

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

成層圏滞空飛行試験成果報告書 —試験機の上昇シミュレーション—

原田 賢哉

2005年9月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

成層圏滞空飛行試験成果報告書
－試験機の上昇シミュレーション－

Ground-to-Stratosphere Flight Test Report
- Ascent Simulation of the Test Vehicle -

原田 賢哉
Kenya HARADA

航空利用技術開発センター 成層圏プロジェクトユニット 飛行試験計画チーム
Aeronautical Application Technology Center Stratospheric Platforms Unit Flight Test Planning Group

2005年9月
September 2005

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

1. 研究の目的と意義

2. 研究の背景と動機

3. 研究の概要

4. 研究の方法

5. 研究の結果

6. 研究の結論と今後の展望

目 次

概 要	1
1. 緒言	2
2. 上昇に関する一般的な特性	2
2.1 基本特性	2
2.1.1 仮定	2
2.1.2 浮力	2
2.1.3 上昇速度	3
2.1.4 排気速度	4
2.1.5 到達高度	4
2.2 圧力差の影響	5
2.2.1 浮力および到達高度に与える影響	5
2.2.2 排気バルブによる差圧調整	6
2.3 温度差の影響	7
2.3.1 浮力および到達高度に与える影響	7
2.3.2 断熱および平衡モデル	8
2.3.3 非平衡モデル	10
2.4 まとめ	11
3. 上昇シミュレーションモデル	12
3.1 概要	12
3.2 運動モデル	13
3.2.1 基礎方程式	13
3.2.2 質量および慣性モーメント	13
3.2.3 力およびモーメント	14
3.3 熱浮力モデル	15
3.3.1 基礎方程式	15
3.3.2 対流伝熱	16
3.3.3 放射伝熱	16
3.3.4 水蒸気潜熱の影響	17
3.3.5 排気バルブ特性	17
3.4 シミュレーション計算例	19
4. 飛行試験	20
4.1 概要	20
4.2 試験機および飛行試験	20
4.2.1 試験機	20
4.2.2 飛行試験	22
4.3 飛行試験データ	26
4.3.1 飛行の概要	26
4.3.2 飛行経路および運動	26
4.3.3 船体差圧	28
4.3.4 温度および浮力	28
4.4 まとめ	30
5. 結言	31
参考文献	31

成層圏滞空飛行試験成果報告書

—試験機の上昇シミュレーション—*

原田 賢哉*¹

Ground-to-Stratosphere Flight Test Report - Ascent Simulation of the Test Vehicle -

Kenya HARADA*¹

Abstract

In the Ground-To-Stratosphere flight test program, a simulation model was developed to calculate the ascend flight of an airship and utilized for buoyancy management and flight path estimation as well as for the vehicle design. This paper presents fundamental characteristics of an airship ascending by buoyancy, outline of the simulation model, and a comparison between the flight data and the simulation.

Keywords: Airship, Stratospheric Platform, Flight Simulation

概 要

成層圏滞空飛行試験では、飛行船の浮力による上昇飛行を予測するためのシミュレーションモデルを開発し、これを試験機の設計・運用方法の検討と、飛行試験における浮力設定および飛行経路予測に供した。本稿では、浮力によって上昇する飛行船の基本的な特性を示すとともに、シミュレーションモデルの概略を述べ、飛行試験結果とシミュレーションとの比較を行う。

記 号		J	射度
A	面積, 船体表面積	K	付加質量係数または付加慣性モーメント係数
B	浮力	L	揚力
C	比熱	l	長さ
C_D	抗力係数	M	モーメント
C_L	揚力係数	m	質量
C_m	ピッチングモーメント係数	Nu	Nusselt 数
C_p	定圧比熱	P	圧力
C_v	バルブ流量係数	Pr	Prandtl 数
D	抗力	Q	熱移動量
d	船体直径	R	気体定数
F	形態係数	Re	Reynolds 数
g	重力加速度	S_v	バルブ流路面積
Gr	Grashof 数	T	温度
h	熱伝達率	t	時間
I	慣性モーメント	U, U_z	上昇速度
I	放射フラックス	U_H	水平速度
		V	体積

* 平成 17 年 4 月 28 日受付 (received 28 April, 2005)

*¹ 航空利用技術開発センター 成層圏プロジェクトユニット 飛行試験計画チーム

(Aeronautical Application Technology Center Stratospheric Platforms Unit Flight Test Planning Group)

z	高度
α	迎角
α_s	太陽光吸収率
ϵ	赤外放射率
γ	比熱比
ϕ	姿勢角
λ	熱伝導率
ρ	密度, 面密度
σ	Stefan-Boltzmann 定数

subscript

a	空気 (船内空気)
b	外気
g	ヘリウム
i	船体要素 (i 要素)
s	船体 (構造部分)
v	水蒸気
body, e	船体 (エンベロプ)
chute	ドラッグシュート
sat	飽和状態
0	地上 (放船時)
sol	日射
-dir	直達—
-disp	散乱—
-albd	アルベド—
inf	赤外放射
-dwn	下向き—
-up	上向き—

1. 緒言

成層圏に飛行船を長時間滞空させ、これを通信・放送、地球観測、災害監視等の基地として利用しようという構想が国内外で注目を集めている。国内では平成10年度にプロジェクトチームを発足させて「成層圏プラットフォーム飛行船」のコンセプトを作成し、その実現に必要な要素技術の確立を目的として二つの飛行試験を計画した(文献1)。その一つが成層圏滞空飛行試験である。これは、全長47mの無人無動力飛行船を浮力によって成層圏まで上昇させ、高度15km以上で30分間滞空させるという試験である。この試験では、軽量・高強度膜材および船体構造の設計・製造技術の確立を主目的としているが、あわせて「飛行船を成層圏まで上昇させる技術」を修得することも、成層圏プラットフォームの実現にとつ

て重要な課題である。

本稿は、成層圏滞空飛行試験における試験機の開発、飛行試験の実施、そして飛行データの解析を通じて得られた「飛行船を成層圏まで上昇させる技術」に関する知見を報告書として纏めたものである。2章には飛行船の上昇に関する一般的な性質を示す。3章には、成層圏滞空試験機の上昇シミュレーションモデルについて、その概略を記述する。4章では、上昇に関連する飛行試験結果を示し、シミュレーション結果との比較によってモデルの有用性を確認する。

2. 上昇に関する一般的な特性

本章には浮力によって上昇する飛行船の一般的な特性を示す。通常、飛行船とは推進動力を有するLTA航空機を指す。しかし本稿では、飛行船構造、すなわち動力飛行に適した船体形状を維持できる構造を有する機体を指して飛行船とよぶ。船体形状を維持するためには、船体内部に空気室を設け、この空気の給排気によって船体内部の圧力を適正な範囲に制御する必要がある。既存の飛行船ではバロネットと呼ぶ空気袋を船体内部に複数装備する構造様式(マルチバロネット様式)が一般的であるが、成層圏滞空試験機では1枚のダイヤフラムによって船体をヘリウム室と空気室に分割する構造様式(ダイヤフラム様式)を採用している。上昇にともなうヘリウム・空気の体積および重量変化を図2-1に示す。

次節以降では、まず外気と船内ガス間に圧力差および温度差が無い場合の特性を示し、次に圧力差、温度差の影響について示す。

2.1 基本特性

2.1.1 仮定

浮力によって上昇する飛行船の最も基本的な特性を理解するために、本節では以下を仮定する。

- (1) 船内ガス(ヘリウム+空気)の圧力は外気圧力に等しい
- (2) 船内ガス(ヘリウム+空気)の温度は外気温度に等しい
- (3) 船内空気と外気の成分(水蒸気濃度など)は等しい
- (4) 外気をICAO標準大気(ISA)とみなす

2.1.2 浮力

機体の余剰浮力(浮力のネット値) B は、外気密度を ρ_b 、船体体積を V 、重力加速度を g 、搭載するヘリウム質量を m_g 、船内空気質量を m_a 、船体の質量を m_s とする

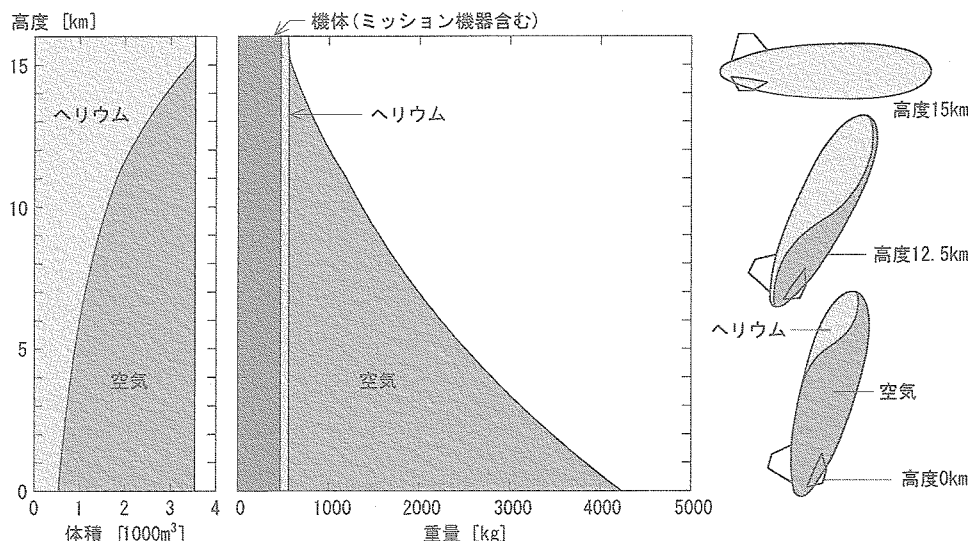


図 2-1 上昇にともなう船内ガス体積・重量の高度変化

と、次式によって表される。

$$B = \rho_b V_g - (m_g + m_a + m_s)g \quad (2.1.2-1)$$

右辺第1項は外気の圧力勾配による総浮力（浮力のグロス値）、第2項は重量である。ヘリウム質量 m_g および船内空気質量 m_a を、それぞれの密度および体積を用いて

$$m_g = \rho_g V_g \quad (2.1.2-2)$$

$$m_a = \rho_a V_a = \rho_a (V - V_g) \quad (2.1.2-3)$$

と表せば、余剰浮力は以下のように表される。

$$\begin{aligned} B/g &= \rho_b V - \{\rho_g V_g + \rho_a (V - V_g) + m_s\} \\ &= (\rho_b - \rho_a) V + (\rho_a - \rho_g) V_g - m_s \\ &= (\rho_b - \rho_a) V + \left(\frac{\rho_a}{\rho_g} - 1\right) m_g - m_s \end{aligned} \quad (2.1.2-4)$$

ここで、船体内外の圧力および温度が等しく ($P_b = P_a = P_g$, $T_b = T_a = T_g$)、かつ空気の成分が等しい ($R_b = R_a$) という仮定によれば、状態方程式

$$\rho_b = \frac{P_b}{R_b T_b} \quad (2.1.2-5)$$

$$\rho_a = \frac{P_a}{R_a T_a} \quad (2.1.2-6)$$

$$\rho_g = \frac{P_g}{R_g T_g} \quad (2.1.2-7)$$

から

$$\rho_b - \rho_a = 0 \quad (2.1.2-8)$$

$$\frac{\rho_a}{\rho_g} = \frac{R_g}{R_a} \quad (2.1.2-9)$$

となるので、(2.1.2-4) 式より

$$B/g = \left(\frac{R_g}{R_a} - 1\right) m_g - m_s \quad (2.1.2-10)$$

したがって、ヘリウムを放出せず (m_g 一定)、機体質量が変化しない (m_s 一定) 限り、余剰浮力は一定となる。なお、ヘリウム、船内空気の純度が共に 100% のとき、

$$\frac{R_g}{R_a} - 1 = \frac{2078.8[\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})]}{287.1[\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})]} - 1 = 6.24 \quad (2.1.2-11)$$

すなわちヘリウム 1kg あたり 6.24kgf の余剰浮力が得られる。

2.1.3 上昇速度

機体の上昇速度 U は、余剰浮力と空気抵抗とのつりあいから概算できる。すなわち、

$$B = \frac{1}{2} \rho_b U^2 C_D V^{\frac{2}{3}} \quad (2.1.3-1)$$

$$\rightarrow U = \sqrt{\frac{2B}{\rho_b C_D V^{\frac{2}{3}}}} \quad (2.1.3-2)$$

余剰浮力 B 、抗力係数 C_D 、船体体積 V が一定の場合、地上における上昇速度

$$U_0 = \sqrt{\frac{2B}{\rho_{b,0} C_D V^{\frac{2}{3}}}} \quad (2.1.3-3)$$

を用いて

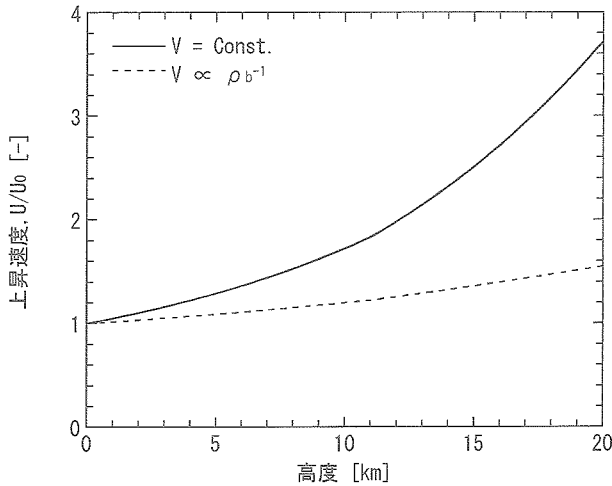


図 2.1.3-1 上昇速度の高度依存

$$\frac{U}{U_0} = \left(\frac{\rho_b}{\rho_{b,0}} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (2.1.3-4)$$

と表せる。この値の高度依存を図 2.1.3-1 に示す。図中の破線は成層圏気球（成層圏まで上昇して科学観測等に用いられるガス気球）の場合であり、これはヘリウムの膨脹による船体体積 V の変化

$$\frac{V}{V_0} = \left(\frac{\rho_g}{\rho_{g,0}} \right)^{-1} = \left(\frac{\rho_b}{\rho_{b,0}} \right)^{-1} \quad (2.1.3-5)$$

を考慮し、次式によって表した。

$$\frac{U}{U_0} = \left[\left(\frac{\rho_b}{\rho_{b,0}} \right) \left(\frac{\rho_b}{\rho_{b,0}} \right)^{-\frac{2}{3}} \right]^{-\frac{1}{2}} = \left(\frac{\rho_b}{\rho_{b,0}} \right)^{-\frac{1}{6}} \quad (2.1.3-6)$$

この結果によれば、特に飛行船の上昇速度は高度とともに増大する傾向にある。ただし、成層圏滞空試験機の場合には、その船体構造（ダイヤフラム様式）に起因して高度とともに機体姿勢が変化し、抗力係数 C_D が増大する。したがって上昇にともなう上昇速度の増大は上記の結果よりも抑制される。

成層圏滞空試験機（ $V = 3540\text{m}^3$ ）の場合について、(2.1.3-3) 式による上昇速度 U_0 を浮力 B_0/g およびいくつかの抗力係数 C_D に対して図 2.1.3-2 に示す。成層圏滞空試験機の目標とする上昇速度は 5m/s であるから、抗力係数を $0.2 \sim 0.4$ とすると必要な浮力はおおよそ 100kgf となる。

2.1.4 排気速度

上昇時における船内空気の排気速度 \dot{V}_{ext} は、ヘリウムの膨脹速度（体積変化率）と船内空気の膨脹速度（体積変化率）との和として以下に与えられる。すなわち、

