼り付けておき、定期的に強度試験を実施することによって膜材の劣化をモニタし、強度が設定値以下になれば寿命が来たと判断しているようである。

5. 荷重

飛行船に作用する荷重としては、飛行荷重(運動荷重、突風荷重、エンジンに関わる荷重)、操縦系統荷重(操縦面荷重、操縦系統荷重、操舵力荷重等)、地上荷重(着陸荷重、係留荷重、ハンドリング荷重、非常着陸荷重)である。飛行船の荷重を計算する場合、船体周囲の空気の運動による付加質量を考慮しなければならない。

飛行荷重の内、運動荷重についてFAAのAirship Design Criteriaには、水平飛行や旋回等16のケースが示されている。各高度、最小から最大の間の設計重量、可能性のある重量分布について、これらの荷重ケースに対する検討を求めている。

突風荷重については、設計水平最大速度に対して $25\text{ft}/\text{sec}$ 、最大突風強度に対する設計速度に対して $35\text{ft}/\text{sec}$ の

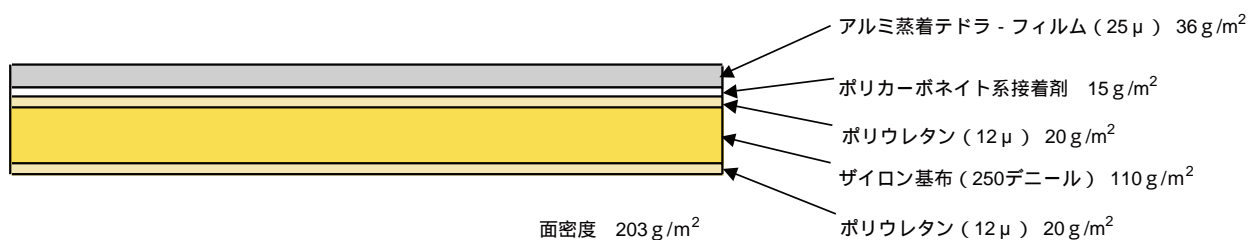


図10 ザイロン膜材構成例¹¹⁾

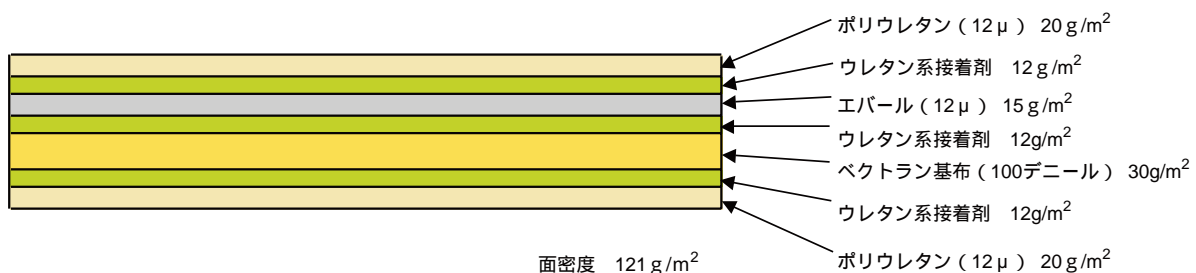


図11 ベクトラン膜材構成例¹¹⁾

孤立突風が与えられている。突風の方向は全方位である。飛行船船体に加わる曲げモーメントは、空気力、慣性力、運動や突風による加速度、推力及び抵抗、浮力等を全て考慮して求められるが、突風に対しては FAA Bending Moment Formula として簡易計算法が規定されており、他に適当な方法がなければこれによって突風による曲げモーメントを計算すればよいとされている⁶⁾。

$$M = 0.029 \left[1 + \left(\frac{L}{D} - 4 \right) (0.5624 L^{0.02} - 0.5) \right] uv V^{\frac{1}{4}}$$

ここで

L ; 船体長 (ft)

D ; 船体最大直径 (ft)

; 空気密度 (slugs/ft³)

u ; 突風速度 (ft/sec)

v ; 飛行船の速度 (ft/sec)

V ; 船体体積 (ft³)

