高耐空性能を有する次世代型飛行船の基礎的研究

学生員 末 福 久 義* 正員 平 山 次 清**
 正員 平 川 嘉 昭** 正員 高 山 武 彦**

Basic Study on a Next-Generation Type Airship with High Air-Worthiness Quality

by Hisayoshi Suefuku, *Student Member* Tsugukiyo Hirayama, *Member*
 Yoshiaki Hirakawa, *Member* Takehiko Takayama, *Member*

Summary

In this paper, we have an aim developing the next-generation-type airship for resolving airworthiness problems especially for mooring condition. For this purpose, we propose the TORUS-TYPE AIRSHIP. The torus-type airship will have the advanced characteristics of airworthiness especially at mooring condition, and have advanced maneuverability especially for movement of any direction(forward, backward, left, right, rotation), but some instability at flight condition are considered.

At first, we designed a simplified torus-type airship model, and carried out towing experiments about aerodynamic characteristics of the model in upper water space of our huge towing tank instead of carrying out experiments in a wind tunnel. By introducing torus-type airship, we will be able to minimize the mooring area, reduce the maximum mooring forces, and in the result prevent the body damage at mooring. In the second, we developed a 3D Flight-simulation program using the data from the experiment. By using the numerical simulation, we can evaluate the performance of the torus-type airship from various viewpoints including mooring.

1. 緒 言

飛行船は周囲流体の密度は空気と水の違いはあるものの浮力を得る方法も含めて、水中船舶と力学的には同じである。従って研究成果はお互いに裨益するところがある。

現在、飛行船は新たな技術（材料、制御法等）により過去のものから再び蘇り商業飛行や観測・防災・災害救助といった役割に期待がかかっている。しかしながら、Fig.1(a)に示す従来型の飛行船 ZeppelinNT 号では屋外係留に要する敷地が広大な為、特に都会では敷地確保が難しく、郊外での離発着を余儀なくされ、利便性が悪いという問題がある。また、機体形状は前後外力が小さくなる紡錘型が主流であるが、前述の問題の解決を考えた場合、従来型の機体外形が最適であるかについては検討の余地がある。

(a) Photo of the conventional type (b) Image of the proposed type

Fig. 1 Each apparatus of airships

Fig. 2 Difference of the needed area

以上を着想点として、従来とは異なる機体形状により空力的な観点から必要係留敷地を最小化することが出来、なおかつ運動制御の観点から高耐空性能を有する次世代型飛行船の開発基礎研究が、本論文の目的である。

本論文が提案する次世代型飛行船は、Fig.1(b)のトーラス型（別称：円環もしくはドーナツ型）である。平面形状を円

* 横浜国立大学大学院工学府

** 横浜国立大学工学研究院

形とすることにより、等方的空力特性を持つことが出来、従来型飛行船と比べて方向制御がより容易になる^{1) 2) 3)}。新型飛行船の持つ特性は次の二点である。

- (1) 屋外係留時の風荷重の影響を等方化することが出来る。
さらに、固定係留を想定（水平回転運動を固定）した際、従来型に比べて係留マストにかかる最大荷重を小さく出来る。
- (2) 係留システムをトーラス型飛行船の中央ホールに設置することが出来る。機体中央を一点係留すれば必要敷地面積は円の外周が納まる面積で良い。Fig.2に示すように、この係留方法により従来型飛行船と同体積の飛行船の場合でも、係留面積を 1/4 にすることが可能となる。

飛行時にはピッチ方向の不安定性が予想されるが静的安定を含む動的安定性については、以下の章で述べる。

2. トーラス型模型

2.1 トーラス形状

本論文では、今回の実験が初期検討の段階であること及び模型製作性の観点から、Fig.3 と Fig.4(a)(b)に示すように機体外形としてリング断面が円形の単純トーラス型を採用した。その表面積 S_{ur} と体積 V_{ol} は式(1)(2)で表される。現在検討中の単純トーラス型は巡航中、比較的大きい空気抵抗を受けると考えられるが、このデメリットは今後、レンズ型・扁平型などへの形状最適化により軽減されると考える。なおトーラス型では無いが没水扁平体の流体力学的特性は村上⁴⁾の研究がある。ただし地面効果については言及されていない。

$$S_{ur} = 2\pi a \times 2\pi b = 4\pi^2 ab \quad (1)$$

$$V_{ol} = \pi b^2 \times 2\pi a = 2\pi^2 ab^2 \quad (2)$$

2.2 モデルの寸法

浮力つまりトーラス容積を一定に保つ場合、断面が円のリング形状ではトーラス全長 L のみが設計変数となる。本節では必要浮力と静安定性の為の復原モーメントの観点からモデル（模型）の寸法決定について述べる。

2.2.1 復原モーメント

Fig.5 に示すように、飛行船の場合は水中船舶と同じで浮心の移動は無いから復原モーメントは式(3)で計算される。図及び式中では、 M は Gondola を含む機体質量、 B はヘリウムガスによる浮力、 G_c は Gondola 部分重量を含む全体の

重量中心、 $\overline{G_c Z}$ は G_c 点と Z 点の距離、 $\overline{B_c G_c}$ は B_c 点と G_c 点の距離を示す。

$$M_{stability} = Mg \times \overline{G_c Z} = Mg \times \overline{B_c G_c} \sin \theta \quad (3)$$