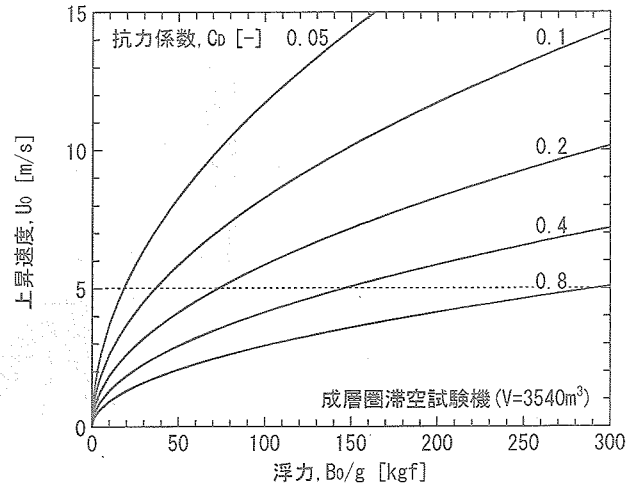


図 2.1.3-2 初期浮力と上昇速度の関係

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{ext}} &= \frac{dV_g}{dt} + \frac{dV_a}{dt} \\ &= U \left(\frac{dV_g}{dz} + \frac{dV_a}{dz} \right) \\ &= U \left\{ V_g \left(\frac{1}{T_g} \frac{dT_g}{dz} - \frac{1}{P_g} \frac{dP_g}{dz} \right) \right. \\ &\quad \left. + V_a \left(\frac{1}{T_a} \frac{dT_a}{dz} - \frac{1}{P_a} \frac{dP_a}{dz} \right) \right\} \end{aligned} \quad (2.1.4-1)$$

ここで、本節における仮定

$$P_g = P_a = P_b \quad (2.1.4-2)$$

$$T_g = T_a = T_b \quad (2.1.4-3)$$

によれば、

$$\dot{V}_{\text{ext}} = UV \left(\frac{1}{T_b} \frac{dT_b}{dz} - \frac{1}{P_b} \frac{dP_b}{dz} \right) \quad (2.1.4-4)$$

$$\rightarrow \frac{\dot{V}_{\text{ext}}}{UV} = \frac{1}{T_b} \frac{dT_b}{dz} - \frac{1}{P_b} \frac{dP_b}{dz} \quad (2.1.4-5)$$

したがって、上昇速度 U および船体体積 V あたり必要となる排気速度は外気の温度・圧力プロファイルによって定まり、標準大気を仮定すると図 2.1.4-1 のようになる。

2.1.5 到達高度

ヘリウムの体積が最大値すなわち船体体積 V （または船体に残る最小の空気量 V_B を除いた値）に等しくなる状態を満膨張、そのときの高度を満膨張高度（または圧力高度）とよぶ。このとき、

$$\begin{aligned} m_g &= \rho_g (V - V_B) \\ &= \rho_b \frac{R_a}{R_g} (V - V_B) \end{aligned} \quad (2.1.5-1)$$

であるから、これを (2.1.2-10) 式に代入して m_g を消去すると、満膨張高度における外気密度 ρ_b に対して次式

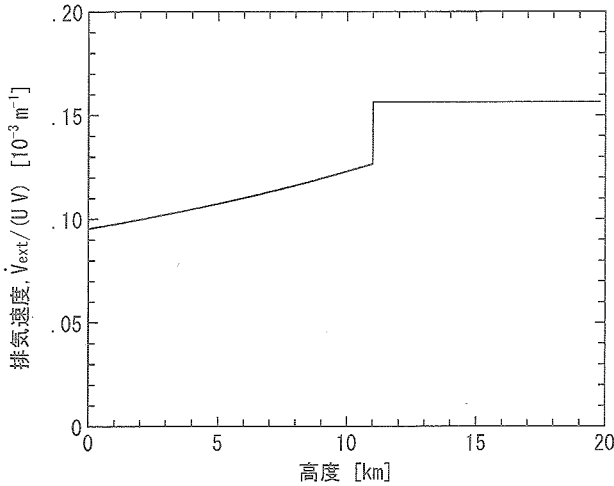


図 2.1.4-1 排気速度

$$\rho_b = \frac{m_s + B/g}{\left(1 - \frac{R_a}{R_g}\right)(V - V_B)} \quad (2.1.5-2)$$

を得る。(2.1.5-2) 式による満膨張高度を、総浮力 ($m_s + B/g$) および船体体積 (残留空気を除く値, $V - V_B$) に対して図 2.1.5-1 に示す。また、成層圏滞空試験機の満膨張高度を、余剰浮力 B/g および船体体積に占める残留空気の比率 V_B/V に対して図 2.1.5-2 に示す。余剰浮力が 100kgf の場合、満膨張高度は最大で 15.2km、排出できない空気が 20% 残る場合には 13.8km となる。

満膨張状態では放船時と等しい浮力があるので船体の上昇は停止しない。船体は満膨張となった後もヘリウムを放出しながら上昇を続けることになる。このときの浮力は (2.1.2-10) 式および (2.1.5-1) 式より得られる次式

$$B/g = \left(1 - \frac{R_a}{R_g}\right)(V - V_B)\rho_b - m_s \quad (2.1.5-3)$$

にしたがって上昇 (外気密度 ρ_b の低下) とともに減少する。到達高度 (における外気密度 ρ_b) は、この浮力がゼロになる値として次式であらわされる。

$$\rho_b = \frac{m_s}{\left(1 - \frac{R_a}{R_g}\right)(V - V_B)} \quad (2.1.5-4)$$

これはヘリウム量に依存せず、余剰浮力を 0 とした場合の満膨張高度に等しい。図 2.1.5-2 によれば、成層圏滞空試験機の到達高度は最大で 16.4km、排出できない空気が 20% 残る場合には 15.0km となる。

2.2 圧力差の影響

軟式構造の飛行船では、船体 (エンベロプ) 形状を維持するために、船内ガスの圧力を外気よりも高く設定す

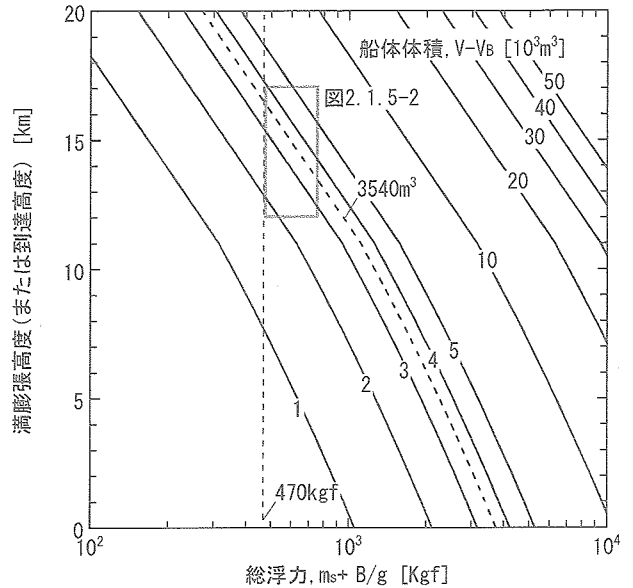


図 2.1.5-1 満膨張高度

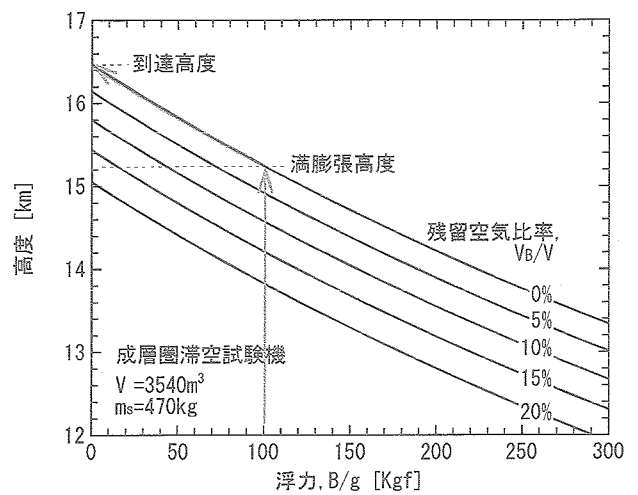


図 2.1.5-2 成層圏滞空試験機の満膨張高度および到達高度

る必要がある。その圧力差 (以下では差圧と呼ぶ) は、対気速度による飛行動圧よりも大きい値として数 hPa 程度に選ばれる。本節では、この差圧が浮力や到達高度に与える影響と、上昇中の差圧を適切な範囲に設定するために要求される船内空気の排気能力について示す。

2.2.1 浮力および到達高度に与える影響

船内ガス (ヘリウムおよび空気) の圧力が外気に比べて ΔP だけ高い場合、浮力は (2.1.2-4)~(2.1.2-7) 式から

$$B/g = -\frac{\Delta P}{P_b}\rho_b V + \left(\frac{R_g}{R_a} - 1\right)m_g - m_s \quad (2.2.1-1)$$

となり、(2.1.2-10) 式との比較から、差圧による浮力変化は

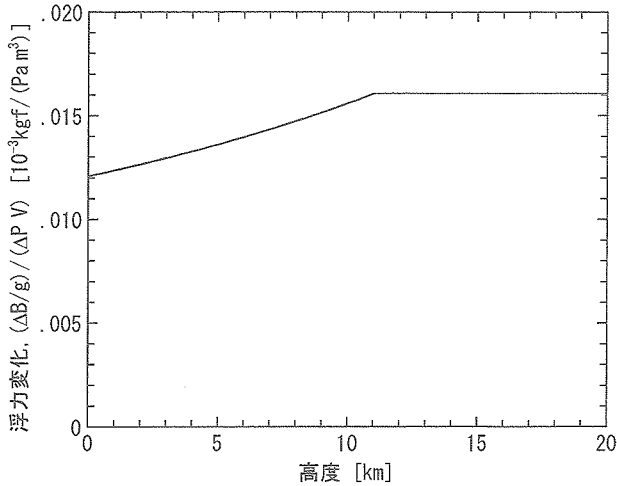


図 2.2.1-1 差圧による浮力変化量

$$\Delta B/g = -\frac{\Delta P}{P_b} \rho_b V \quad (2.2.1-2)$$

と表される。(2.2.1-2) 式による差圧および船体体積あたりの浮力変化量を図 2.2.1-1 に示す。

成層圏滞空試験機 (体積 3540m³) の場合, その差圧運用範囲 (300~600Pa) に対する浮力変化は地上で 13kgf, 成層圏では 17kgf となる。これは上昇に要する浮力 (100kgf 程度) に比べて小さく, したがって差圧変化による浮力変化はあまり重要では無い。ただし, このことは差圧による浮力または上昇速度の制御が困難であることを意味する。特に注意すべきは次の点である。すなわち, 機体上昇中に何らかの理由で船内空気が排気不能になった場合, 差圧の上昇に伴う浮力の減少は僅かであり, 浮力が消失して上昇を停止する前に差圧が船体 (エンベロップ) 強度限界に至る可能性がある。

差圧による到達高度の変化は以下に求められる。すなわち, (2.2.1-1) 式で浮力 $B=0$ とおき, さらに

$$m_g = \rho_g (V - V_B) \quad (2.2.1-3)$$

$$\frac{\rho_g}{\rho_b} = \frac{R_a}{R_g} \left(1 - \frac{\Delta P}{P_b}\right) \quad (2.2.1-4)$$

によれば, 到達高度における外気密度 ρ_b に対して

$$\begin{aligned} \rho_b &= \frac{m_s}{-\frac{\Delta P}{P_b} V + \left(1 - \frac{R_a}{R_g}\right) \left(1 + \frac{\Delta P}{P_b}\right) (V - V_B)} \\ &= \frac{m_s/V}{\left(1 - \frac{R_a}{R_g}\right) \left(1 - \frac{V_B}{V}\right) - \left\{ \frac{R_a}{R_g} + \left(1 - \frac{R_a}{R_g}\right) \frac{V_B}{V} \frac{\Delta P}{P_b} \right\}} \end{aligned} \quad (2.2.1-5)$$

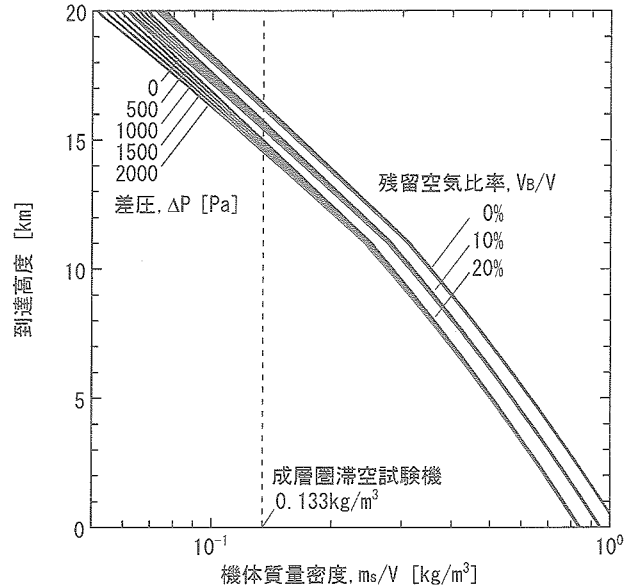


図 2.2.1-2 到達高度における差圧の影響

(2.2.1-5) 式による到達高度を機体質量密度 m_s/V , 残留空気比率 V_B/V および船体差圧 ΔP に対して図 2.2.1-2 に示す。これより次のことがわかる。

- 差圧が大きいほど到達高度は低下する。
- かような影響は, 高高度ほど, または残留空気比率が大きいほど強くあらわれる。

しかし, 成層圏滞空試験機 ($m_s/V = 0.133\text{kg/m}^3$) の場合, 想定される範囲 ($\Delta P = 300 \sim 600\text{Pa}$, $V_B/V < 0.2$) における高度変化は 0.1km 以下であり, 差圧の影響は比較的小さい。

2.2.2 排気バルブによる差圧調整

上昇中の差圧を適切な範囲に維持するためには, 船内空気の排気速度を制御する必要がある。排気を流路面積 S_V , 流量係数 C_V のバルブによっておこなう場合, その流量は次式

$$\dot{V}_{\text{ext}} = S_V C_V \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_b}} \quad (2.2.2-1)$$

で表される。一方, 必要な排気速度を (2.1.4-4) 式で与えると, 上昇中の差圧について次式を得る。

$$\Delta P = \frac{\rho_b}{2} \left\{ \frac{UV}{S_V C_V} \left(\frac{1}{T_b} \frac{dT_b}{dz} - \frac{1}{P_b} \frac{dP_b}{dz} \right) \right\}^2 \quad (2.2.2-2)$$

なお, (2.1.4-4) 式では差圧を考慮していないが, 構造強度上の制約から許容される差圧は外気圧力に比べて十分に小さく, この範囲においてその影響は無視することができる。バルブの流量特性が一定 ($S_V C_V$ 一定) の場合における差圧変化 (地上における値 ΔP_0 との比) を, (a) 上

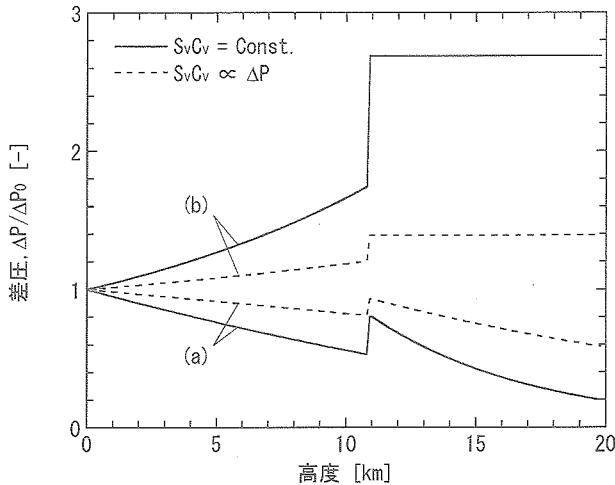


図 2.2.2-1 差圧の高度依存

昇速度が一定の場合、(b) 上昇速度が (2.1.3-4) 式に従う場合 (船体の抗力係数が一定の場合) について図 2.2.2-1 に示す。上昇速度が一定の場合、差圧は地上で最も高く、高度 15km では 45%、20km では 20% に減少する。また、上昇速度が変化すれば、差圧はその 2 乗に比例して変化する。かような差圧変化を抑制する一つの方法として、差圧に応じて開度が変化するバルブ (例えばバネ式の調圧バルブ) の採用が有効である。流路面積 (または流量係数) が差圧に比例するバルブ ($S_V C_V = S_{V,ref} C_{V,ref} (\Delta P / \Delta P_{ref})$) を用いれば、(2.2.2-2) 式より

$$\Delta P = \left(\frac{\rho_b}{2} \right)^{\frac{1}{3}} \left\{ \frac{UV \Delta P_{ref}}{S_{V,ref} C_{V,ref}} \left(\frac{1}{T_b} \frac{dT_b}{dz} - \frac{1}{P_b} \frac{dP_b}{dz} \right) \right\}^{\frac{2}{3}} \quad (2.2.2-3)$$