であり、上式は L/D が 4 から 6 の範囲に適用される。 L/D が 4 以下の場合は 4 とする。

Ref.10 には最悪の突風又は運動によって飛行船に加わる荷重倍数の増加分として、上下 0.75g、左右 0.5g、前後 0.5g 程度と記されている。これは固定翼航空機の数分の 1 の値である。

その他に、エンジン・トルク、エンジン・マウントへの横荷重、エンジン停止荷重、ジャイロ荷重が規定されている。

操縦系統荷重では、運動荷重及び突風荷重に対応した操縦系統の荷重に対して設計するように規定されている。

地上荷重の内、着陸荷重に対しては 3ft/sec (0.914m/sec) 以上の沈下率に対して垂直荷重倍数 n を求めるように、FAR、BCAR、TAR では規定されている。但し横滑り着陸に対して、垂直 1G、横 0.55G の値が FAR では与えられているのに対して、TAR ではそれらの値に水平着陸に対する垂直荷重倍数を乗じた値が規定されている。着陸沈下率に対する荷重計算法は Ref.10 に記されているが、船体周りの空気による付加質量も計算に入れることが必要である。これによって考慮しない場合の 2 倍程度に荷

重倍数は増加する。

係留及びハンドリング荷重については、7 ケースが Airship Design Criteria に規定されている。非常着陸時の搭乗者に対する荷重倍数も規定されているが、各国で数値に差がある。表 3 にそれぞれの規定値を示す。

6. 応力

ここでは軟式船の外皮膜の応力について基本的な式を示す。

内圧 p を受ける半径 $r(x)$ の回転体の長手方向及びフープ方向の膜応力(単位幅あたり荷重 = 応力 × 板厚) $L(x)$ 及び $H(x)$ は、フープ方向及び長手方向の曲率半径をそれぞれ r_H 、 r_L とすると、

$$L(x) = \frac{1}{2} p r_H(x)$$

$$H(x) = p r_H(x) \left(1 - \frac{1}{2} \frac{r_H}{r_L} \right)$$

$$H(x) = r(x) \left[1 + (r'(x))^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$L(x) = \left| \frac{\left[1 + (r'(x))^2 \right]^{\frac{3}{2}}}{r''(x)} \right|$$

と表される¹⁶⁾。ここで $r'(x) = dr(x)/dx$ である。

飛行船の中央部が曲げモーメント最大になるが、その付近では円筒と近似できる。その場合、

$$H(x) = r(x)$$

$$L(x) =$$

$$L(x) = \frac{1}{2} p r(x)$$

$$H(x) = p r(x)$$

となる^{10), 16)}。即ち、長手方向の内圧による膜応力はフープ方向の膜応力の半分である。また膜応力は船体の半径に比例して大きくなり、膜材の許容応力によって船体の直径が制約されることになる。実際には膜材の許容応力というよりは、その接合部の許容応力の方が小さいので、それが評価応力になる。

表 4 に内圧によるフープ応力を示した。また参考として膜材の許容応力 1000N/cm の場合に、フープ応力が許容応力を越える範囲を色塗りで示した。黄色の部分が安全率を 5 とした場合、緑色の部分が安全率を 4 とした場

表 3 非常着陸に対する終局荷重倍数^{6), 7), 8)}

	FAA-P-8110-2	BCAR CAP471	TAR
上方	0	1.5	1.5
下方	3	4.5	4
前方	2.5	4	4
後方	1	4	4
側方	1	0-4	4