Fig. 3 Simplified Torus type airship CG

Fig. 4 Torus type airship

Fig. 5 Restoring moment in heel or trim condition

2.2.2 モデルの寸法決定

本論文では現行の飛行船 ZeppelinNT（本論文では“従来型”と呼称）号を参考に、体積約 8000[m³]に一致するようにトーラス全長を変化させて、Fig.6・Table 1 に示す各候補の中から本論文で取り扱うモデル寸法を選定した。ゴンドラの大きさも従来型のゴンドラ（長さ 10.7[m]×幅 2.7[m]×高さ 2.7[m]、質量 2000[kg]）とほぼ同程度にしている。また B_CG_C の長さは（トーラスチューブ半径+ゴンドラ高さの半分）とし、以上を用いて静安定性を検証した。Fig.7 は復原モーメントレバーG_CZ 曲線を示す。トーラス全長の違いによる GZ の最大値を比較すると、ゴンドラ位置が最も低くなる場合、即ちトーラス全長が最も小さいときが GZ の最大値となる。しかし係留面積および静復原性の観点からトーラス外径が最小となる全長 30[m]の場合、係留及び他の装置の為に機体中央ホールは塞がれてしまう。その為、今回はトーラス型の特徴を保ちつつ中央ホールも確保した全長 35[m]の機体寸法を採用した。実験用モデル寸法は Table 2 に示されるスケールの中から、自由飛行実験時において機材積載に必要な予備浮力（約 1.0[kgf]）に基づいて決定された。勿論この形状の空力特性が最適になるとは限らないが、先ず係留の観点から決定した。その結果、1/14 スケールとして全長 2.5 [m]モデルを採用した。Fig.8、Table 3 に作製されたモデルの諸元を示す。さらに、中央ホールの有無による空力特性への影響を見る為に、モデル機体上面と下面に被せる直径 1.66[m]の

円形シートも用意した。円形シートを装着したトーラス型の飛行船はディスク型と呼称して実験・検討を行った。なお作製したモデルは軽量化のため骨組無し、厚さ 0.13[mm]、面密度 0.16[kgf/m²]のビニール製、ヘリウムガス充填としたため風圧などで若干の弾性変形は生じる。

Fig. 6 Candidate profiles of Torus type airship keeping volume as constant

Fig. 7 Curve of G_CZ according to inclination angle

Table 1 Candidate scale of Torus type airship keeping the volume constant as ZeppelinNT

Torus type							
L [m]	b [m]	a [m]	H [m]	Sectional Projected Area [m ²]	Surface Area [m ²]	Volume [m ³]	BG[m]
100.0	2.9	47.1	5.9	580	5452	8000	4.3
80.0	3.3	36.7	6.6	522	4813	8000	4.7
75.0	3.5	34.0	6.9	507	4638	8000	4.8
60.0	3.9	26.1	7.9	460	4057	8000	5.3
40.0	5.2	14.8	10.5	396	3053	8000	6.6
35.0	5.9	11.6	11.8	384	2705	8000	7.3
30.0	7.2	7.8	14.4	388	2217	8000	8.6
ZeppelinNT(Only Hull)							
Length[m]	Diameter[m]	Height with gondola[m]	Projected Area [m ²]	Surface Area [m ²]	Volume [m ³]	BG[m]	
75	φ14	19.5	814[m ²]	2600	8000	8.35	

Table 2 Candidate model scale of Torus type airship corresponding to the supposed actual one (L=35m)

Length [m]	b [m]	a [m]	H [m]	Projection Side Area [m ²]	Surface Area [m ²]	Volume [m ³]
35.00	5.91	11.59	11.83	383.99	2705.2	8000.0
1.75	0.30	0.58	0.59	0.96	6.8	1.0
2.20	0.37	0.73	0.75	1.52	10.7	2.0
2.38	0.40	0.79	0.80	1.77	12.5	2.5
2.50	0.42	0.83	0.84	1.96	13.8	2.9
2.52	0.43	0.84	0.85	2.00	14.1	3.0
2.78	0.47	0.92	0.94	2.42	17.0	4.0
2.99	0.51	0.99	1.01	2.81	19.8	5.0

Fig. 8 Photo of the Torus type airship model constructed

Table 3 Principal dimensions and parameters of the constructed Torus model(Measured)

Measurement Item	Unit
Length	2504 [mm]
Height	904 [mm]
Radius of the Tube	452 [mm]
Diameter of the Center Hole	696 [mm]
Thickness of the body Membrane Materials	0.13 [mm]
Dry Weight	2.30 [kgf]
Volume	3.23 [m ³]
Practical Reserved Buoyancy(contain He gas)	0.97 [kgf]

3. 機体モデルの定常流体力の計測実験

3.1 実験施設と装置

Fig. 9 (ページ最下段) に示すように、横浜国立大学が有する大型試験水槽空間 (全長 100[m]・幅 8[m]・水面から天井まで 5.04[m]) を利用して、拘束モデルを用いた曳航実験を行った。大学としては世界最大級の施設であり、比較的大きなモデルでも閉塞効果 (後述) が小さくなるメリットがある。実験モデルを細い支柱により曳航台車に拘束した状態で、トーラス型飛行船モデル機体の空力特性 (抗力・揚力・モーメント) を計測した。Fig.10 に最大クリアランス (後述) でモデルを拘束した様子を後方から撮影した写真を示す。拘束

Fig. 10 Photo of Torus model airship supported by frame

Fig. 11 The measurement instrument (side view)
(Shaded areas are fixed to the pushed carriage)

に際し、機体周りの流れに影響を及ぼさないよう可能な限り細いフレームを用いた。図中ではサイズ比較用に機体下に人を配置している。また、このフレームは Fig.11 にあるように各計測ゲージに支えられている。

風洞装置ではなく、大型水槽の上部空間を利用して曳航実験を行った理由として、試験モデル機体周りの流れの乱れが少ないことが挙げられる。風洞の場合、空気を送り込むプロペラにより流れに擾乱が生じ、整流板如何によって実験結果に影響を及ぼす。しかし曳航する場合、機体は乱れの少ない静止空気中を進んでいくために空気の擾乱影響も少なく、風洞と異なり実際の動的飛行状態も実験可能である⁵⁾。勿論計測時間が限られるという欠点はある。またモデル断面積と実験場空間全体の断面積の比 (閉塞率) は 3.3[%] であり、非常に小さく実験結果に与える影響は少ないと考えられる⁶⁾。