この場合、差圧の上昇速度への依存性は 1/3 (2 乗に比例 → 2/3 乗に比例) となる。また、差圧の高度依存も図 2.2.2-1 中に破線で示すように抑制される。

2.3 温度差の影響

船内ガスと外気の温度差をスーパーヒート (船内ガス温度が外気よりも高い場合) またはスーパークール (船内ガス温度が外気よりも低い場合) とよぶ。本節では、この温度差が浮力や到達高度に与える影響を示す。次に、船内ガス温度の決定因子について考察し、単純化したモデルによってその程度を概算する。

2.3.1 浮力および到達高度に与える影響

船内ガス (ヘリウム, 空気) の温度が外気に比べて $\Delta T (\ll T_b)$ だけ高い場合、浮力は (2.1.2-4) ~ (2.1.2-7) 式から

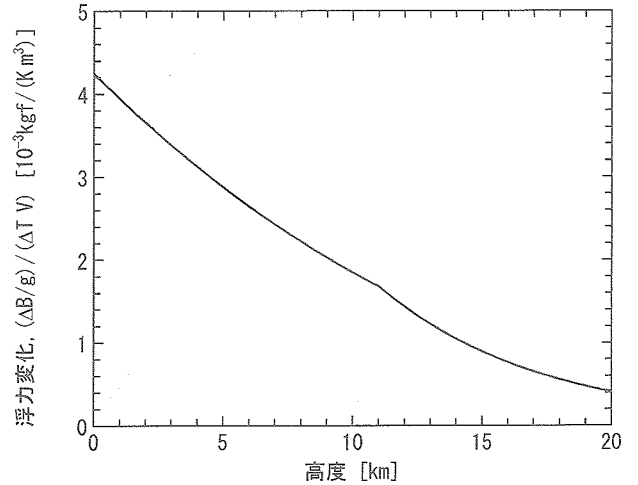


図 2.3.1-1 温度差による浮力変化量

$$\begin{aligned} B/g &= \frac{\Delta T}{T_b + \Delta T} \rho_b V + \left(\frac{R_g}{R_a} - 1 \right) m_g - m_s \\ &\approx \frac{\Delta T}{T_b} \rho_b V + \left(\frac{R_g}{R_a} - 1 \right) m_g - m_s \end{aligned} \quad (2.3.1-1)$$

したがって、温度差による浮力変化は、(2.1.2-10) 式との比較により

$$\Delta B/g = \frac{\Delta T}{T_b} \rho_b V \quad (2.3.1-2)$$

と表される。温度差および船体体積あたりの浮力変化量を図 2.3.1-1 に示す。

成層圏滞空試験機 (体積 3540m³) の場合、温度差 1K あたりの浮力変化は、地上で約 15kgf、高度 15km では約 3kgf となる。上昇に要する浮力約 100kgf と比較すると、かような温度差の発生を数 K の精度で推定する必要がある。

温度差による到達高度の変化は以下に求められる。すなわち、(2.3.1-1) 式で $B=0$ とおき、

$$m_g = \rho_g (V - V_B) \quad (2.3.1-3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\rho_g}{\rho_b} &= \frac{R_a}{R_g} \frac{T}{T + \Delta T} \\ &\approx \frac{R_a}{R_g} \left(1 - \frac{\Delta T}{T} \right) \end{aligned} \quad (2.3.1-4)$$

によれば、到達高度における外気密度 ρ_b に対して

$$\rho_b = \frac{m_g / V}{\left(1 - \frac{R_a}{R_g} \right) \left(1 - \frac{V_B}{V} \right) + \left\{ \frac{R_a}{R_g} + \left(1 - \frac{R_a}{R_g} \right) \frac{V_B}{V} \frac{\Delta T}{T_b} \right\}} \quad (2.3.1-5)$$

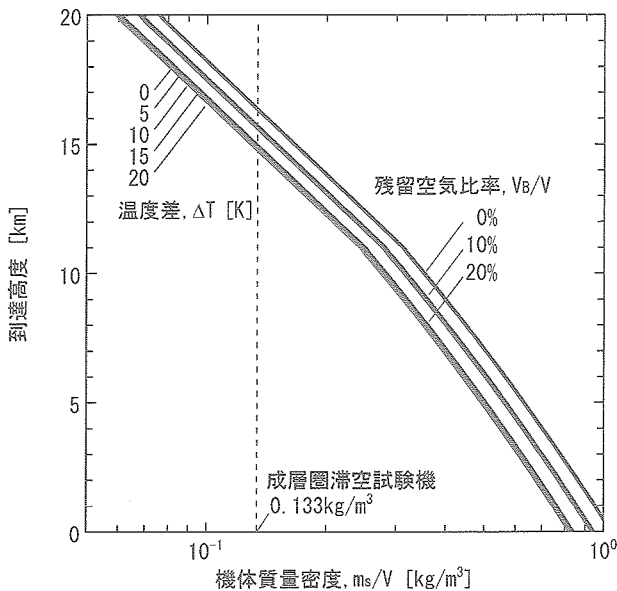


図 2.3.1-2 到達高度における温度差の影響

機体質量密度 m_s/V 、船体体積に占める残留空気の比率 V_B/V および温度差 ΔT に対して (2.3.1-5) 式による到達高度を図 2.3.1-2 に示す。この結果から、船体内外の温度差は到達高度に殆ど影響しないことがわかる。ただし、これは“滞空中に温度変化があっても高度が変化しない”という意味では無い。到達高度において温度差が上昇し、差圧維持のためにヘリウムを放出した場合、新たな到達高度は図 2.3.1-2 に示すとおりで僅かな高度上昇にとどまる。しかし、温度差が減少した場合には、差圧維持のために外気を導入する必要がある、このときの浮力減少は高度を下げても解消されない。したがって、パラソルの投下等によってこの浮力を補償しない限り、地上まで降下しつづけることになる。

2.3.2 断熱および平衡モデル

船内ガスの温度は以下によって決定される。

- (A) 船体との対流による熱の授受
- (B) 外部空気との間の仕事の授受
- (C) 船内に吸入した外気に伴うエネルギーの授受

上昇過程においては、船内に外気を吸入することが無いので (C) は生じない。このとき、船内ガスすなわちヘリウムまたは空気の各々に対するエネルギー (エンタルピ) 保存式；

$$\rho V C_p dT = dQ + V dP \quad (2.3.2-1)$$

より、高度変化 $dz (=U dt)$ における状態量の変化について次式が成り立つ。

$$\frac{dT}{dz} = \frac{1}{\rho V C_p U} \frac{dQ}{dt} + \frac{1}{\rho C_p} \frac{dP}{dz} \quad (2.3.2-2)$$

ここに、

$$\frac{dQ}{dt} = hA(T_e - T) \quad (2.3.2-3)$$

は船体—船内ガス間の対流による伝熱量であり、 T_e は船内ガスと接する船体の代表温度、 h は熱伝達率、 A は伝熱面積である。

(2.3.2-2) 式中の上昇速度 U は浮力を介して船内ガス温度に依存する。したがって、これらの値を求めるためには、(2.3.2-2) 式とともに浮力および上昇速度を表す式を同時に解かなければならない。しかし、上昇速度が十分に大きい場合、または小さい場合には、それぞれ次のように独立に船内ガス温度が定まる。

(1) 断熱モデル

上昇速度が十分に大きい ($U \rightarrow \infty$) とし、(2.3.2-2) 式において右辺第 1 項すなわち (A) の影響を無視することができる。このとき、

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dz} &= \frac{1}{\rho C_p} \frac{dP}{dz} \\ &= \frac{R}{C_p} \frac{T}{P} \frac{dP}{dz} \end{aligned} \quad (2.3.2-4)$$

$$\rightarrow T = T_0 \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad \left(\gamma \equiv \frac{C_p}{C_p - R} \right)$$

ここに γ は比熱比であり、以降の解析ではヘリウムに対して 1.66、空気に対して 1.40 を用いる。また、温度 T_0 、圧力 P_0 には初期値として地上における値を与える。

(2) 平衡モデル

上昇速度が十分に小さい ($U \rightarrow 0$) とし、(2.3.2-2) 式の右辺第 1 項すなわち (A) の影響が支配的となり、(B) の影響は無視できる。このとき、(2.3.2-3) 式より

$$\begin{aligned} \frac{dQ}{dt} &= 0 \\ \rightarrow T &= T_e \end{aligned} \quad (2.3.2-5)$$

船体温度 T_e は外部熱環境との間の放射および対流による平衡温度として次式により求められる。

$$\begin{aligned} \alpha (F_s I_{\text{sol,dir}} + F_d I_{\text{sol,disp}} + F_u I_{\text{sol,albd}}) \\ + \epsilon (F_d I_{\text{inf,dwn}} + F_u I_{\text{inf,up}}) \\ - \epsilon \sigma T_e^4 - h (T_e - T_b) = 0 \end{aligned} \quad (2.3.2-6)$$

表 2.3.2-1 平衡モデルに関する計算条件

項目	数値	備考
α_s	0.23	成層圏滞空試験機使用膜材の実測値
ϵ	0.84	成層圏滞空試験機使用膜材の実測値
F_s	0.25	船体を球形と仮定
F_d	0.5	船体を球形と仮定
F_u	0.5	船体を球形と仮定
I	図 2.3.2-1	北緯36.5deg. -夏至-南中時の中緯度 夏季標準大気に対するモデル計算値 (3.3.3 節参照)

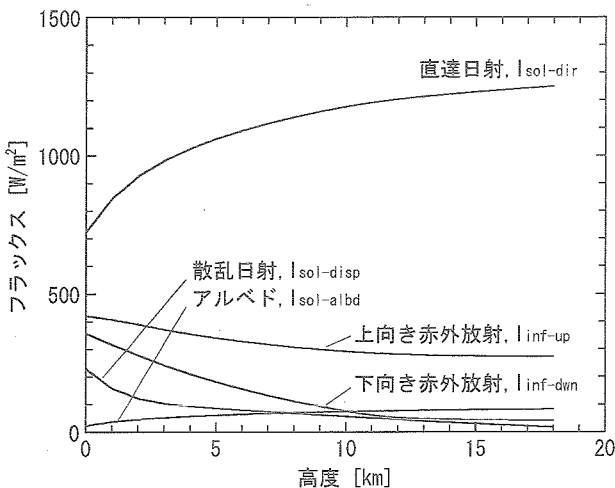


図 2.3.2-1 放射環境条件

第1項は日射による熱入力であり、 α_s は船体の太陽光吸収率、 $I_{sol-dir}$ 、 $I_{sol-disp}$ 、 $I_{sol-albd}$ はそれぞれ直達日射、散乱日射、アルベドによるフラックス、これらに掛かる F は各フラックスに対する船体の形態係数である。第2項は赤外放射による外部からの熱入力であり、 ϵ は船体の赤外放射率、 $I_{inf-dwn}$ 、 I_{inf-up} はそれぞれ下向きおよび上向きの赤外放射フラックス、これらに掛かる F は各フラックスに対する船体の形態係数である。第3項は船体からの赤外放射による放熱、第4項は外気との対流による放熱を表し、ここでは船体が凸面であることを前提としている。熱伝達率 h は乱流自然対流に対する次式

$$h = 0.13(GrPr)^{0.33} \frac{\lambda}{l} \quad (2.3.2-7)$$

によって与えられる。ここに Gr はGrashof数、 Pr はPrandtl数、 λ は熱伝導率である。 l は船体の代表長さであるが、Grashof数は l の3乗に比例するため、上式による熱伝達率、ひいては(2.3.2-6)式による平衡温度は船体スケールに殆ど依存しない。以降の計算に用いる諸条件を表2.3.2-1に示す。対流伝熱に関する熱物性値については3.3.2項を参照されたい。

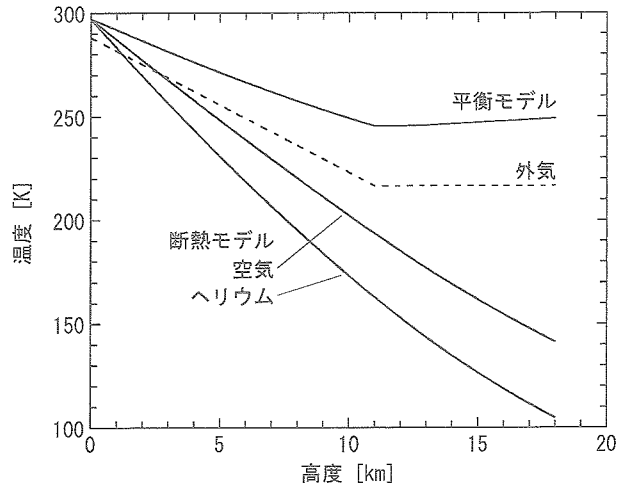


図 2.3.2-2 断熱/平衡モデルによる温度プロファイル

以上の近似モデルによって船内ガス温度を求め、その高度分布(プロファイル)を図2.3.2-2に示す。また、これらの温度に対して次式((2.1.2-3)式)

$$\begin{aligned} \frac{B/g}{m_s} &= \frac{(\rho_b - \rho_a) + \left(\frac{\rho_a}{\rho_g} - 1\right) \frac{m_g}{V}}{\frac{m_s}{V}} - 1 \\ &= \frac{\left(1 - \frac{T_b}{T_a}\right) \rho_b + \left(\frac{T_g}{T_a} - 1\right) \frac{m_g}{V}}{\frac{m_s}{V}} - 1 \end{aligned} \quad (2.3.2-8)$$

から浮力(機体重量によって無次元化した値)を求め、異なる初期浮力(放船時の余剰浮力)に対する結果を図2.3.2-3に示す。ただし、ヘリウム質量比 m_g/V は、初期浮力に対応する値

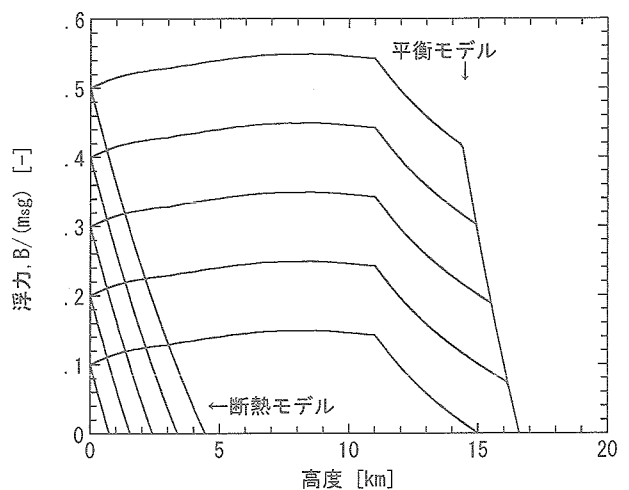


図 2.3.2-3 断熱/平衡モデルによる浮力プロファイル

$$\frac{B_0/g}{m_s} = \frac{\left(1 - \frac{T_{b,0}}{T_{a,0}}\right) \rho_{b,0} + \left(\frac{T_{g,0}}{T_{a,0}} - 1\right) \frac{m_{g,0}}{V}}{\frac{m_s}{V}} - 1$$

$$\rightarrow \frac{m_{g,0}}{V} = \frac{\left(1 + \frac{B_0/g}{m_s}\right) \frac{m_s}{V} - \rho_{b,0} \left(1 - \frac{T_{b,0}}{T_{a,0}}\right)}{\left(\frac{T_{g,0}}{T_{a,0}} - 1\right)} \quad (2.3.2-9)$$