表4 内圧によるエンベロップ膜応力

膜材応力 σ_H [N/cm]		内圧 p , mmAq									
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
全 長 L m	50	6	13	19	25	32	38	44	51	57	63
	60	8	15	23	30	38	46	53	61	68	76
	70	9	18	27	35	44	53	62	71	80	89
	80	10	20	30	40	51	61	71	81	91	101
	90	11	23	34	46	57	68	80	91	102	114
	100	13	25	38	51	63	76	89	101	114	127
	110	14	28	42	56	70	83	97	111	125	139
	120	15	30	46	61	76	91	106	121	137	152
	130	16	33	49	66	82	99	115	132	148	164
	140	18	35	53	71	89	106	124	142	159	177
	150	19	38	57	76	95	114	133	152	171	190
	160	20	40	61	81	101	121	142	162	182	202
	170	22	43	65	86	108	129	151	172	194	215
	180	23	46	68	91	114	137	159	182	205	228
	190	24	48	72	96	120	144	168	192	216	240
	200	25	51	76	101	127	152	177	202	228	253
	210	27	53	80	106	133	159	186	213	239	266
	220	28	56	83	111	139	167	195	223	250	278
	230	29	58	87	116	145	175	204	233	262	291
	240	30	61	91	121	152	182	213	243	273	304
	250	32	63	95	127	158	190	221	253	285	316
	260	33	66	99	132	164	197	230	263	296	329
	270	34	68	102	137	171	205	239	273	307	342
	280	35	71	106	142	177	213	248	283	319	354
	290	37	73	110	147	183	220	257	293	330	367
	300	38	76	114	152	190	228	266	304	342	380

接着部強度，一般部強度：1000N/cm

安全率 4 (FAA-P-8110-2, TAR)

安全率 5 (耐空性審査要領)

: 1000/4 = 250N/cm

: 1000/5 = 200N/cm

合に越える範囲である。 L/D は4を仮定した。例えば全長200mの場合でも内圧が70mmAq以下に保たれれば，安全率5でも許容応力を越えない。

飛行船の船体は，内部圧力 p のみでなく曲げモーメント M 及び推力 T を受ける。半径 r の外皮の長手方向の応力 σ_L は，

$$\sigma_L = Mr \left[\frac{t}{I} \right] + \frac{T - p}{2} \frac{r^2}{r}$$

であり， r が大きければ，

$$\frac{I}{t} = r^3$$

である。曲げや推力を受けても外皮膜が剛性を維持する

ためには，長手方向の応力が負になってはならない。従って，その時の必要最低内圧 p_{\min} は，

$$p_{\min} = \frac{2M}{r^3} + \frac{T}{r^2}$$

と表現できる。一方，推力 T を無視した場合に外皮膜の圧縮側にキンクを発生させる曲げモーメントをwrinkling load と呼ぶ。

$$M_w(x) = \frac{1}{2} pr(x)^3$$

通常 外皮膜にキンクが発生することは許容されない。上記wrinkling loadは内圧 p に比例するが，軟式船の場合，船体の形状を保持するための最低内圧 p_{\min} が数十mmAq

に決められている。この最低内圧に対して許容曲げモーメントが決められる。

7. スロッシング

パロネットは通常エンベロップの下面側に配置される。パロネットの設計においてはパロネット・スロッシュを防ぐように考慮しなければならない。パロネット内の空気は飛行船の運動に伴って振動する。通常はすぐに減衰するが、両者の固有振動数が近接するとスロッシングが持続し、飛行船の運動に影響を与える。Ref.21にパロネット・スロッシュと飛行船の縦運動との連成した運動方程式が定式化され、パロネットのサイズや形状によってスロッシングの影響が異なることが示された。ここでは基本的な考え方のみを示す。

直方体容器の中の液体のスロッシング周波数は^{22), 23), 24)},

$$\omega_n^2 = \frac{g(2n-1)}{a} \tanh \frac{(2n-1)h}{a}$$

と表される。ここで

g ; 重力の加速度

a ; 容器の運動方向の長さ

h ; 流体の深さ

である。またスロッシングを等価なバネ - 質量系に置き換えると、等価スロッシング質量 m_n 及び等価バネ k_n はそれぞれ下記の式で表される。

$$m_n = \frac{8 \tanh[(2n-1)h/a]}{(2n-1)^3 (h/a)} M_L$$

$$k_n = m_n \omega_n^2$$

ここで M_L は流体の質量である。

スロッシングで問題になるのは1次モードであるが、

例えば $a = 30\text{m}$, $b = 10\text{m}$, $h = 8\text{m}$ のパロネットを想定すると、地上付近の空気 $= 1.225\text{kg/m}^3$ に対して、

$$\omega_1 = 1.013\text{rad/sec}, \quad f_1 = 0.161\text{Hz}$$

$$m_1 = 1950\text{kg}$$

$$k_1 = 2000\text{N/m}$$

となる。ちなみに $M_L = 2940\text{kg}$ であり、約2/3の質量を有する等価質量が振動していることになる。周期は約6秒であり、飛行船の固有振動数との連成がない事を確認することが必要である。