3.2 実験条件

トーラス型・ディスク型それぞれの空力特性を以下のケースについて測定した。

- 機体ピッチ角 (機首上げ方向を正)
 $-10[\text{deg}] \leq \theta \leq 10[\text{deg}]$ 刻み幅: 5[deg]
 $(-0.175[\text{rad}] \leq \theta \leq 0.175[\text{rad}])$
- 地面とのクリアランス (Fig. 12 中にて CLR , Clearance と表記)

地面効果の影響を見るためにクリアランスを変化させた。機体下面と曳航台車上に設置した仮床の間の距離を 80[mm]・526[mm]・1026[mm] と変化させた。最小クリアランス 80[mm] は想定トーラス型実機の場合の高度 1.12[m] に相当する。このクリアランスは係留時の高度を想定したものである。実機の高度の定義は、トーラス底面から地面までの距離とする。また係留時、ゴンドラはトーラス中央ホール内側にスライドし格納することを想定している。

- 速度

実験速度は 1.0[m/s], 1.5[m/s], 2.0[m/s] で行った。それらの実機速度及びレイノルズ数は Table 4 に示す。参考までにフルード数も記載した。

実機の飛行特性の検討には、粘性圧力抵抗係数や

Fig. 9 Towing tank and experimental apparatus

摩擦抵抗係数のレイノルズ数 Re による違い（寸法効果）を考慮しなくてはならないが、加速度運動を考慮する場合にはやはりフルード則がベースとなる。

Table 4 Reynolds number and Froude number of model and actual airship

Torus model in experiment				
$U_{Model}[m/s]$	1.0	1.5	2.0	4.2
Re	1.6×10^5	2.4×10^5	3.2×10^5	6.7×10^5
Fn	0.2	0.3	0.4	0.8
Actual Torus type airship				
$U_{Actual}[m/s]$	3.7	5.6	7.4	16.3
Re	8.3×10^6	1.3×10^7	1.7×10^7	3.7×10^7
Fn	0.2	0.3	0.4	0.8
Actual conventional airship(ZeppelinNT)				
$U_{Actual}[m/s]$	5.3	8.0	10.0	22.4
Re	2.5×10^7	3.8×10^7	4.8×10^7	1.1×10^8
Fn	0.2	0.3	0.4	0.8

以上の観点から、実機の飛行特性の検討には、粘性圧力抵抗係数やフルードの相似則より、地面効果の影響が無い状態で、従来型と同じ巡航速度におけるトーラス型飛行船の運動性能を考察するためには曳航速度は4.0[m/s]で実験を行う必要がある。しかし曳航装置の安全性も考慮し最大2.0[m/s]とした。参考とした ZeppelinNT の巡航速度には達しないが離発着近辺の速度はカバーしていると考えられる。

なお、ここでのフルード数 (Fn)、レイノルズ数 (Re) の定義は式(4)(5)である。 L はトーラス全長、 U は速度、 g は重力加速度、 ν は空気の動粘度を示す。

$$F_n = \frac{U}{\sqrt{gL}} \quad (4)$$

$$R_e = \frac{UL}{\nu} \quad (5)$$

モデル機体後端と計測室側壁との距離

(Fig. 12 にて HD, Horizontal Distance と表記)

モデル機体後端の背後には、運動台車上の運転室兼計測室の壁がある。運動台車と曳航台車は切り離すことが出来る。台車間距離による実験結果への影響を調べるため、台車間隔を変化させモデル機体後端と計測室側壁との距離を変えて計測を行った。計測室壁は、飛行船の市街地係留を想定した際の、係留泊地付近の建築物（ビル等）と見なすことが出来る。距離は 1100[mm]、2600[mm] の二通り、それぞれを @Near、@Far と呼称して実験を行った。

実機の性能を推定するには、まずトーラス型モデルの自由飛行実験結果を再現できる三次元飛行シミュレーションモデルを構築し、その後、構築したシミュレーションを基に、実機相当のレイノルズ数におけるトーラス型実機の空力特性を予測した上で、実機の飛行性能について検討する必要があるが、今回の計測実験は実機ベースのレイノルズ数にはなっていないのでまずモデルベースでの特性について検討を行う。

Fig. 12 Layout of Experiment

4. 機体モデルの定常流体力の計測実験結果

トーラス型及びディスク型の場合における実験結果について、Fig.13 に抗力係数、Fig.14 に揚力係数、Fig.15 にモーメント係数をそれぞれ示す。

グラフ中の曲線は各データの近似曲線を示している。近似曲線は Microsoft Excel の多項式近似機能を用いて引き、各特性を推定した。なお、近似には三次から五次の多項式を用いた。抵抗、揚力、モーメントに関しては実験結果から式(6)(7)(8)を用いて x 、 z 軸方向への投影面積で無次元化し、機体の抗力、揚力、モーメント係数を示した。モーメントは頭上げ方向を正としている。

$$C_D = 2 \times D_B / \rho_{air} S_x U^2 \quad (6)$$

$$C_L = 2 \times L_B / \rho_{air} S_z U^2 \quad (7)$$

$$C_M = 2 \times M_B / \rho_{air} S_z U^2 \bar{c} \quad (8)$$

4.1 抵抗係数 C_D の評価

Fig.13-a より、係留状態を模擬した最小クリアランス 80[mm]の場合、トーラス型はディスク型よりも抵抗が若干大きいことがわかった。これは機体中央ホールからも渦が発生したためだと推測される。一方、クリアランスを大きくした Fig.13-b と Fig.13-c では、@Far の状態においてトーラス型はディスク型の約 1.5 倍の大きな抵抗を示しており、抵抗については改良余地（扁平化等）があることを示している。後方垂直壁面から遠い場合よりも近い場合の方が機体の受ける抵抗が小さい結果となった。