をもとに、次式

$$\frac{m_g}{V} = \min \left[\frac{m_{g,0}}{V}, \rho_b \frac{R_a}{R_g} \frac{T_b}{T_g} \right] \quad (2.3.2-10)$$

によって与えられる。また、機体質量密度 m_s/V には成層圏滞空試験機に相当する以下の値を用いた。

$$\frac{m_s}{V} = \frac{470[\text{kg}]}{3540[\text{m}^3]} = 0.133[\text{kg}/\text{m}^3]$$

断熱モデルによれば、上昇に伴う船内ガス（特にヘリウム）温度の低下は外気に比べて急激であり、スーパーカールが発生する。浮力は、かようなスーパーカールによって放船直後から急激に減少し、設計到達高度（本解析では16.5km）に至る前に消失する。一方、平衡モデルによれば、船内ガス温度は外気に比べて高く、スーパーヒートとなる。しかし、船内ガス温度のプロファイルは外気のそれに近く、浮力の高度依存はあまり大きくない。

以上のように2つの近似モデルによる温度および浮力プロファイルは著しく異なる。これら両モデルの境界となる上昇速度、すなわち (A) と (B) の影響が等しくなる上昇速度を U^* と表すと、

$$\frac{1}{\rho V C_p U^*} \frac{dQ}{dt} = \frac{1}{\rho C_p} \frac{dP}{dz}$$

$$\rightarrow U^* = \frac{\frac{dQ}{dt}}{V \frac{dP}{dz}} = \frac{h A (T_e - T)}{V \frac{dP}{dz}} \quad (2.3.2-11)$$

船体体積 V および温度差 $T_e - T$ をパラメタとして (2.3.2-11) 式による値 U^* を求め、図 2.3.2.4 に示す。ただし圧力勾配や熱伝達率中の物性値には地上における値を用いた。成層圏滞空試験機（体積3540m³）の場合、表 2.3.2-1 の諸条件における温度差 ($T_e - T$) 約10K に対して U^* は1.7m/s となる。

2.3.3 非平衡モデル

前節の結果によれば、成層圏飛行船の上昇特性を求め

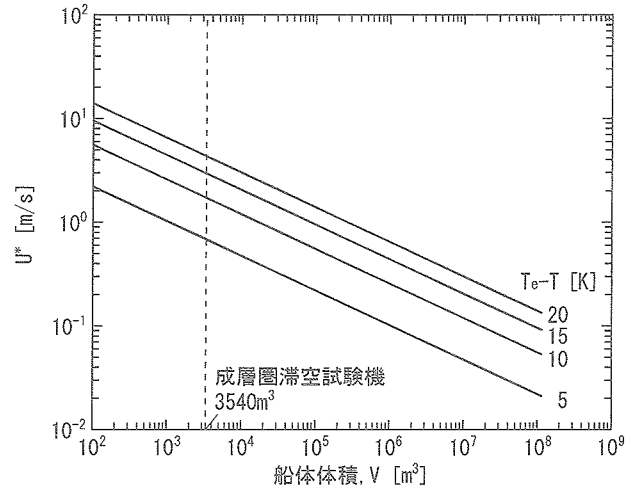


図 2.3.2-4 (A) と (B) の影響が同程度となる上昇速度

るに際してガス温度を断熱または平衡温度として与える粗い近似（断熱モデル／平衡モデル）は適当で無い。上昇速度に依存する有限の伝熱時間を考慮したモデル（非平衡モデル）が必要である。本節では、ヘリウムおよび船内空気の各々に対するエネルギー保存式と、浮力および上昇速度に関する関係式を同時に解き、初期浮力または上昇速度による温度および浮力プロファイルの相違を示す。ただし、前節と同様に船体は一要素とみなし、その温度を表 2.3.2-1 の諸条件に対する平衡温度として与える。また、上昇速度は前節に求めた U^* によって無次元化し、その地上における値を初期条件として与える。具体的には、ヘリウムおよび空気温度に対する次式

$$\frac{dT_g}{dz} = \frac{\frac{h_g}{h_{g,0}} \frac{(T_e - T_g)}{\Delta T_{\text{ref}}} \left(\frac{V_g}{V}\right)^{-1} \left(\frac{U}{U^*}\right)^{-1} \left(\frac{dP}{dz}\right)_0 + \frac{dP}{dz}}{\rho_g C_{p_g}} \quad (2.3.3-1)$$

$$\frac{dT_a}{dz} = \frac{\frac{h_a}{h_{a,0}} \frac{(T_e - T_a)}{\Delta T_{\text{ref}}} \left(\frac{V_a}{V}\right)^{-1} \left(\frac{U}{U^*}\right)^{-1} \left(\frac{dP}{dz}\right)_0 + \frac{dP}{dz}}{\rho_a C_{p_a}} \quad (2.3.3-2)$$

を、地上における平衡温度 $T_{e,0}$ を初期値として積分する。ただし、

$$\frac{V_g}{V} = \min \left[\frac{m_{g,0}}{\rho_g V}, 1 \right] \quad (2.3.3-3)$$

$$\frac{V_a}{V} = 1 - \frac{V_g}{V} \quad (2.3.3-4)$$

$$\frac{U}{U^*} = \left(\frac{U_a}{U^*}\right) \left(\frac{B/(m_s g)}{B_0/(m_s g)}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\rho_b}{\rho_{b,0}}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.3.3-5)$$

$$\frac{B}{m_s g} = \frac{\left(1 - \frac{T_b}{T_a}\right) \rho_b + \left(\frac{T_g}{T_a} - 1\right) \frac{V_g}{V} \rho_g}{\frac{m_s}{V}} - 1 \quad (2.3.3-6)$$

また、機体質量密度 m_s/V には前節と同様に成層圏滞空試験機に相当する以下の値を用いた。

$$\frac{m_s}{V} = 0.133 [\text{kg}/\text{m}^3]$$

以上から異なる初期上昇速度 U_0/U^* および初期浮力 $B_0/(m_s g)$ に対して船内ガス温度および無次元浮力のプロファイルを求め、前節に求めた断熱および平衡モデルの結果と合わせて図 2.3.3-1 ~ 2.3.3-6 に示す。これらの結果によれば、放船時の上昇速度が大きいほど、船内ガス温度は断熱温度に近くなる。したがって、その浮力は断熱

モデルと同様に放船直後から急減する。しかし、上昇速度の低下によって船内ガス温度が回復する（平衡温度に近づく。特にヘリウム温度に顕著）ため、浮力が完全に消失することは無い。かような浮力の変動は、初期浮力が小さく浮力が温度変化に敏感であるほど顕著に現れる。したがって、適度な上昇速度での安定した上昇を得るためには、抗力係数の大きい（例えばドラッグシュートを装備した）船体に大きな浮力を与えることが望ましい。

2.4 まとめ

本章では飛行船の上昇に関する一般的な性質を示した。飛行船の浮力は、船内ガスの状態、特に外気との温度差に依存する。また、その程度は船体体積に比例する。しかるに成層圏飛行船は、既存の有人飛行船に比べて船体体積が大きい上、次の理由で浮力を制御する能力が限定される。

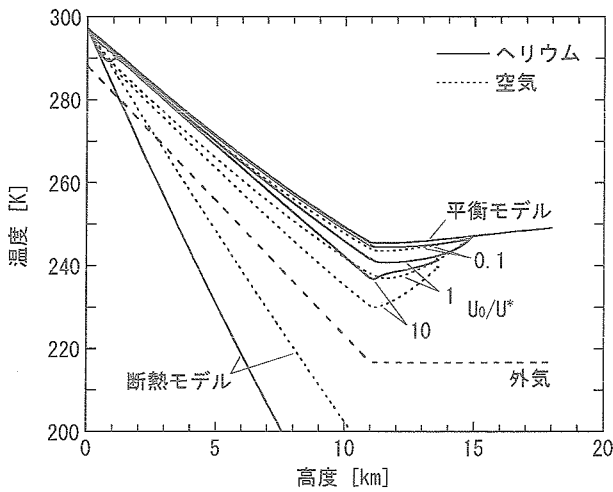


図 2.3.3-1 温度プロファイル ($B_0/(m_s g) = 0.1$)

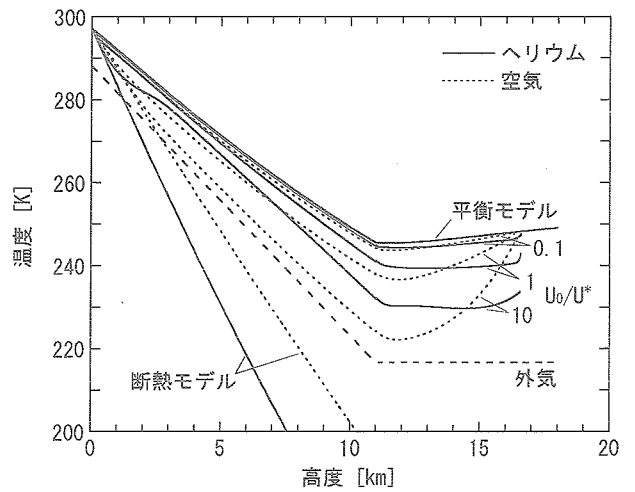


図 2.3.3-3 温度プロファイル ($B_0/(m_s g) = 0.2$)

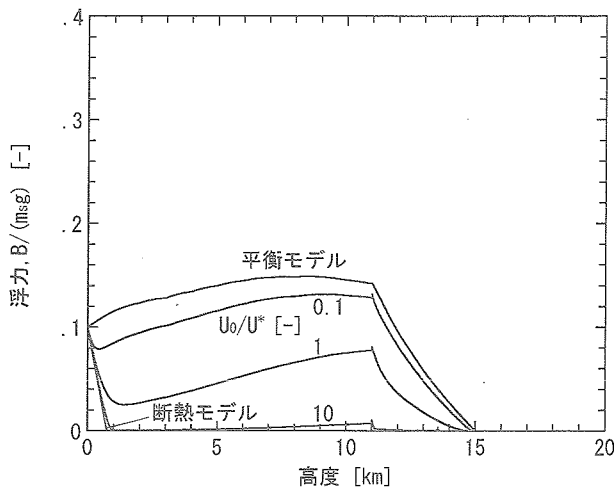


図 2.3.3-2 浮力プロファイル ($B_0/(m_s g) = 0.1$)

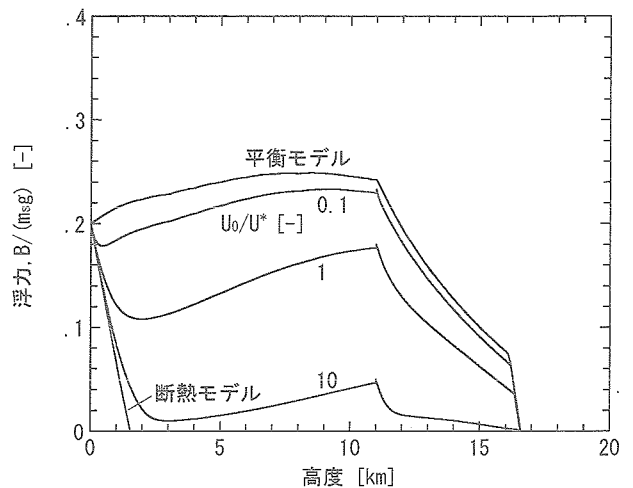
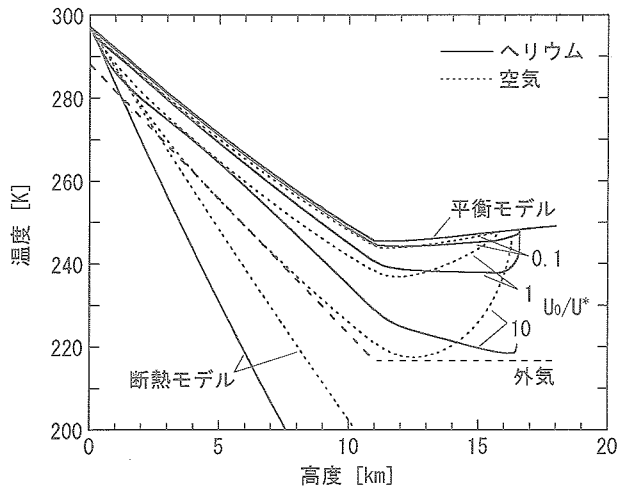
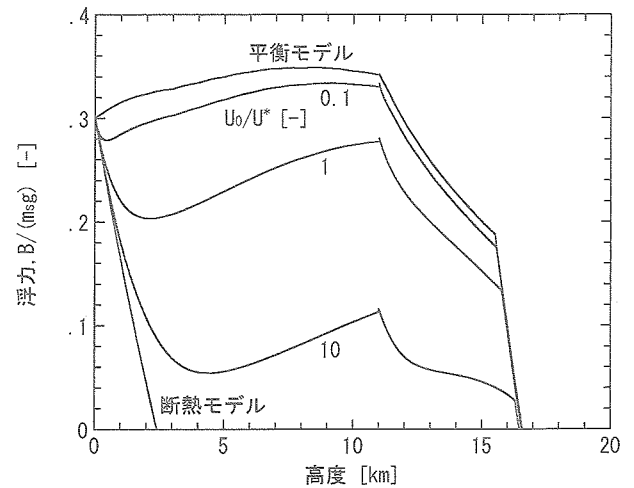


図 2.3.3-4 浮力プロファイル ($B_0/(m_s g) = 0.2$)

図 2.3.3-5 温度プロファイル ($B_0/(m_s g) = 0.3$)図 2.3.3-6 浮力プロファイル ($B_0/(m_s g) = 0.3$)

- 船体体積に比して推進動力が小さいので、推進力または空気力による高度制御能力が低い。
- 機体軽量化の必要性和一定高度に長期間滞空するという運用目的から、パラスト投下またはヘリウム放出による浮力制御が制限される。

したがって、成層圏飛行船の開発・運用にあたっては、その浮力特性、特に圧力差、温度差とその影響を正確に把握し、設計・運用に反映することが必要となる。以下に重要な点を再述する。

圧力差については、排気バルブを適切に設計することにより、船体の形状維持および構造強度から要求される範囲に制御することが可能である。ただし、上昇速度が設計/運用範囲を超えないことが前提となる。

一方、温度差については、これを能動的に制御することは困難であるから、設計・運用段階において精度良く推定することが重要となる。上昇時における船内ガスの温度は、膨張にともなう外部仕事と、船体との間の熱移動との両方に依存する。したがって、飛行船の浮力を推定するためには、これらの過程を考慮した正確な熱モデルが必要となる。

3. 上昇シミュレーションモデル

3.1 概要

本章では、成層圏滞空試験機の上昇シミュレーションモデルについて述べる。上昇シミュレーションとは、与えられた初期条件および外部環境条件に対して、放船後の機体の状態および運動を時間発展的に求める計算を指す。飛行試験では、これを以下の目的に供する。

(1) 浮力設定

試験時の外部環境条件に対して、適切な上昇速度を得るためのヘリウム充填量を決定する。ヘリウム充填量が過大で上昇速度が許容範囲を超えると、船内ガス排気能力の不足により船体差圧が増大し、最悪の場合には船体が破裂する。一方、ヘリウム充填量が過小な場合には、許容時間内に成層圏まで到達できず試験を中断することになる。また、温度逆転層などの外部環境条件に起因して試験途中に上昇が停止する場合もある。

(2) 飛行経路予測

事前のゾンデ観測結果または気象庁の数値予報データに対して飛行経路を予測計算し、試験実施判断（飛行空域および着水海域条件への適合/不適合）に用いる。試験実施にあたっては、飛行経路予測に基づいて以下を設定する。

- 航空局、防衛庁等へ通報する飛行経路（排他空域）
- 回収船および警戒船の配備位置

機体は余剰浮力すなわち浮力と機体重量との差によって上昇する。浮力は外気の状態を与えれば定まるが、機体重量は船内ガスの状態に依存して変化する。船内ガスの温度・圧力が外気と等しい場合には、余剰浮力は上昇中つねに一定となる。しかし、実際の船内ガス温度は、上昇に伴う膨張仕事や船体への放射熱入力等の影響により外気と等しくならない。船内ガスの圧力も、上昇速度や排気バルブの特性に依存して変化する。したがって、機体の上昇運動を求めるためには、機体の運動を記述するモデル（運動モデル）とともに、船内ガスの状態を記述するモデル（熱浮力モデル）が必要になる。