8. 試験法

ここでは飛行船に特有な試験の一部を紹介する。

(1) 引裂き強度 (Tearing Strength) 試験

制限荷重に対して膜材が亀裂進展なしで耐荷することを証明するために、引裂き強度試験が Airship Design Criteria では要求されている。供試体形状を図12に示すが、供試体5体の最大耐荷荷重の平均値を引裂き強度 C_S と定義する。

これに対してCritical Slit Length L を求める経験式として Ref.15 に

$$pr = \frac{1.4C_S}{L^{0.525} \left[1 + \frac{L}{r} \right]}$$

と与えられている。ここで

p ; 内部ガス圧力

r ; 円筒の半径

である。

(2) 水模型試験

エンベロップの変形を模擬する試験として、水模型試験がある。実物と全く同様の材料、構造様式のエンベロップにHeの代わりに水を入れて、エンベロップに作用

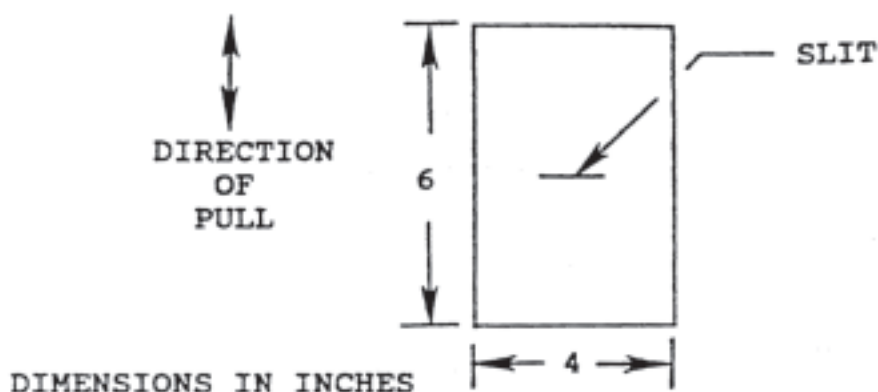


図12 引裂き強度試験片形状⁶⁾

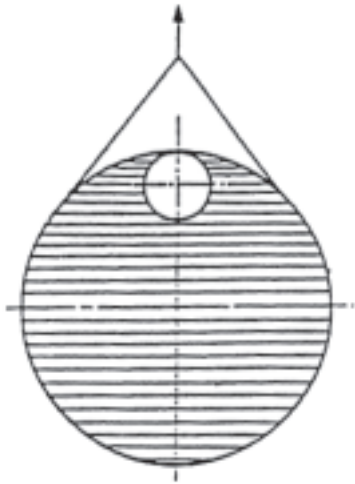


図 13 水模型試験 20)

する荷重を合わせ、変形状態を測定する。Ref.20 に示されるように、模型の縮尺を n とすると、

$$n^2 = \frac{\rho_a' - \rho_i'}{\rho_a - \rho_i}$$

の関係がある。ここで

ρ_a' ; 水の密度 (模型)

ρ_i' ; 空気密度 (模型)

ρ_a ; 空気密度 (実機)

ρ_i ; He 密度 (実機)

であり、地上付近の浮力状態を模擬するなら、

$$\rho_a' = 1000 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_i' = \rho_a = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_i = 0.168 \text{ kg/m}^3$$

であるので、 n は約 31 となる。

この試験では、He による浮力を水の重力で模擬するため、模型は上下逆さまに吊り下げる (図 13)。なおエンベロップの重量を差し引くために、エンベロップ重量分の水の体積の気のうを入れた状態の図を示してある。

9. あとがき

飛行船の構造設計に関するトピックスをまとめた。開発において注意すべき点を中心に記したので、今後の設計においては参考にしていただければ幸いである。また飛行船の設計と関係のない方も、飛行船特有の設計問題を理解していただければありがたい、と考えている。