これは流れが淀むことから当然予測されるわけで従来型も同様な傾向となると考えられるが、トーラス型にとってもプラスの効果である。但し建物の周囲では気流の乱れも有り得るので今後シミュレーションでも検討する必要がある。

また、機体モデルが上下左右対称形状にも関わらずグラフは奇関数的傾向を示している。この原因としては機体の変形、または地面を模擬した仮床の面積が十分でないことなども原因として考えられる。

この結果を用いて、一点係留時の機体回転運動（振れ回り）を許さない場合トーラス型及び従来型それぞれについて係留マストにかかる静的全風荷重の推算を行った。

従来型における正面風時及び真横風時の抵抗係数は参考文献⁷⁾よりそれぞれ 0.03、0.80 とした。トーラス型については実験値を用いたので Re 影響を考えると荷重は若干過大評価となる。推算結果から、風速 20[m/s]で状況下において最大風荷重を約 34%軽減できると考えられる。

Fig. 13 Experimental results and fitted curve of the drag coefficient according to attack angle

4.2 揚力係数 C_L の評価

Fig.14-a より@Far の状態におけるディスク型については負のピッチ角でも上向き揚力が見られ、その曲線は上に凸の二次曲線的増加を示した。Fig.14-b、Fig.14-c よりクリアランス 526 [mm]、1026 [mm] はほぼ同じように原点を通る奇関数的グラフを示した。これより、クリアランス 80[mm]の結果は地面効果による揚力増加であると考えられ、同クリアランスの他条件での結果も地面効果の影響下にあると判断できる。一方、トーラス型はクリアランス大でも奇関数的特性が見られず大ピッチ角では更なる渦発生によりかなり複雑な傾向となることが予想される。

(a) Clearance 80[mm]

(b) Clearance 526[mm]

(c) Clearance 1026[mm]

Fig. 14 Experimental results and fitted curve of the lift coefficient according to attack angle

4.3 モーメント係数 C_M の評価

揚力係数ほどではないが、全体的にディスク型が一定の傾向を示すのに対してトーラス型の変化が大きい。Fig.15-b、Fig.15-c より、@Far 状態におけるディスク型はクリアランスが大きくなるにつれて各ピッチ角における頭下げモーメントの傾向が強くなっている。トーラス型に関しても同様である。さらにトーラス型は、クリアランス 80[mm]時に常に頭下げモーメントを示している。この傾向は、係留時に向かい風及び追い風を機体が受けても、機体が地面にへばりつく特性を持つ可能性を示している。

(a) Clearance 80[mm]

(b) Clearance 526[mm]

(c) Clearance 1026[mm]

Fig. 15 Experimental results and fitted curve of the moment coefficient according to attack angle

4.4 実験結果まとめ

クリアランス 80[mm]の実験結果より、トーラス型モデルは、微小ピッチ角中においてピッチ角の正負を問わず常に下向き揚力及び頭下げモーメントを示した。つまり係留状態において外乱を受けた際、トーラス型機体は浮かび上がりず地面にへばり付く特性を持つと考えられる。なお、従来型を模擬したディスク型モデルは、外乱を受けた際、浮かび上がり且つ頭上げモーメントにより機体の振れ回りが生じる特性を示した。よってトーラス型飛行船は従来型飛行船よりも係留に向く特性を持つという可能性を示すことが出来た。

また、実験クリアランス 526[mm]及び 1026[mm]の場合においては計測不足の為に傾向の変化を判断し難い面があるが、結果を通してトーラス型は微小ピッチ角時においてモー

メント傾斜が正になり、静的に不安定と考えられる機体特性を持つことが確認された。これについては以降の章で数値シミュレーションを用いて、上空飛行時において安定尾翼制御を用いて機体姿勢の安定化が出来るかどうか検討する。また、係留時における機体姿勢の安定性については7章にて考察する。

5. 上空飛行時の空力特性

本論文で模型実験用に提案した単純トーラス型飛行船は、その特異な形状から、地面影響の無い上空での飛行（ここでは上空飛行と呼ぶ）時の不安定性が容易に予測され、それについては数値シミュレーションを用いて解析及び検討する必要がある。今回の曳航実験の場合、仮床から十分高い位置での計測はできておらず、最大クリアランスで計測された空力特性は地面影響の無い無限流体中の上下左右対称機体の特性とは若干異なるものであり、実験結果をそのまま上空飛行中の空力特性として用いることは出来ないと考え、空力特性の推定及び実際に自由飛行試験を行った。

5.1 上空飛行時の空力特性の推定

本論文では無限流体中における“機体形状の上下左右対称性”に基づいて以下のように考え、Fig.16に示すクリアランス 1026[mm]の結果を用いて、それぞれの空力特性を推定している。

・抵抗係数 C_D

ピッチ角に対して偶関数的傾向になると考え、 $-10[\text{deg}] \sim 0[\text{deg}]$ の結果を軸対称化して $0 \sim 10[\text{deg}]$ の値とした。

・揚力係数 C_L

ピッチ角に対して $0[\text{deg}]$ を通る奇関数的傾向になると考えた。まず符号を逆にした $-10[\text{deg}] \sim 0[\text{deg}]$ の結果を軸対称化して $0 \sim 10[\text{deg}]$ の値とした。さらに、機体形状の対称性から、ピッチ角ゼロ時には揚力ゼロが予測される。故に、グラフ全体を $0[\text{deg}]$ を通るように C_L 正方向へシフトした。

・モーメント係数 C_M

揚力係数 C_L と同じ手順で推定した。

この考察から得られたグラフを Fig.17 に示す。微小ピッチ角中 ($0.15[\text{rad}]$ 未満)において、機首上げ時は下向き揚力、逆に機首下げ時は上向き揚力、大ピッチ角ではそれぞれ逆向きと推定された。またモーメントは微小ピッチ角中で機首上げ時に頭上げ、機首下げ時で頭下げと推定された。そして大ピッチ角ではそれぞれ逆向きモーメントと推定した。これら