次節以降には、上昇シミュレーションを構成する運動

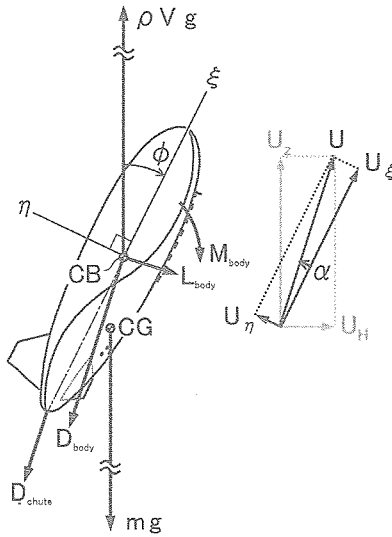


図3.2.1-1 運動モデル (CB：空力中心，CG：重心)

モデルと熱浮力モデルについて概略を述べ、最終節に計算例を示す。

3.2 運動モデル

機体の運動および姿勢は、重心まわりの縦の運動方程式によって計算する。ただし、機体の水平速度は、その高度における風速に等しいとして外部環境条件より与える。運動方程式から求めた機体運動の水平成分は、その方位が定まらないので、上記によって求めた飛行経路からの誤差として扱う。

3.2.1 基礎方程式

縦3自由度の運動方程式より、

$$(m + K_\xi \rho_b V) \left(\frac{dU_\xi}{dt} + U_\eta \frac{d\phi}{dt} \right) = (\rho_b V - m) g \cos \phi + L_{body} \sin \alpha - (D_{body} + D_{chute}) \cos \alpha \quad (3.2.1-1)$$

$$(m + K_\eta \rho_b V) \left(\frac{dU_\eta}{dt} - U_\xi \frac{d\phi}{dt} \right) = (\rho_b V - m) g \sin \phi - L_{body} \cos \alpha - (D_{body} + D_{chute}) \sin \alpha \quad (3.2.1-2)$$

$$(I + K_\phi \rho_b V l^2) \frac{d^2 \phi}{dt^2} = \rho_b V g (\xi_{CG} \cos \phi - \eta_{CG} \sin \phi) + L_{body} (-\xi_{CG} \sin \alpha - \eta_{CG} \cos \alpha) + D_{body} (-\xi_{CG} \cos \alpha + \eta_{CG} \sin \alpha) + M_{body} + D_{chute} \{ (\xi_{chute} - \xi_{CG}) \sin \alpha - \eta_{CG} \cos \alpha \} \quad (3.2.1-3)$$

ここに (ξ, η) は機体に固定した座標系 (空力中心より機軸方向前方に ξ 軸，上方に η 軸；図3.2.1-1参照) であり，(3.2.1-1)～(3.2.1-3) 式は重心の ξ 方向並進， η 方向並進および重心まわりの回転 (機体姿勢角 ϕ) に対する運動方程式である。(3.2.1-1) 式および (3.2.1-2) 式の右辺第1項は重力・浮力，第2項は揚力，第3項は抗力である。(3.2.1-3) 式の右辺第1項は浮力のモーメント，第2，第3，第4項は機体 (エンベロプ) にはたらく空気力のモーメント，第5項はドラッグシュートによるモーメントである。機体姿勢角および空気力・モーメントの向きは図3.2.1-1に示すように定義した。速度の鉛直成分 U_z および水平成分 U_H は， ξ 方向成分 U_ξ ， η 方向成分 U_η および機体姿勢角 ϕ より以下に求められる。

$$U_z = U_\xi \cos \phi + U_\eta \sin \phi \quad (3.2.1-4)$$

$$U_H = U_\xi \sin \phi - U_\eta \cos \phi \quad (3.2.1-5)$$

3.2.2 質量および慣性モーメント

(3.2.1-1)～(3.2.1-3) 式中の m, I はそれぞれ機体の質量および重心 (ξ_{CG}, η_{CG}) まわりの慣性モーメントであり，以下に与えられる。

$$m = \sum_k m_k \quad (3.2.2-1)$$

$$I = \sum_k [I_k + m_k \{ (\xi_k - \xi_{CG})^2 + (\eta_k - \eta_{CG})^2 \}] \quad (3.2.2-2)$$

$$\xi_{CG} = \frac{\sum_k m_k \xi_k}{m} \quad (3.2.2-3)$$

$$\eta_{CG} = \frac{\sum_k m_k \eta_k}{m} \quad (3.2.2-4)$$

表 3.2.2-1 重量重心および慣性モーメント

k	構成要素	m_k	I_k	ξ_k	η_k
1	エンベロプ	157 [kg]	2.42×10^4 [kg m ²]	-0.47 [m]	0 [m]
2	ダイヤモンド	56 [kg]	7.48×10^3 [kg m ²]	-0.61 [m]	0 [m]
3	その他の装備	250 [kg]	3.04×10^4 [kg m ²]	0.96 [m]	-3.86 [m]
4	ドラッグシュート	7 [kg]	0 [kg m ²]	-24.91 [m]	0 [m]
5	ヘリウム	m_g	1.15×10^2 [m ²] $\times m_g$	ξ_g	η_g
6	空気	m_a	1.15×10^2 [m ²] $\times m_a$	$-(V_g/V_a) \xi_g$	$-(V_g/V_a) \eta_g$

ここに m_k は機体要素 k の質量, I_k は空力中心まわりの慣性モーメント, (ξ_k, η_k) は重心座標であり, それぞれの値を表3.2.2-1に示す。ただし, 船内ガス (ヘリウムおよび空気) の質量 m_g, m_a は, 後述する熱浮力モデルによって与えられる。また, 船内ガス (ヘリウム) の重心位置 (ξ_g, η_g) は, その体積 V_g/V および機体姿勢角 ϕ に対して図3.2.2-1および図3.2.2-2に示すように与えられる。これは, ダイヤフラム形状が (ξ, η) 面内の関数で与えられると仮定し, 以下の条件を満たすよう数値的に求めたものである。

- (1) エンベロップ内部のダイヤフラムに仕切られた各領域の体積が, 熱浮力モデルによって与えられたヘリウムおよび船内空気の体積に一致する。
- (2) (ξ, η) 面におけるダイヤフラムの弧長がエンベロップの弧長を超えない。
- (3) 船内ガス (ヘリウム+空気) の重力ポテンシャルが最小になる。

ダイヤフラム形状の例を図3.2.2-3に示す。

(3.2.1-1)~(3.2.1-3) 式左辺の係数 K が掛かる項は付加質量および付加慣性モーメントであり, 細長比4の回転楕円体に対する以下の値を用いる (文献2)。

$$K_{\xi} = 0.082 \tag{3.2.2-5}$$

$$K_{\eta} = 0.86 \tag{3.2.2-6}$$

$$K_{\phi} = 0.032 \tag{3.2.2-7}$$

3.2.3 力およびモーメント

(3.2.1-1)~(3.2.1-3) 式中の力およびモーメントは以下に与えられる。

$$L_{\text{body}} = \frac{1}{2} \rho_b U^2 C_L V^{\frac{2}{3}} \tag{3.2.3-1}$$

$$D_{\text{body}} = \frac{1}{2} \rho_b U^2 C_D V^{\frac{2}{3}} \tag{3.2.3-2}$$

$$M_{\text{body}} = \frac{1}{2} \rho_b U^2 \left(C_m - \frac{C_{mq} l}{2U} \right) V^{\frac{2}{3}} l \tag{3.2.3-3}$$

$$D_{\text{chute}} = \frac{1}{2} \rho_b U^2 C_{D,\text{chute}} V^{\frac{2}{3}} \tag{3.2.3-4}$$

ここに

$$U = \sqrt{U_{\xi}^2 + U_{\eta}^2} \tag{3.2.3-5}$$

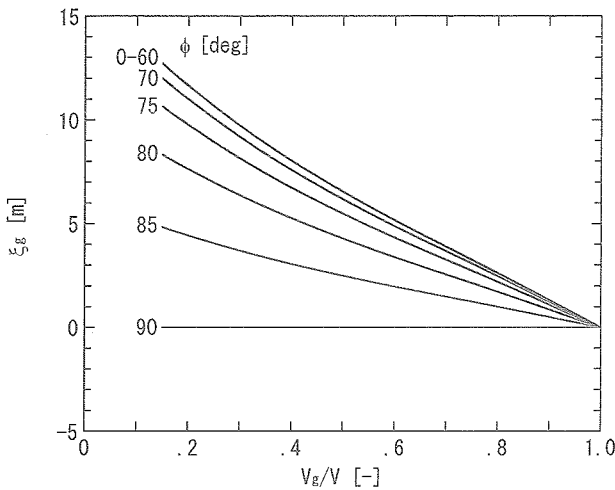


図3.2.2-1 ガス重心モデル (ξ_g)

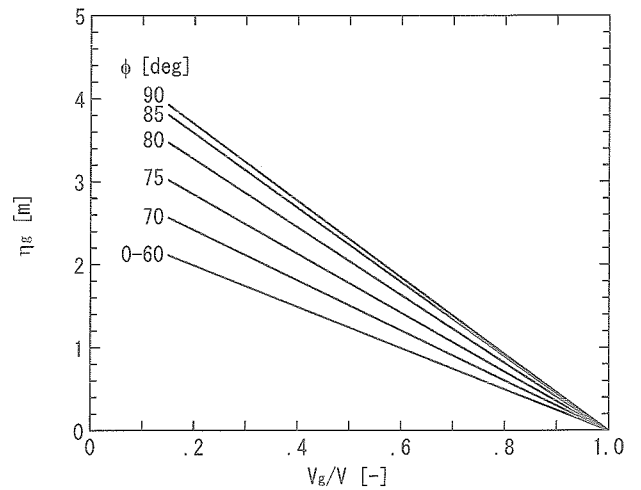


図3.2.2-2 ガス重心モデル (η_g)

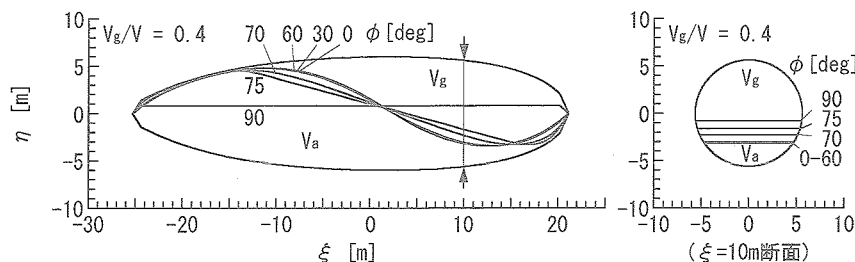


図3.2.2-3 ダイヤフラム形状 ($V_g/V = 0.4$ の場合)

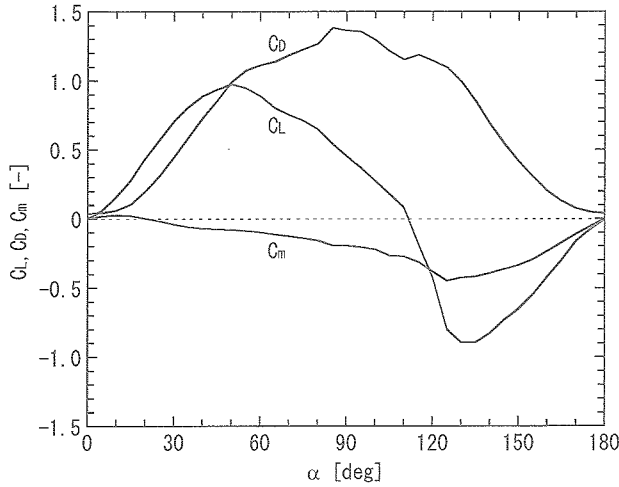


図 3.2.3-1 空力係数

$$\alpha = \sin^{-1} \frac{U_x}{U} \quad (3.2.3-6)$$

$$C_{D, \text{chute}} = 0.132 \quad (3.2.3-7)$$

$$C_{mq} = -0.25 [\text{s}^{-1}] \quad (3.2.3-8)$$

また、船体の空力係数 (C_L, C_D, C_m) は迎角 α に対して図 3.2.3-1 のように与えられる。これは風洞試験データ (船体 (エンベロープ) 模型による大迎角試験の結果) をもとに尾翼等の影響を補正したものである。

3.3 熱浮力モデル

熱浮力モデルは、船内ガスおよび船体の各要素に対するエネルギー方程式、船内ガスの状態方程式、排気バルブの流量特性を含む船内ガスの質量保存式によって構成される。船内ガス温度は余剰浮力に強く影響する (船体温度は直接影響しない) ため、その精度良い算出が重要となる。しかし厳密なモデル化 (CFD 解析との連成など) はその煩雑さから現実的でない。そこで、船内ガス (ヘリウム、空気) を各1要素として、これに接する船体との熱伝達率を共通の経験式で与え、その妥当性をサブスケール機体による要素試験で確認・調整した (文献3)。船体については細分化することも可能だが、上記の理由、すなわち船体の温度分布自体は重要ではない。また船内ガスとの熱伝達に共通の経験式を使用することからその意義は小さい。したがって船体は、ヘリウム側エンベロプ、空気側エンベロプ、ダイヤフラムの3要素とした。これを熱回路網として図 3.3-1 に示す。

3.3.1 基礎方程式

(1) ヘリウムおよび船内空気の熱平衡式

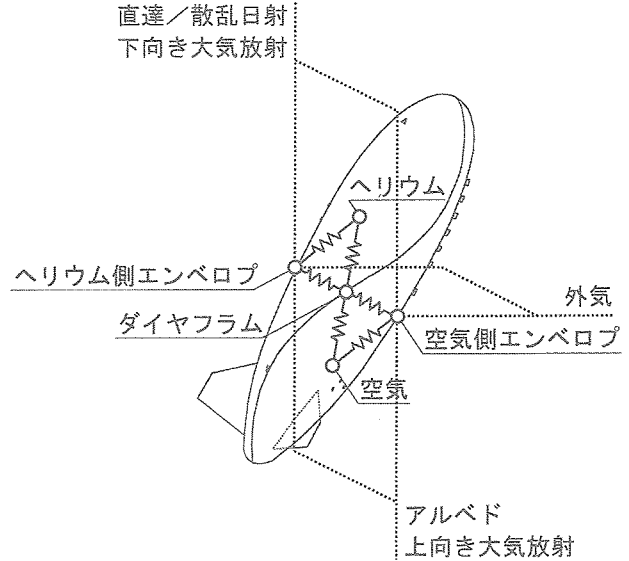


図 3.3-1 熱回路網

$$\rho_g V_g C_p \frac{dT_g}{dt} = V_g \frac{dP}{dt} + \sum_i \dot{Q}_{C,i-g} + \sum_i \dot{Q}_{R,i-g} + \dot{Q}_{v,g} \quad (3.3.1-1)$$

$$\rho_a V_a C_p \frac{dT_a}{dt} = V_a \frac{dP}{dt} + \sum_i \dot{Q}_{C,i-a} + \sum_i \dot{Q}_{R,i-a} + \dot{Q}_{v,a} \quad (3.3.1-2)$$

左辺はエンタルピー変化、右辺第1項は圧縮による工業仕事、第2項は対流熱伝達による船体からの熱流入 (3.3.2 節参照)、第3項は放射による船体からの熱流入 (3.3.3 節参照)、第4項は水蒸気の相変化に伴う内部発熱 (3.3.4 節参照) を表す。

(2) 船体 i 要素の熱平衡式

$$\rho_i A_i C_i \frac{dT_i}{dt} = -\dot{Q}_{C,i-g} - \dot{Q}_{C,i-a} - \dot{Q}_{C,i-b} - \dot{Q}_{R,i-g} - \dot{Q}_{R,i-a} + \dot{Q}_{R,b,i} - \sum_{j(j \neq i)} \dot{Q}_{R,i,j} \quad (3.3.1-3)$$