References

- 1) 田中新造, “飛行船の雑学”, グラフ社, 1983
- 2) 横幕良生, “日本における成層圏プラットフォーム飛行船システム研究開発の進捗”, SPSW2001 第3回成層圏プラットフォームワークショップ, 平成13年

10月1日 - 2日

- 3) R. Gritzbach, "Application of regulations for Certification and Operation", 3rd International Airship Convention and Exhibition, 2000, Friedrichshafen, Germany, July 1-5, 2000
- 4) I. T. Donaldson, M. E. Rentell, "The state of airship international regulatory developments today", 4th International Airship Convention and Exhibition, 2002.
- 5) FAA AC No.21-17-1A "Type Certification-AIRSHIPS", US. Department of Transportation
- 6) FAA-P-8110-2, "Airship Design Criteria", US. Department of Transportation
- 7) British Civil Airworthiness Requirements CAP471 Section Q, Non-rigid Airships Issue 1", Civil Aviation Authority, Dec.1979
- 8) "Transport Airship Requirements", Rijksluchtvaartdienst, The Netherlands and Luftfahrt-Bundesamt, Germany.
- 9) 耐空性審査要領, 国土交通省航空局
- 10) Gabriel A. Khoury and J. David Gillett ed., "Airship Technology", Cambridge Aerospace Series 10, Cambridge University Press, 1999
- 11) 佐野政明, “成層圏プラットフォーム飛行船の膜材開発”, SPSW2000 第2回成層圏プラットフォームワークショップ, 東京, 2000.9.21-22
- 12) Janet Folkes, "Advanced Design Technology of Airship Structure", SPSW2000 第2回成層圏プラットフォームワークショップ, 東京, 2000.9.21-22
- 13) J.E.Houmard, "Maximum Size of a Nonrigid Airship", AIAA-86-2736, AIAA/AHS/ASCE Aircraft Systems, Design & Technology Meeting, Dayton, Ohio, October 20-22 1986.
- 14) J. Munk and R. Hillsdon, "The Design Challenge of a Long Endurance Airship", AIAA-92-1266, 1992 Aerospace Design Conference, Irvine, CA., February 3-6, 1992
- 15) Tim Miller and Mathias Mandel, "Airship Envelopes: Requirements, Materials and Test Methods", 3rd International Airship Convention and Exhibition, 2000, Friedrichshafen, Germany, July 1-5, 2000
- 16) -Ing. Martin Kraska, "Structural Analysis of the CL160 Airship", 14th Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition, Akron, Ohio, USA, July 15-19, 2001
- 17) "Airship and Blimp Resources", <http://www.hotairship.com/database/index.html>
- 18) "Zeppelin Library Archive", <http://www/>

- ciderpresspottery.com/ZLA.html
- 19) "ATG Homepage", <http://www.airship.com/>
- 20) 関根仁, “航空船工学”, 東学社, 1940
- 21) 前川昭二, 斉藤勝也, “パロネット・スロッシュを考慮した飛行船の縦の運動方程式の定式化”, 航空宇宙学会論文集 Vol.51, No.595, 2003 年 8 月
- 22) H. Norman Abramson ed., "The Dynamic Behavior of Liquids in Moving Containers with Applications to Space Vehicle Technology", NASA SP-106, 1966
- 23) A. Kareem and W. -J. Sun, "Stochastic Response of Structures with Fluid-Containing Appendages", J. of Sound and Vibration, pp.389-408, Vol.119, No.3, 1987
- 24) R. A. Ibrahim, V. N. Pilipchuk, T. Ikeda, "Recent Advances in Liquid Sloshing Dynamics", Applied Mechanics Review, Vol.54, No.2, March 2001
- 25) R. Schütze and H. C. Goetting, "Carbonfiber-Based Structural Elements used in the Truss Structures of the Zeppelin NT and Future Applications of Active Struts", 3rd International Airship Convention and Exhibition, 2000, Friedrichshafen, Germany, July 1-5, 2000

独立行政法人航空宇宙技術研究所資料 772 号

平成 15 年 6 月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7・44・1
電話 (0422) 40・3935 〒182・8522
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1・7・8

© 2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