の特性からは飛行時の不安定性が予測される。

Fig. 16 Aerodynamic characteristic of Torus type at clearance 1026[mm]

Fig. 17 Estimated aerodynamic characteristic of Torus type at enough altitude without ground effect

5.2 上空飛行時を模擬した室内での自由飛行実験

トーラス型及びディスク型モデルの上空飛行時の縦の動安定性を定性的に評価するために、機体両サイドにダクトファンプロペラ (Fig.18 中の機体に付いている黒い点) を装備し無線操縦により自由飛行実験を行い写真及びビデオ撮影した。実験飛行速度は最大 $0.89[\text{m/s}]$ で、実機速度 $3.3[\text{m/s}]$ に相当する。飛行実験では、ディスク型はピッチング運動に振幅増加が見られ、不安定性が観測された。トーラス型でもまた不安定性が観測された。

この結果は 7.2 節に示す安定性判別結果と類似しており、本節での上空飛行時の空力特性の推定があながち間違っていないことを示していると考えられる。それぞれの結果の比較及び検討を 7.4 節に示す。Fig.18 に実験風景を示す。

Fig. 18 Model for free-flight with propulsion device (small black point on the side)

6. 数値シミュレーション

トラス型飛行船の安定性改善及び高耐空性を実現していく方法の評価するため、実験結果を用いて数値シミュレーションを実施した。ベースとなる運動方程式は Appendix に示す。主として文献⁸⁾を参照した。このシミュレーションでは、水平・垂直尾翼制御による安定性の向上を目指している。なお、5.2 節の自由飛行実験ではこれらの制御面は装着されていない。また重心と浮心の位置は同じではないが、重力と浮力は同じ大きさで釣り合っている。運動方程式を解くプログラムは C 言語で構成され、ルンゲクッタ法を用いて積分した⁹⁾。運動時の機体座標系定義を Fig.19 に示す。各係数及び各微係数の推算方法については参考文献^{4) 5) 10)}及び実験結果に基づいて算出した。なお、計算時の刻み幅 $\Delta t=0.001[s]$ とした。

Fig.19 Coordinate system for numerical simulation
(Configuration is not present one but future type)

7. 数値シミュレーションと縦安定性

7.1 尾翼サイズの決定

縦運動の安定化に寄与し得る尾翼サイズの影響をみる為（ここでは水平尾翼および垂直尾翼は同形状を用いる）に、尾翼は形状を正方形とし、サイズを $0.6 \times 0.6[m^2]$ から $0.8 \times 0.8[m^2]$ まで、一辺の長さを $0.02[m]$ 刻みで変化させて検討を行った。尾翼は XY 平面で見ても機体後方両サイド及び XZ 平面から見て浮心（機体中心）位置から後方 $0.8[m]$ 位置に設置すると仮定している。なお検討の際、尾翼の慣性力については考慮していない。また推力は一定（定常水平飛行時の速度は $0.89[m/s]$ ）となり離着陸前後の低速状態で、フルード則に基づく実機対応速度は Zeppelin NT 号の巡航速度の $1/7$ 程度 $\approx 12[km/h]$ ）としている。垂直平面中で宙返りをするように、水平尾翼のトリム角を $0.3[rad]$ に保った状態でシミュレーションを行い、機体が宙返り運動する際の運動中心に対する曲率半径の違いを見た。Fig.20 に示すグラフより、自由飛行実験時相当では $0.64 \times 0.64[m^2]$ サイズの尾翼が最も曲率半径が

小さく、機体の運動に対し効果的である結果が得られた。しかし、このモデル尾翼サイズは想定実機サイズでは $8.4 \times 8.4[m^2]$ サイズに相当し、これは比較的大きいサイズであり構造強度の問題から望ましくない。モデル全長に対し想定尾翼長が大きくなった要因として、モデルの飛行速度が非常に低いことが挙げられる。このように低速飛行時には浮力バランス変化により機体自身を傾け、同時にスラスト回転角を制御する方法が効果的であると予測される。

Fig. 20 Trajectories of vertical motion of model airship
according to the size of the elevators

7.2 縦方向回転運動の安定性判別

数値シミュレーションで用いた微分方程式を線形化した式(9)～(16)を用いて上空飛行時及び係留時の縦方向（ヒープ、ピッチ）安定性を定量的に評価するために安定判別を行った³⁾。

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = -\sigma_{all}\theta - \delta_{Elevators} \frac{d\theta}{dt} \quad (9)$$

$$\sigma_{all} = \sigma_{Aero} + \sigma_{Gravity} \quad (10)$$

$$\sigma_{Aero} = \left(-\frac{dC_{MG}}{d\theta} \frac{1}{2mi^2} \rho_{air} U^2 S_z \bar{c} \right) \quad (11)$$

$$\sigma_{Gravity} = \frac{g}{i^2} \times B_c G_c \quad (12)$$

$$\delta_{Elevators} = \frac{dC_{Lh}}{d\theta_h} \frac{1}{2mi^2} \rho_{air} U l_h^2 S_h \quad (13)$$

$$\theta = A_1 e^{\lambda_1 \tau} + A_2 e^{\lambda_2 \tau} \quad (14)$$

$$\lambda_1 = \frac{-\delta_{Elevators} + \sqrt{\delta_{Elevators}^2 - 4\sigma_{all}}}{2} \quad (15)$$

$$\lambda_2 = \frac{-\delta_{Elevators} - \sqrt{\delta_{Elevators}^2 - 4\sigma_{all}}}{2} \quad (16)$$