左辺の ρ_i は船体要素の面密度、 C_i は比熱である。また、右辺第1項~第3項は、それぞれヘリウム、船内空気、外気からの対流熱伝達による熱流入、第4項~第7項は、ヘリウム、船内空気、外気および船体 j 要素からの放射による熱流入を表す。

(3) ヘリウムおよび船内空気の質量変化 (排気バルブ流量特性)

$$\frac{dm_g}{dt} = S_{v,g} C_{v,g} \sqrt{2\rho_g (P - P_b)} \quad (3.3.1-4)$$

$$\frac{dm_a}{dt} = S_{v,a} C_{v,a} \sqrt{2\rho_a (P - P_b)} \quad (3.3.1-5)$$

(4) ヘリウムおよび船内空気の状態式

$$PV_g = m_g R_g T_g \quad (3.3.1-6)$$

$$PV_a = m_a R_a T_a \quad (3.3.1-7)$$

3.3.2 対流伝熱

対流による船体要素*i* (面積 A_i) からヘリウム, 船内空気, 外気への熱移動量は, それぞれ以下に与えられる。

$$\dot{Q}_{C,i-g} = h_{i-g} A_i (T_i - T_g) \quad (3.3.2-1)$$

$$\dot{Q}_{C,i-a} = h_{i-a} A_i (T_i - T_a) \quad (3.3.2-2)$$

$$\dot{Q}_{C,i-b} = h_{i-b} A_i (T_i - T_b) \quad (3.3.2-3)$$

ここに h_{i-x} ($x = g, a, b$) は熱伝達率であり, その無次元量であるNusselt数 Nu_{i-x} ($= h_{i-x} l / \lambda_x$) は, 自然対流または複合対流に対する経験式に基づき, Prandtl数 Pr_x , 船体全長 l を代表長さとするGrashof数 Gr_{i-x} およびReynolds数 Re_x に対して以下のように与えられる。

$$Nu_{i-g} = 0.13 (Gr_{i-g} Pr_g)^{0.33} \quad (3.3.2-4)$$

$$Nu_{i-a} = 0.13 (Gr_{i-a} Pr_a)^{0.33} \quad (3.3.2-5)$$

$$Nu_{i-b} = \left[\{0.13 (Gr_{i-b} Pr_b)^{0.33}\}^3 + \{0.037 Re_b^{0.8} Pr_b^{0.33}\}^3 \right]^{1/3} \quad (3.3.2-6)$$

各熱物性値は膜温度 (船体温度とガス温度の平均値)

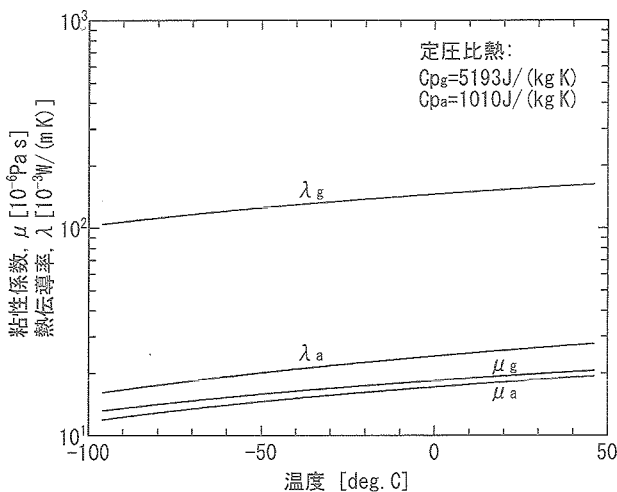


図 3.3.2-1 熱物性値

に対して図 3.3.2-1 のように与えられる。

3.3.3 放射伝熱

船体要素*i* から船体要素*j* への放射による正味の熱移動量は次式によって与えられる。

$$\dot{Q}_{R,i-j} = (1 - \epsilon_v) A_i F_{ij} (J_i - J_j) \quad (3.3.3-1)$$

船内ガス中に水蒸気が含まれる場合には船体要素との間の放射伝熱を考慮する必要がある, その正味の熱移動量は次式によって与えられる。

$$\dot{Q}_{R,i-x} = \epsilon_v A_i F_{ix} (J_i - \sigma T_x^4) \quad (x = a \text{ または } g) \quad (3.3.3-2)$$

ここに, J_n ($n = i, j$) は以下の線形方程式の解である。

$$B_{mn} J_n = C_m \quad (m, n = i, j) \quad (3.3.3-3)$$

$$B_{mn} = \begin{cases} (1 - \epsilon_v) A_m F_{m-m} + \epsilon_v A_m F_{m-x} + \frac{\epsilon_m}{1 - \epsilon_m} A_m & (m=n) \\ -(1 - \epsilon_v) A_m F_{m-n} & (m \neq n) \end{cases}$$

$$C_m = \epsilon_v A_m F_{m-x} \sigma T_x^4 + \frac{\epsilon_m}{1 - \epsilon_m} A_m \sigma T_m^4$$

また, 船内ガス放射率 ϵ_v は水蒸気分圧 P_v に対して以下に与えられる。

$$\epsilon_v = 0.30 \{1 - \exp(-2.0 \times 10^{-4} [Pa^{-1} m^{-1}] P_v l_v)\} C_1(P) C_2(T) \quad (P_v l_v < 8 \times 10^3 Pa \cdot m) \quad (3.3.3-4)$$

ここに l_v はガスの有効厚さであり, 船体直径 (= 船体全長 $l/4$) を用いる。また, $C_1(P)$, $C_2(T)$ はガス圧力 P および温度 T に関する補正項であり, 本解析の範囲 ($P < 1 \times 10^5 Pa$, $T < 500 K$) において次式で表される。

$$C_1(P) = 1 + 9.0 \times 10^{-6} [Pa^{-1}] (P - P_{ref}) \quad (P_{ref} = 1 \times 10^5 Pa) \quad (3.3.3-5)$$

$$C_2(T) = \exp\{-0.0011 [K^{-1}] (T - T_{ref})\} \quad (T_{ref} = 273 K) \quad (3.3.3-6)$$

日射・赤外放射による外部環境-船体要素*i*間の熱移動量は次式で表される。

$$\dot{Q}_{R,b-i} = \dot{Q}_{sol_dir,i} + \dot{Q}_{sol_disp,i} + \dot{Q}_{sol_albd,i} + \dot{Q}_{inf_dwn,i} + \dot{Q}_{inf_up,i} \quad (3.3.3-7)$$

右边各項は, 直達日射, 散乱日射, アルベド, 下向き赤外放射, 上向き赤外放射による熱流入を表しており, そ

表 3.3.3-1 SBDART の設定条件

項目	設定方法	本計算で選択した設定条件
1 日時 (GMT)	年/月/日/時間/分を入力 (10分単位)	試験日時
2 経度・緯度	緯度・経度を数値入力	36.48deg.N, -140.62deg.E
3 波長範囲	範囲を数値入力	[日射] 0.25 ~ 3μm [赤外放射] 3 ~ 100μm
4 大気プロファイル	複数の標準モデルが用意されている他 水分量の積分値を指定することも可能	中緯度夏季モデル (水分量 2.9g/cm ²)
5 微量気体の濃度	CO ₂ , CH ₄ , N ₂ O の濃度を数値入力	360, 1.74, 0.32ppm
6 エアロゾルモデル	モデル選択と視程の数値入力	Oceanic モデル, 視程 23km
7 アルベドモデル	モデル選択	Sea Water モデル
8 雲パラメータ	各層の高度, 光学的厚さ, 有効粒子半径を 数値入力	なし

それぞれ以下に与えられる。

$$\dot{Q}_{sol_dir,i} = \alpha_{s,i} A_i F_{i-s} I_{sol_disp} \quad (3.3.3-8)$$

$$\dot{Q}_{sol_disp,i} = \alpha_{s,i} A_i F_{i-d} I_{sol_disp} \quad (3.3.3-9)$$

$$\dot{Q}_{sol_albd,i} = \alpha_{s,i} A_i F_{i-u} I_{sol_albd} \quad (3.3.3-10)$$

$$\dot{Q}_{inf_dwn,i} = \epsilon_i A_i F_{i-d} (I_{inf_dwn} - \sigma T_i^4) \quad (3.3.3-11)$$

$$\dot{Q}_{inf_up,i} = \epsilon_i A_i F_{i-u} (I_{inf_up} - \sigma T_i^4) \quad (3.3.3-12)$$

ここに $\alpha_{s,i}$ は船体要素 i の太陽光吸収率, ϵ_i は船体要素 i の赤外放射率, A_i は船体要素 i の面積, F_{i-x} は船体要素 i のフラックス I_x に対する形態係数である。日射および大気赤外放射フラックス I_x には放射伝達計算コード SBDART (Santa Barbara DISORT Atmospheric Radiative Transfer; 文献 4, 5) によるモデル計算によって与えられる。計算に用いた設定条件を表 3.3.3-1 に示す。

3.3.4 水蒸気潜熱の影響

水蒸気の相変化による発熱量 (潜熱放出量) は, 船内ガスが飽和状態にある場合, すなわち初期値として与えられた放船時の水蒸気分圧比 $(\rho_v/P)_0$ と, 船内ガスの温度 T および圧力 P が

$$\left(\frac{P_v}{P}\right)_0 \geq \frac{P_{v,sat}(T)}{P} \quad (3.3.4-1)$$

なる関係にあるとき, 次式によって与えられる。

$$\dot{Q} = h_{fg} V \left(\frac{d\rho_v}{dt} - \frac{d\rho_{v,sat}}{dt} \right) \quad (3.3.4-2)$$

ここに, h_{fg} は水蒸気の質量あたり凝縮潜熱, V は船内ガ

スの体積 (V_g または V_a) である。また, (3.3.4-2) 式右辺 () 内の第 1 項は相変化が生じないと仮定した場合の水蒸気密度変化率, 第 2 項は温度変化に伴う飽和水蒸気密度の変化率であり, それぞれ

$$\frac{d\rho_v}{dt} = \rho_{v,sat} \left(\frac{1}{P} \frac{dP}{dt} - \frac{1}{T} \frac{dT}{dt} \right) \quad (3.3.4-3)$$

$$\frac{d\rho_{v,sat}}{dt} = \rho_{v,sat} \left(\frac{1}{P_{v,sat}} \frac{dP_{v,sat}}{dT} \frac{dT}{dt} - \frac{1}{T} \frac{dT}{dt} \right) \quad (3.3.4-4)$$

と表される。したがって, (3.3.4-3), (3.3.4-4) 式および Clausius-Clapeyron の式によれば, (3.3.4-2) 式は

$$\dot{Q}_{v,x} = h_{fg} \rho_{v,sat,x} V_x \left(\frac{1}{P} \frac{dP}{dt} - \frac{h_{fg}}{R_v T_x^2} \frac{dT_x}{dt} \right) \quad (3.3.4-5)$$

と表される。

3.3.5 排気バルブ特性

成層圏滞空試験機には, 表 3.3.5-1 に示す排気バルブが搭載されている。各バルブの流量特性を以下に示す。

(1) 空気/ヘリウム調圧排気バルブ

空気/ヘリウム調圧排気バルブの流路面積 S_v および流量係数 C_v は以下に与えられる。

$$S_v = 0.0531 [\text{m}^2] \times N \quad (3.3.5-1)$$

$$C_v = C_1 \{1 - \exp(-C_2 X_{st})\} \quad (3.3.5-2)$$

(3.3.5-1) 式中の N はバルブ個数である。(3.3.5-2) 式中の係数 C_1, C_2 はバルブの流路形状に依存する値であり, 流

表 3.3.5-1 搭載排気バルブの構成

バルブ名称	個数, N	型式	搭載位置
空気調圧排気バルブ	6	バネ式チェック弁 クラック圧: 300Pa (設計値)	空気室側エンベロブ (STA: 72%)
ヘリウム調圧排気バルブ	1	バネ式チェック弁 クラック圧: 600Pa (設計値)	ヘリウム室側エンベロブ (STA: 35%)
ヘリウム電動排気バルブ	1	電動モータ式 (遠隔指令による開閉)	ヘリウム室側エンベロブ (STA: 40%)

表 3.3.5-2 調圧排気バルブ荷重特性

	空気調圧排気 バルブ	ヘリウム調圧排気 バルブ
ΔP_C	306Pa	666Pa
k	255N/m	172N/m
$X_{st, max}$	0.109m	0.087m

表 3.3.5-3 ヘリウム電動排気バルブの開閉動作時間

温度	「閉→開」時間	「開→閉」時間
-60°C	56.8s	46.3s
-30°C	34.7s	33.1s
20°C	26.8s	26.2s

量流量試験の結果に基づいて以下に与えられる。

$$C_1 = 0.3381 \quad (3.3.5-3)$$

$$C_2 = 0.0258 \text{ [m}^{-1}\text{]} \quad (3.3.5-4)$$

X_{st} はバルブ開度 (リフト量) であり, 以下に与えられる。

$$X_{st} = \min \left[\max \left\{ (1 - C_3) (\Delta P - \Delta P_C) \frac{S_V}{k}, 0 \right\}, X_{st, max} \right] \quad (3.3.5-5)$$

ここに ΔP_C はクラック圧, k はバネ定数, $X_{st, max}$ は最大バルブ開度であり, これらは搭載品の荷重試験結果に基づき表 3.3.5-2 に示す値を用いる。係数 C_3 は, バルブ作動時に弁板に作用する流体力と, 差圧による計算上の荷重 (差圧 \times 弁板面積) との相違を補正する係数であり, 流量特性試

験結果と荷重試験結果との比較から以下に与えられる。

$$C_3 = 0.2 \quad (3.3.5-6)$$

(2) ヘリウム電動排気バルブ

ヘリウム電動排気バルブの流路面積 S_V および流量係数 C_V は流量特性試験結果に基づいて以下に与えられる。

$$S_V = 0.0481 \text{ [m}^2\text{]} \quad (3.3.5-7)$$

$$C_V = 0.43 \quad (3.3.5-8)$$

ただし, 「閉→開」または「開→閉」コマンドを送信してから動作を完了するまでには表 3.3.5-3 に示す時間を要する。この動作時間をヘリウム温度に対して線形に補間して与え, また動作中の流量特性は時間に比例して変化すると仮定した。

表 3.4-1 計算条件

環境条件	
大気	標準大気 (ISA)
放射環境	日立 7 月 12 日 午前 6 時の SBDART 計算値 (中緯度夏季標準大気モデル)
初期条件	
浮力	50, 100, 150, 200, 250, 300kgf
差圧	300Pa
機体姿勢角	60deg.
船体および 船内ガス温度	平衡温度 (対気速度: 0m/s)
船内ガス露点	ヘリウム: -273.15deg.C (水分なし), 船内空気: 4.7deg.C

3.4 シミュレーション計算例

シミュレーション計算例として、表3.4-1の諸条件に対する計算結果を図3.4-1～図3.4-6に示す。浮力は放船直

後より急激に低下するが、これはヘリウムおよび船内空気の膨張に伴う温度減少率が外気に比べて大きいためである。しかし、高度約1kmにおいて船内空気温度が露点

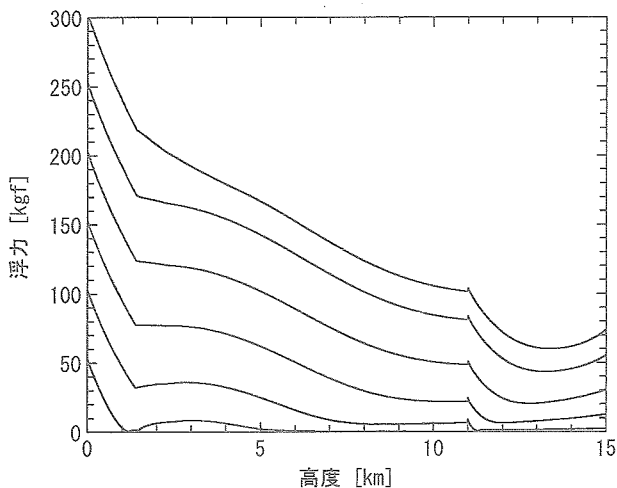


図3.4-1 浮力

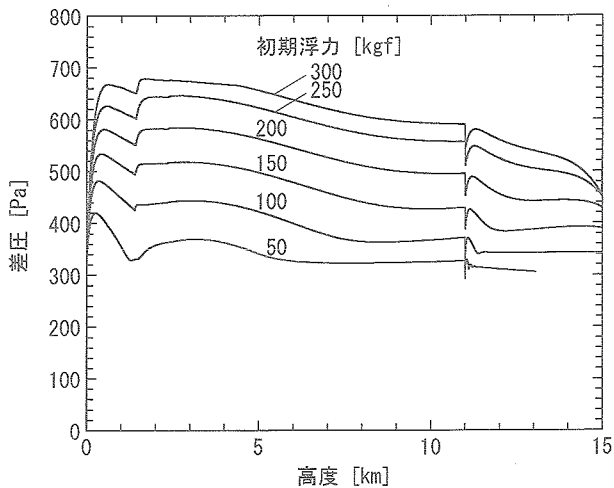


図3.4-4 差圧

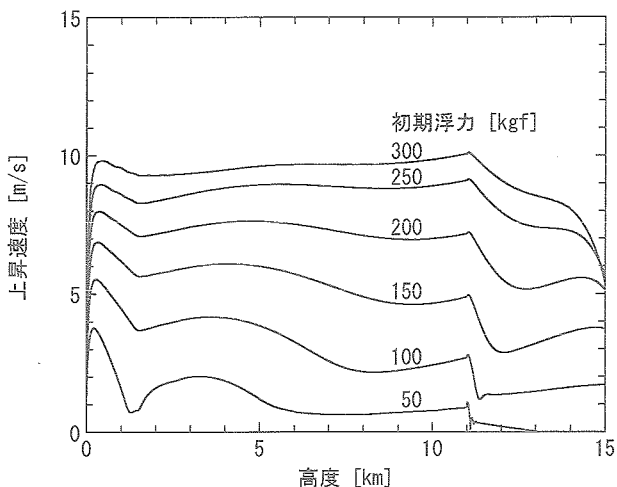


図3.4-2 上昇速度

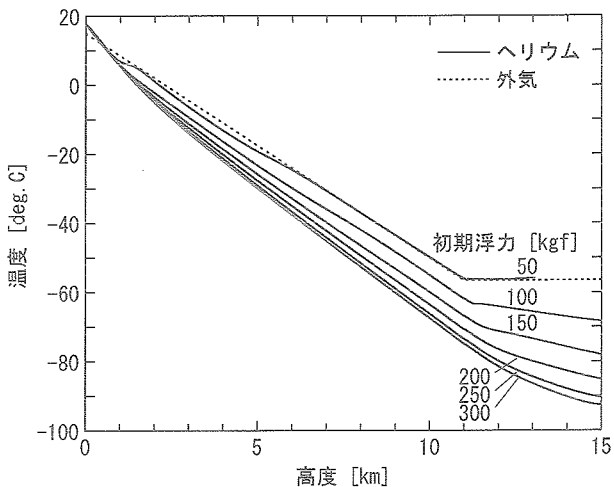


図3.4-5 ヘリウム温度

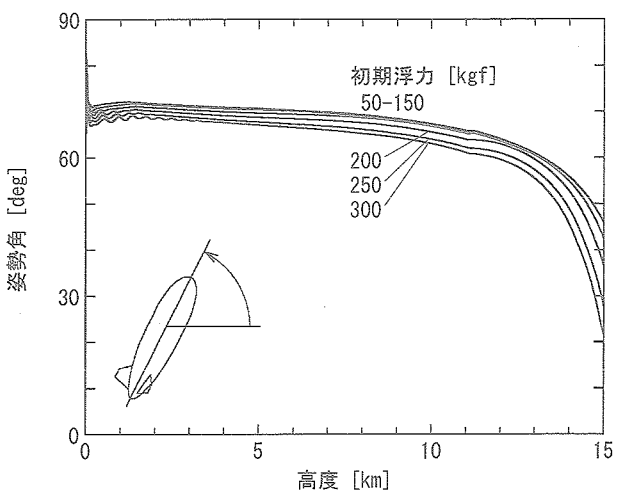


図3.4-3 姿勢角

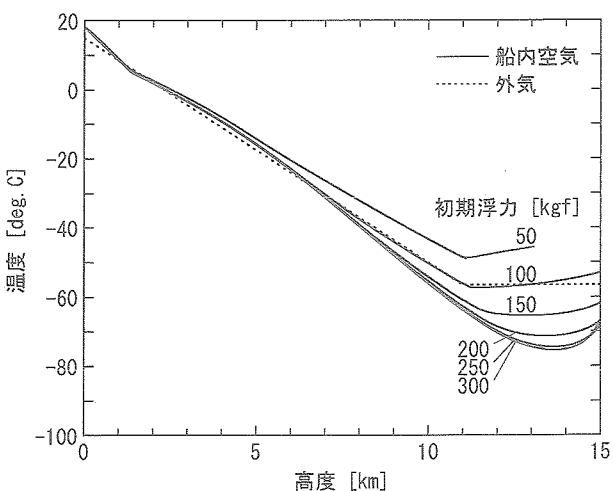


図3.4-6 船内空気温度

(4.7deg.C)に達した後は船内空気温度の減少率が緩和されるため、浮力の低下も緩やかになる。特に初期浮力が小さい場合には、上昇速度の低下に伴い外気との熱交換が促進されてヘリウム温度の減少率も緩和されるため、浮力の低下はより抑制され、一部では増加に転じている。一方、初期浮力が大きく上昇速度が大きいくほどヘリウム温度の減少率は大きく、上昇とともに浮力が低下する傾向が強い。しかし、かような浮力の低下に対して上昇速度の変化は比較的小さい。これは上昇とともに大気密度が減少し、抗力が低下するためである。ただし、満膨張高度に近づくと機体姿勢の傾斜によって抗力が増すために、上昇速度が低下する。なお、高度11kmにおいて浮力等に急激な変化がみられるが、これは対流圏・成層圏境界における外気温度勾配の不連続に起因するものである。

4. 飛行試験

4.1 概要

本章では成層圏滞空試験機による飛行試験の結果について述べる。まず、試験機および飛行試験に関して、特に上昇シミュレーションに関連する内容を示す。次に、取得した飛行試験データのうち上昇に関する結果を示し、シミュレーション結果との比較を行う。なお、試験機の詳細については文献6を、飛行試験全般および材料・構造評価については文献7を参照されたい。

4.2 試験機および飛行試験

4.2.1 試験機

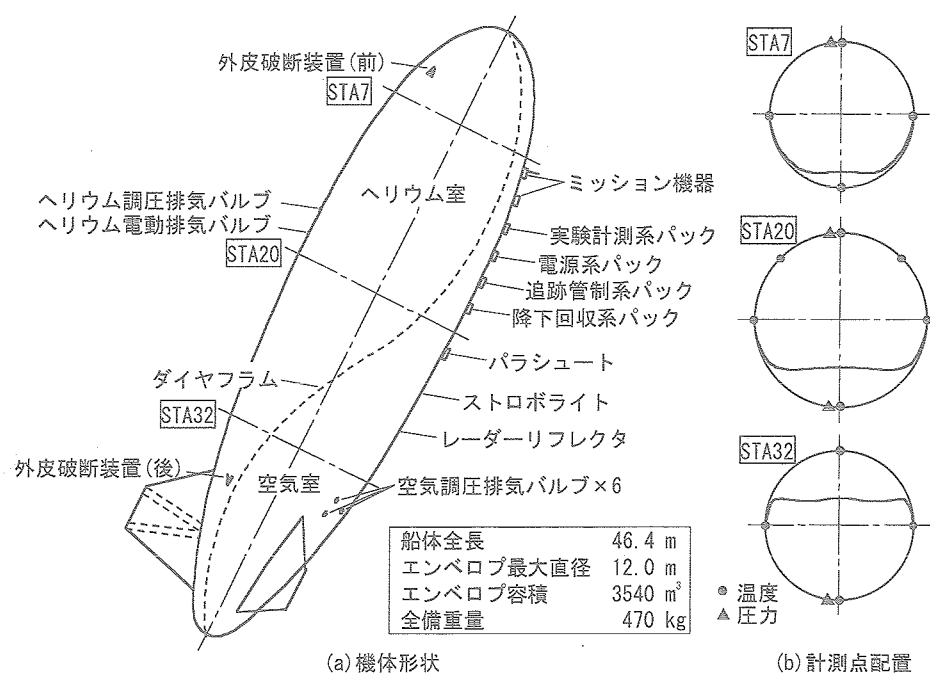


図 4.2.1-1 成層圏滞空試験機

表 4.2.1-1 ゾンデ観測条件

場所	日立港試験場 (放球場所)
時期	2002年6月13日～7月12日
時刻	午前4時 (放球時刻)

試験機の概略を図4.2.1-1に示す。船体内部はダイヤフラムによりヘリウム室と空気室に隔離されている。空気室には差圧300Pa (設計値)以上で開くバネ式の調圧排気バルブを装備しており、上昇とともに船内ガス(ヘリウム、空気)が膨張し、相当する体積の空気が排気される。ヘリウム室には差圧600Pa (設計値)以上で開くバネ式の調圧排気バルブと、モーターによって開閉する電動排気バルブを装備している。ヘリウム電動排気バルブは、機体の上昇を抑制または停止する場合に、地上局または海上局(回収船)からの遠隔指令によって操作される。飛行試験中は、図4.2.1-1(b)に示す船体温度および船内ガス圧力(外気との差圧)の他、外気温度・圧力、機体の位置および姿勢角、エンベロプの歪み等を1Hzで計測し、機体に搭載したデータレコーダに記録するとともにテレメータで地上局/海上局に送信する。

試験機の上昇に関する諸特性について以下に示す。基本的な特性は2章に示したとおりであるが、ここでは3章に示した機体の空力特性やバルブの排気特性を勘案し、外気条件には表4.2.1-1に示すゾンデ観測の結果(図4.2.1-2および4.2.1-3に示す観測データ平均)を使用した。

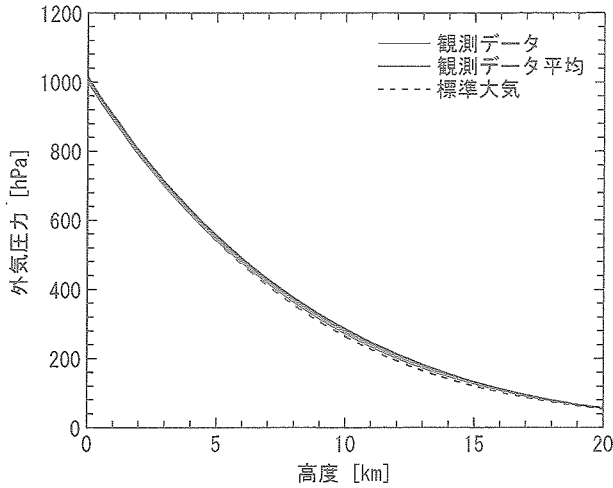


図 4.2.1-2 大気圧カプロファイル

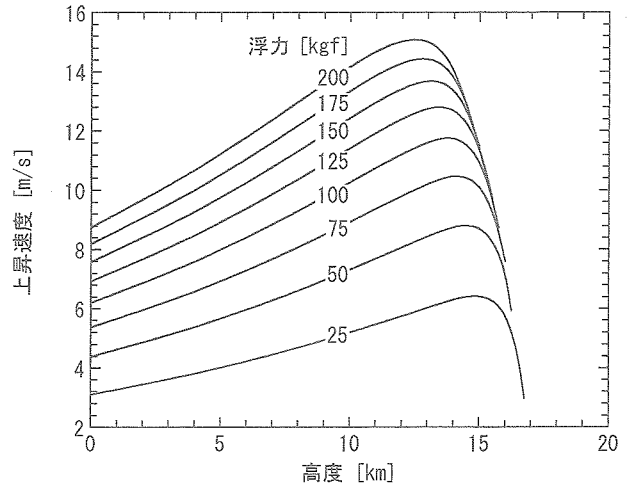


図 4.2.1-5 浮力と上昇速度の関係

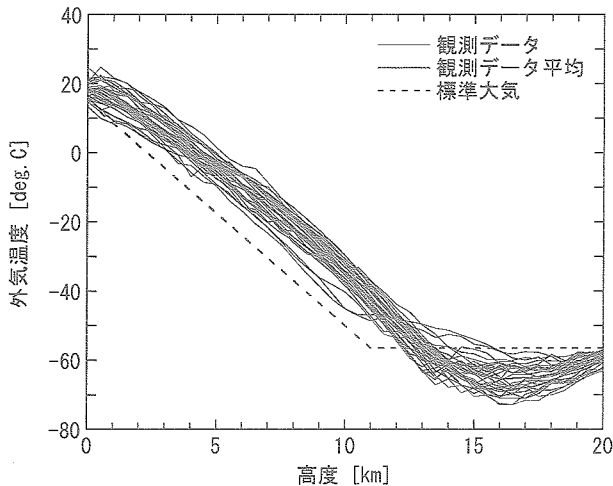


図 4.2.1-3 大気温度プロファイル

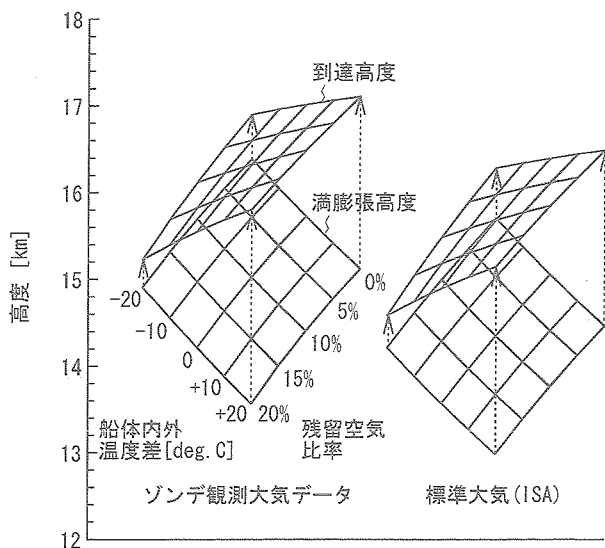


図 4.2.1-4 到達高度および満膨張高度

(1) 満膨張高度および到達高度

試験機の満膨張高度および到達高度を、異なる残留空気比率および船体内外温度差に対して図 4.2.1-4 に示す。図中には比較のため標準大気に対する結果をあわせて示した。満膨張高度は船体内外温度差が無い状態で浮力 150kgf に相当するヘリウムを充填した場合である。表 4.2.1-1 の外気条件下では、残留空気比率が 20% 以下かつ船体内外温度差が -20°C 以上であれば目標高度 15km 以上に到達できる。また、上昇中の船内ガス温度は外気よりも低くなる傾向があるので、残留空気比率が 10~15% 程度であれば満膨張高度も 15km 以上となる可能性が高い。

(2) 浮力と上昇速度の関係

機体にはたらく力およびモーメントが静的つりあい状態にある場合における浮力と上昇速度との関係を図 4.2.1-5 に示す。浮力が一定であれば、上昇とともに外気密度が低下するため、上昇速度は増加する傾向にある。しかし、満膨張高度近くでは機体姿勢が傾斜して抗力が増すため、上昇速度は減少する。

(3) 上昇速度と差圧の関係

上昇速度と船体差圧の関係を図 4.2.1-6 に示す。図中の破線 a, b は空気調圧排気バルブおよびヘリウム調圧排気バルブの作動圧である。満膨張に至る前にヘリウムを放出すると所期の到達高度まで上昇できなくなる可能性がある。したがって、差圧がヘリウム調圧排気バルブの作動圧 (図中の破線 b; 666Pa) を越えない速度で上昇することが望ましい。また、運用上の船体差圧許容値は 1500Pa 以下であるから、満膨張時における上昇速度が 9m/s を越えないように運用する必要がある。