式(9)は定数係数の二階線形微分方程式であり、その中の復原項は式(10)、尾翼による減衰項は式(13)で示される。復

原項は式(11)の機体の空力特性による復原モーメント、式(12)の機体重量による復原モーメントの和である。式(10)が正のときは静安定、負のときは静的にも動的にも不安定となる。式(13)は水平尾翼による減衰項である。 C_{MG} は機体重心周りのモーメント係数、 i は慣動半径、 C_{Lh} は水平尾翼の揚力係数、 l_h は機体回転中心から水平尾翼までの距離、 θ_h は水平尾翼のピッチ角、 S_h は水平尾翼面積を表す。

A_1 、 A_2 を任意定数として、式(9)の解は式(14)で表される。動安定性の問題では変動の大きさではなく、時間経過でどのように推移するかが問題となり、式(15)(16)の根の中が正負であるかが動安定性について重要である。根の中が正のときは動的安定（振動無し減衰）、また根の中が負のときに、式(13)が正ならば動的安定（減衰振動）・負ならば動的不安定（減衰せず発散）・ゼロならば中立安定（減衰無し振動継続）となる。

計算の際、式中のピッチング方向の固有慣性モーメント I_y については、通常飛行機では重量は翼の揚力で置換されるが、飛行船は内包ガスの浮力による飛行なので今回は置換はしていない。なお、重心の位置は機体中心（浮心）からZ軸正方向（下向き）にモデルサイズで178[mm]（実機スケールでは2500[mm]相当）離れている。ここでの安定性評価では、各尾翼には7.1節のサイズを適用したNACA0024の断面を持つ上下対称翼を用いている。

7.2.1 上空飛行時の安定性判別

Table 5 に上空飛行時の機体の縦方向回転運動について、安定判別式の結果を示す。

尾翼無し機体のみの場合では、 σ_{Aero} は静的不安定性を示しているが、 $\sigma_{Gravity}$ は静的安定性を示し、合値として σ_{all} 正となって静的安定である。動的には、中立安定となり、減衰することなく振動し続けることを示している。

また、尾翼有りの状態では、機体は静的にも動的安定性を持つことを示している。

7.2.2 係留時の安定性判別

上空飛行時に比べ、係留時は静的安定性が強く、 σ_{all} の値は3.3倍を示した。尾翼無し機体のみでは動的中立安定を示しているが、係留中ではピッチ角が負、つまり機体頭下げ状態は地面に接地しているため継続振動は起こらない。

Table 5 Evaluation of stability from point of stability index

Condition	σ_{Aero}	$\sigma_{Gravity}$	σ_{all}	$\delta_{Elevators}$	Value in the Root
Flying over	-1.24	2.00	0.76	0.59	-0.67
Mooring	0.53	2.00	2.53	0.59	-2.44

7.3 数値シミュレーション上での上空飛行時における縦方向の運動

以下に、6章で構築したシミュレーションを用いた、初期擾乱量別（初期角速度 0[rad/s]、初期角加速度 0[rad/s²]）の機体姿勢推移の結果を示す。水平尾翼有り（非制御）・無し（二条件で検討を行い、Fig.21、22 にそれぞれの結果を示す。Fig. 21 において、尾翼がない場合でも機体のピッチ方向への振動は徐々に収束するという結果が得られた。また、Fig.22 では尾翼非制御でも徐々に収束していき、尾翼は機体の安定性に有効であることがわかった。但し飛行速度は自由飛行実験時と同じ0.89[m/s]である。

Fig. 21 Response to each initial pitch disturbances (Theta) without Elevators

Fig. 22 Response to each initial pitch disturbances (Theta) with Elevators

7.4 “水平尾翼無し”条件での自由飛行実験、安定判別及びシミュレーション結果の比較

5章の自由飛行実験結果、7.2節の安定判別、7.3節の“水平尾翼無し”の飛行シミュレーション結果を比較する。自由飛行実験では、スラスタ出力調整により発散は免れたがピッチ振幅が拡大する不安定性が見られた。安定判別でも不安定性が予想された。尾翼なしの数値シミュレーションでは微

小さな減衰が見られたもののやはり強い安定性はみられなかった。一方、予想されるように固定尾翼を設置することで減衰は強くなり、更に次節に示すように制御することにより 1, 2 回の揺れで縦動揺を抑えることが可能である。

7.5 縦方向の運動制御

Fig.23 に水平尾翼を PD 制御した場合のシミュレーション結果を示す。PD 制御については式(17)を用いて、各ゲインは“10”とした。ピッチ方向へ0.05[rad]の初期擾乱が与えられたとき、水平尾翼によって機体姿勢は最大で 10 秒近くで回復される。

$$\delta_{elevator_input} = -(K_{p_theta}(\theta_{target} - \theta) + K_{d_q}(\dot{q}_{target} - \dot{q})) \quad (17)$$

この場合、10 秒程度での姿勢回復は実機では 37 秒程度の姿勢回復に相当する。これらの結果より、トーラス型飛行船の定常飛行は適した制御面（各尾翼）の装着により可能であることがわかった。Fig.24(a)は水平・垂直尾翼を装着されたモデル機体のアニメーション動画の画像である。スラスター（機体横の長方形で示されている）は XY 平面から見て機体中央の両サイド及び XZ 平面から見て浮心（機体中心）位置に設置されている。その為、スラスターによる復原モーメントは発生しない。一定推力及び、同期している左右の推力方向角は機体軸にて固定で与えられている。Fig.24(b)はシミュレーションによる上昇の場合の一例（上昇する場合）の飛行軌跡図を示す。これらの動画と軌跡図は、シミュレーション結果の検討の際に有効である。

Fig. 23 Response to initial pitch disturbances (Theta) 0.05[rad] under PD control

(a) Model with propulsion device, elevator and rudder

(b) Trajectory of model on free-flight

Fig. 24 Numerical simulation

8. 結言

飛行船を屋外に係留する際の係留必要面積を小さくしたいという課題に対し、本論文では次世代型飛行船として、トーラス型を提案した。検討の結果、トーラス型の特性として、方向転換が容易であることは当然として、以下の知見を得ることが出来た。またこれらの結果は類似形状の水中船舶を検討する際にも有用な結果であると考えられる。

- (1) 当然予想されることであるが、トーラス型を採用した場合振れ回り無しの一点固定係留が可能であり屋外係留必要面積は従来型飛行船に比べ大幅に狭小化を図ることが出来る。また、機体の等方性よりの風荷重は向きによらず一定となる。
- (2) 本研究で採用したチューブ断面が円のトーラスの場合、想定風速 20[m/s]下で係留する場合、横風中の風荷重は同体積の従来型の飛行船を振れ回り無しの固定係留した場合の 66%程度に軽減できる。なお扁平なトーラスを採用すれば更なる低減が可能であると考えられる。

- (3) 係留中及び上空飛行中の安定性検証の為に、想定実機の縮尺モデルを用いた定常流体力（地面からの高度も変化）の計測実験を実施し空力特性を得た。
- (4) 係留を想定した最低高度の実験においては、ディスク型とは異なり、トーラス型モデルは実験範囲の迎え角では常に下向き揚力、かつ常に頭下げモーメントを示し、係留に向いていると考えられる結果を得た。
- (5) 機体固定座標系に基づく運動方程式の流体力係数に計測実験結果を使用し運動を模擬する数値シミュレーションを可能とした。
- (6) 今回の尾翼無し機体のみの自由飛行実験では縦運動に自励振動性を示した。一方運動方程式の係数から構成される安定判別式では動的中立安定（振動的）、数値シミュレーションの結果からも、振動が減衰しにくいという同様な結果を得た。
- (7) ただしシミュレーション結果からは適切な制御面を装着することによって早期抑制を図ることが可能であろうことがわかった。

なお突風等のように変動する外乱に対する耐空性の評価については、今後実施する予定である。また、今回の実験は実機相当のレイノルズ数にはなっていないので、実機の詳細特性を検討するには水中で実機相当のレイノルズ数での実験を実施する、あるいは信頼できるCFDソフトによる検討が必要である。

謝 辞

飛行船のデータに関しては、(株)日本飛行船の協力を得た。ここに記して謝意を表したい。

参 考 文 献

- 1) 末福久義, 平山次清, 平川嘉昭, 高山武彦: 高耐空性能を有する次世代型飛行船の基礎的研究(その1), 日本船舶海洋工学会 2009 年度秋季講演会論文集, Vol.9E, 2009E-GS4-1, pp.131-132
- 2) 末福久義, 平山次清, 平川嘉昭, 高山武彦: 高耐空性能を有する次世代型飛行船の空力特性及び飛行安定性に関する研究, 日本航空宇宙工学会第41回年会講演集, JSASS-2010-1116, pp.656-659
- 3) 末福久義, 平山次清, 平川嘉昭, 高山武彦: 高耐空性能を有する次世代型飛行船の基礎的研究(その2), 日本船舶海洋工学会 2010 年度春季講演会論文集,

Vol.10, 2010S-G9-8, pp.551-552

- 4) 村上俊一: 円盤型没水体の流体力学的性質に関する研究(第1~5報), 日本造船学会論文集, (133[pp.23-31], 134[pp.41-51], 139[pp.51-55], 140[pp.85-89], 143[pp.209-215]), 1973-1978
- 5) K.Arnstein, W.Klemperer: Performance of airships. Volume VI of Aerodynamic Theory, Springer 1936
- 6) 綿貫忠晴, 鈴木宏二郎, 久保田弘敏, 三上真人, 佐藤順一, 藤森俊郎, 安藤安則: カプセル形状物体の空力特性に及ぼす閉塞率の影響, 日本航空宇宙学会誌, 第487号, 1994, pp.472-482
- 7) 川島洋輝, 十河雄一, 円能寺久行, 飯島敏雄: 横風を受ける飛行船の空力特性, 日本機械学会関東支部第10期総会講演会講演論文集, 第10号, pp.553-554
- 8) G.A.Khoury, J.D.Gillett: Airship Technology CAMBRIDGE AEROSPACE SERIES 10, Cambridge University Press, 1999
- 9) 加藤寛一郎, 大家昭男, 柄沢研治: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 2006
- 10) Hirayama T., Miyaji K., Takayama T., Hirakawa Y. & Hayashi T.: Evaluation of Landing Flying Boat on the Sea-Development and Applications of a High-Speed Experimental Guiding System, Proceedings of the 7th International Conference on Fast Sea Transportation, Session7C, pp.83-89, 2003

Appendix

・本文及び運動方程式中の主な記号

D_B :	機体に働く抗力 (Drag) [N]
L_B :	機体に働く揚力 (Lift) [N]
M_B :	機体中心に働くモーメント (Moment) [N・m]
ρ_{Air} :	空気密度 1.185 [kg/m ³] (本論文の実験時は夏季であったことと, 実験時計測気温の推移を元に, 気温 20[°C] 時の空気密度 1.205 [kg/m ³] と気温 30[°C] 時の空気密度 1.165 [kg/m ³] の平均値を用いた.)
S_X :	前後方向への機体投影面積[m ²]
S_Z :	垂直方向への機体投影面積[m ²]
U :	実験速度[m/s]
$\bar{c}$:	翼弦長 (トーラス型機体を全翼機と考えて機体長 [m]を用いた)
Mg :	重量[N]
B :	浮力[N]

m_{envelope}	エンベロープの質量[kg]
I_{envelope}	エンベロープの慣性モーメント[kg・m ²]
m_x, m_y, m_z	(固有+付加)質量[kg]
J_x, J_y, J_z	(固有+付加) 慣性モーメント[kg・m ²]
J_{xy}, J_{xz}, J_{yz}	(固有+付加) 慣性乗積[kg・m ²]
a_x, a_z	重心の x,z 座標[m]
b_x, b_z	浮心の x,z 座標[m]
Suffix only "e"	平衡状態における力及びモーメント
Suffix "E"	慣性系における座標[m]
Suffix "δe"	水平尾翼の回転角[rad]
Suffix "δr"	垂直尾翼の回転角[rad]
Suffix "δt"	スラスターの回転角[rad]
Axial force derivative	$\dot{X}_u = \frac{\partial X}{\partial u} u$

・線形近似された微小擾乱運動方程式（機体固定座標系）[4]

式中における小文字は、定常飛行中の平衡量（大文字）に対する擾乱量を表している。

例： $U = U_e + u$

$$\begin{aligned}
 &\text{Axial Force} \\
 &\left\{ \begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= u \\ \ddot{u} &= \frac{1}{m_x} \left(\dot{X}_q \dot{q} + X_e + \dot{X}_u u + \dot{X}_w w + \left(\dot{X}_q - m_z W_e \right) q + X_{\delta_{-e}} + X_{\delta_{-r}} \right) \\ &\quad + X_t \delta_t - (mg - B) \sin(\theta_E + \theta_e) - m a_x \dot{q} \end{aligned} \right. \\
 &\text{Normal Force} \\
 &\left\{ \begin{aligned} \frac{dz}{dt} &= w \\ \ddot{w} &= \frac{1}{m_z} \left(\dot{Z}_q \dot{q} + Z_e + \dot{Z}_u u + \dot{Z}_w w + \left(\dot{Z}_q + m_x U_e \right) q + Z_{\delta_{-e}} \right) \\ &\quad + (mg - B) \cos \phi_E \cos(\theta_E + \theta_e) \\ &\quad + m a_z \dot{q} + Z_{\delta_{-t}} + \dot{Z}_v v \end{aligned} \right. \\
 &\text{Pitching Moment} \\
 &\left\{ \begin{aligned} \frac{d\theta}{dt} &= q \cos \phi_B - r \sin \phi_B \\ \ddot{q} &= \frac{1}{J_y} \left(\dot{M}_u \dot{u} + \dot{M}_w \dot{w} + \dot{M}_e + \dot{M}_u u + \dot{M}_w w + \dot{M}_q q + \dot{M}_{\delta_{-t}} + \dot{M}_{\delta_{-e}} \right) \\ &\quad - m a_z \ddot{u} + m a_x \ddot{w} \\ &\quad - (m g a_z + B b_z) \sin(\theta_E + \theta_e) - (m g a_x + B b_x) \cos \phi_E \cos(\theta_E + \theta_e) \end{aligned} \right.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &\text{Side Force} \\
 &\left\{ \begin{aligned} \frac{dy}{dt} &= v \\ \ddot{v} &= \frac{1}{m_y} \left(\dot{Y}_p \dot{p} + \dot{Y}_r \dot{r} + Y_e + \dot{Y}_v v + \left(\dot{Y}_p + m_z W_e \right) p + \left(\dot{Y}_r - m_x U_e \right) r + Y_{\delta_{-r}} \right) \\ &\quad + (mg - B) \sin \phi_E \cos(\theta_E + \theta_e) \\ &\quad + m a_z \dot{p} - m a_x \dot{r} + \dot{Y}_w w \end{aligned} \right.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &\text{Yawing Moment} \\
 &\left\{ \begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} &= q \sin \phi_B \sec \theta_B + r \cos \phi_B \sec \theta_B \\ \ddot{r} &= \frac{1}{J_z} \left(J_{xz} \dot{p} + \dot{N}_v \dot{v} + N_e + \dot{N}_v v + \dot{N}_p p + \dot{N}_r r + N_{\delta_{-r}} \right) \\ &\quad - m a_x \dot{v} + m a_z W_e p - m a_x U_e r \\ &\quad + (m g a_x + B b_x) \sin \phi_E \cos(\theta_E + \theta_e) \\ &\quad + N_{\delta_{-t}} \end{aligned} \right.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &\text{Rolling Moment} \\
 &\left\{ \begin{aligned} \frac{d\phi}{dt} &= p + q \sin \phi_B \tan \theta_B + r \cos \phi_B \tan \theta_B \\ \ddot{p} &= \frac{1}{J_x} \left(J_{xz} \dot{r} + \dot{L}_v \dot{v} + L_e + \dot{L}_v v + \dot{L}_p p + \dot{L}_r r \right) \\ &\quad + m a_z \dot{v} - m a_z W_e p + m a_z U_e r \\ &\quad - (m g a_z + B b_z) \sin \phi_E \cos(\theta_E + \theta_e) \\ &\quad + L_{\delta_{-t}} + L_{\delta_{-e}} + N_{\delta_{-r}} + \dot{L}_w \end{aligned} \right.
 \end{aligned}$$

・運動方程式中の各係数及び微係数の算出式

$$\begin{aligned}
 m_x &= m_{\text{envelope}} \times 2 \\
 m_y &= m_{\text{envelope}} \times 2 \\
 m_z &= m_{\text{envelope}} \times 2 \\
 J_x &= I_{\text{envelope}} \times 2 + I_{\text{device}} \\
 J_y &= J_x \\
 J_z &= m_{\text{envelope}} \times r_{\text{tube}}^2 + 0.5 \times m_{\text{device}} \times r_{\text{device}}^2 \\
 J_{xz} &= 0 \\
 \dot{X}_u &= \rho_{\text{air}} \times S \times u \times C_D (\text{measured}) \\
 \dot{Z}_u &= \rho_{\text{air}} \times S \times u \times C_L (\text{measured}) \\
 \dot{M}_u &= \rho_{\text{air}} \times S \times u \times C_M (\text{measured}) \times l_{\text{body}} \\
 &\text{etc...}
 \end{aligned}$$