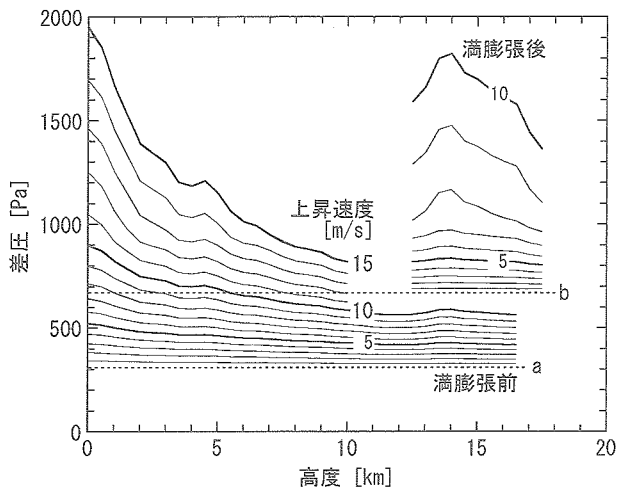


図 4.2.1-6 上昇速度と差圧の関係

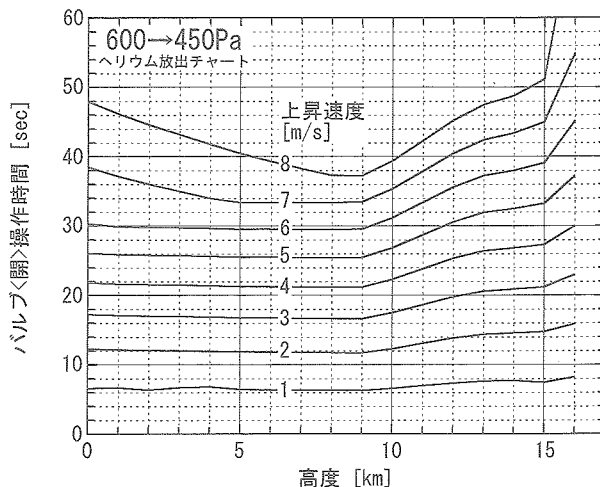


図4.2.1-8 ヘリウム放出操作チャート (差圧600→450Pa)

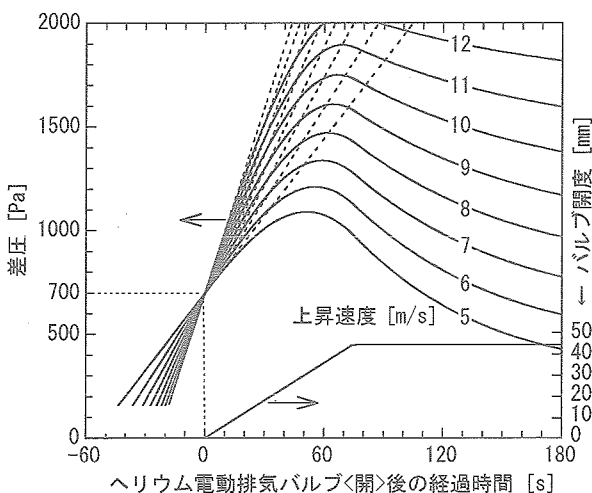


図 4.2.1-7 満膨張時におけるバルブ操作による差圧変化

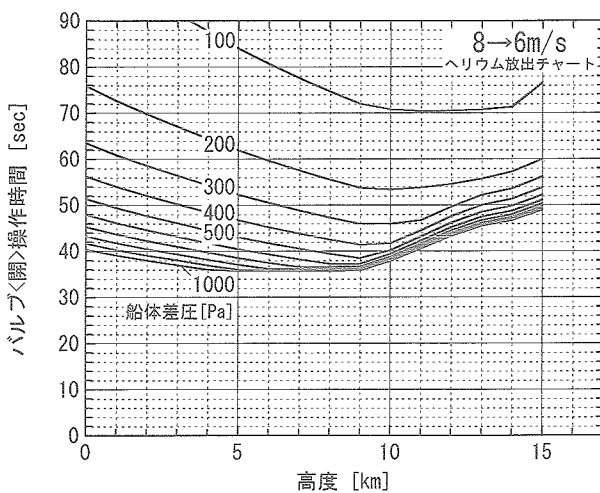


図 4.2.1-9 ヘリウム放出操作チャート (上昇速度8→6m/s)

差圧制御に関して最も懸念されるのは、1基しか装備していないヘリウム調圧排気バルブが故障した場合である。この場合、ヘリウム電動排気バルブの操作によって差圧を調整する必要がある。しかし、同バルブの開閉動作には数十秒の時間を要するため(3.3.5項参照)、特に満膨張時における急激な差圧上昇に対して許容範囲内に調整できない可能性がある。ヘリウム調圧排気バルブが不作動の場合に予想される満膨張時の差圧変化を、異なる上昇速度に対して図 4.2.1-7 に示す。図中の実線は差圧 700Pa の時点 (時刻:0s) でヘリウム電動排気バルブの<開>操作を指令した場合の差圧変化である。差圧をその許容範囲 (1500Pa 以下) に抑えるためには、満膨張時における上昇速度が 8m/s を越えないように運用する必要がある。以上に基づき、差圧制御に関して以下の飛行運用基準を設けた。

差圧運用範囲：最大 600Pa

上昇速度範囲：最大 8m/s

差圧または上昇速度が上記範囲を逸脱する場合には、ヘリウム電動排気バルブの操作によってヘリウムを放出する。バルブの操作時間 (開コマンド送信から閉コマンド送信までの時間) は、図 4.2.1-8 または図 4.2.1-9 に示すチャートから読み取る。これらは、差圧を 600Pa から 450Pa まで下げるため、または上昇速度を 8m/s から 6m/s に下げるために必要なバルブ操作時間を、バルブ排気特性 (3.3.5 項) および上昇速度と浮力の関係 (図 4.2.1-5 参照) に基づいて概算したものである。

4.2.2 飛行試験

試験期間中は、気象予報データに対して飛行経路および着水地点を予測し、表 4.2.2-1 に示す試験実施可能条件 (飛行空域および回収海域) に照らして試験日の選定に供した。また、試験前日からは、ゾンデ観測による飛行経路の予測と、その結果に基づく浮力設定を行った。これらの作業内容と結果の概略を以下に示す。

表 4.2.2-1 飛行試験の実施可能条件

天候	晴れまたは曇、かつ霧でないこと。
雲量	4オクタス以下 (雲量5以下)
雷雲	試験終了 (6時) までの間、飛行空域内に雷雲が無いと予想されること。
地上風速	高度 30m における 10 分平均値が 3m/s 以下かつ高度 30m における最大値が 4.5m/s 以下
地上風向	高度 30m における 10 分平均値が全て 202.5 度 (南南西) ~ 360 度 (北) であること。
高度 300m 迄の風向	パイロットバルーンによる高度 300m 迄の観測結果が以下を満足すること。 (1) 高度 50m 毎の風向が 202.5 度 (南南西) ~ 360 度 (北) であること。ただし風速が 1.5m/s 未満の場合を除く。 (2) バルーンの軌跡が放球地点より 22.5 度 (北北東) ~ 180 度 (南) の範囲にあること。
飛行空域	予想される飛行経路が図 4.2.2-1 の領域 (A) に含まれること。ただし、放船地点より風下方向 (22.5 度 (北北東) ~ 180 度 (南) の扇形) を除く陸地の上空に入らないこと。6 時までには試験を終了 (着水) すること。
回収海域	予想される着水点が図 4.2.2-1 の領域 (B) に含まれること。

(1) 試験日の選定

試験期間 (2003年7月23日 ~) に入ってから、表 4.2.2-2 に示す気象数値予報データに対してシミュレーション計算による飛行経路を求め、2日後または1日後の試験実施可否判断 (飛行空域および回収海域に関する条件) に供した。

シミュレーションにあたっては、ヘリウム充填量をパラメータとして複数の計算を行い、そのうち下記の条件:

- a. 上昇時間が 90 分を越えないこと。
- b. 上昇中の船体差圧が 600Pa を越えないこと。
- c. 上昇速度が 8m/s を越えないこと。

を満たす結果を選択した。結果の一覧を表 4.2.2-3 に、飛行経路の予測計算例を図 4.2.2-2 ~ 4.2.2-4 に示す。なお、

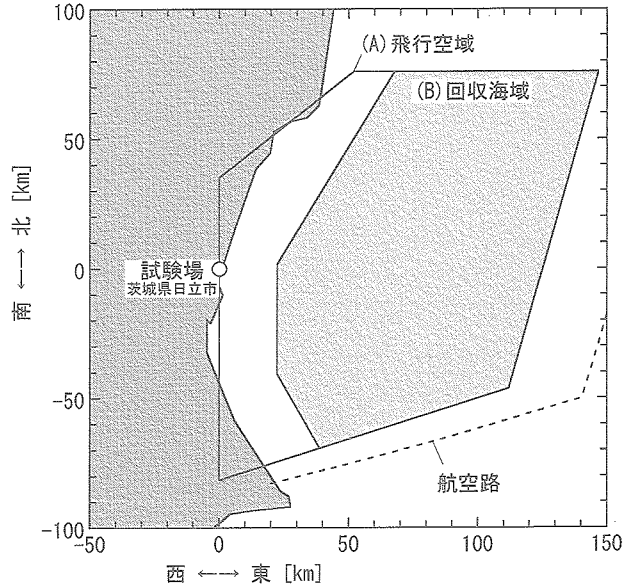


図 4.2.2-1 飛行空域および回収海域

飛行空域、回収海域とも条件を満たしながら試験実施を見送ったケース (7/27, 7/30, 7/31) は、地上風や天候 (雲量) 条件の不適合が予想されたためである。

(2) 試験前日以降

試験前日以降の上昇シミュレーションに関連する作業スケジュールを表 4.2.2-4 に示す。放船予定時刻の 3 時に向けて、前日 20 時より毎正時にゾンデを放球して高度 16km まで (X-0.5 ゾンデは高度 10km まで) の気象データを取得し、上昇シミュレーション計算により予測飛行経路を更新し続けた。シミュレーション計算ではヘリウム充填量をパラメータとして以下の条件:

- a. 上昇時間が 90 分を越えないこと。
- b. 上昇中の船体差圧が 600Pa を越えないこと。
- c. 上昇速度が 8m/s を越えないこと。

を満たす値を求め、ハンガー内および放船場における浮力測定結果に対して浮力調整 (ヘリウム充填量の調整) を実施した。なお、放船場での浮力測定では船体への結露量を推定し、以降のシミュレーション計算に反映させた。

表 4.2.2-2 気象数値予報データ (実験隊気象班提供)

データ名称	気象庁 RSM
発表日時	1 日 2 回 (02 時 30 分頃, 14 時 30 分頃) …午後発表分を使用
予報時間	51 時間 (3 時間毎) …試験日 03 時のデータを使用
格子間隔	北緯 50 度・東経 120 度 ~ 北緯 20 度・東経 150 度 (格子間隔 0.4 度 × 0.5 度) …放船地点近傍 1 地点のデータを使用
高度	950, 925, 850, 700, 500, 400, 300, 250, 200, 150, 100hPa
データ要素	気圧, 高度, 風向風速, 気温, 相対湿度, 降水量 …降水量以外を使用

表 4.2.2-3 飛行経路に関する試験実施判断結果

試験日	予測日	飛行空域	回収海域 (着水地点)
7/23	7/21	×	× (東経 141° 28′ 北緯 35° 35′)
7/24	7/22	×	○ (東経 140° 53′ 北緯 36° 12′)
7/26	7/24	×	○ (東経 140° 59′ 北緯 36° 34′)
7/27	7/25	○	○ (東経 141° 01′ 北緯 36° 33′)
7/29	7/27	△	○ (東経 140° 58′ 北緯 36° 06′)
7/29	7/28	○	× (東経 140° 52′ 北緯 36° 03′)
7/30	7/28	○	○ (東経 141° 04′ 北緯 36° 29′)
7/31	7/30	○	○ (東経 141° 04′ 北緯 36° 44′)
8/1	7/30	×	× (東経 140° 37′ 北緯 36° 03′)
8/3	8/1	○	× (東経 140° 50′ 北緯 36° 15′)
8/4	8/2	○	○ (東経 140° 59′ 北緯 36° 26′)
8/4	8/3	○	○ (東経 140° 59′ 北緯 36° 27′)

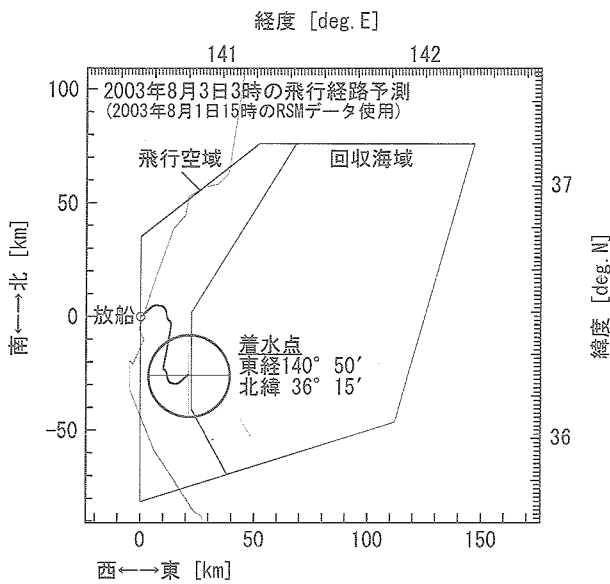


図 4.2.2-2 8月3日の飛行経路 (8月1日予測)

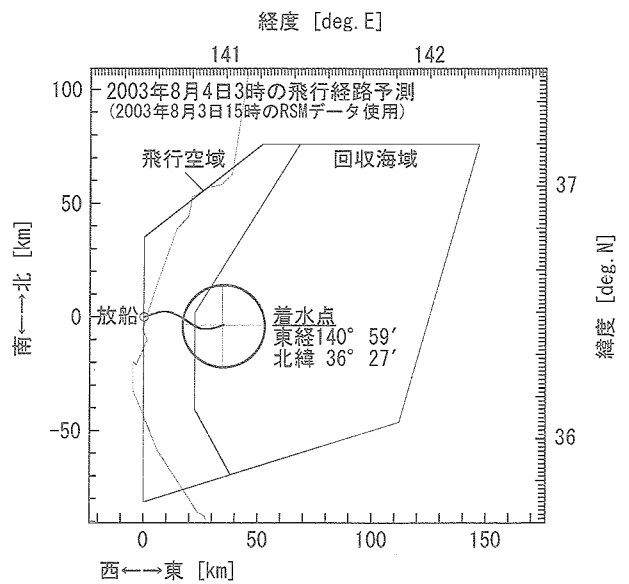


図 4.2.2-4 8月4日の飛行経路 (8月3日予測)

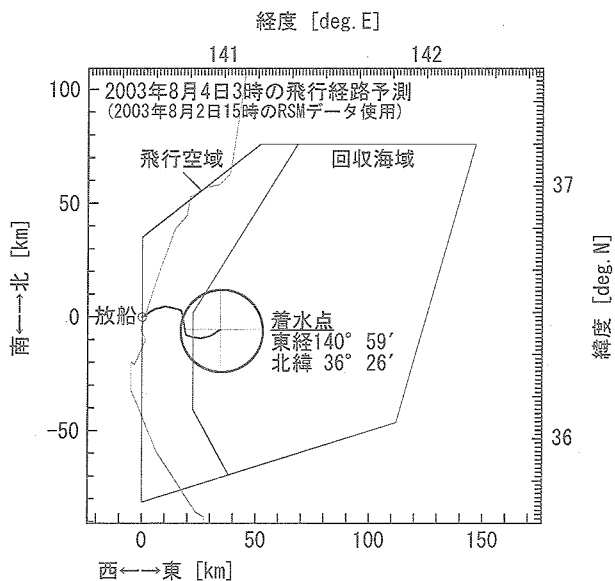


図 4.2.2-3 8月4日の飛行経路 (8月2日予測)

ゾンデによる約1時間毎の観測データのうち、温度、東西風速および南北風速の高度プロファイルを図4.2.2-5～7に示す。温度については、地面温度の低下と、これに伴う弱い接地逆転層の発達が見られるが、その他に顕著な変化は見られない。一方、東西風速については、10km以上の高々度において時間とともに増大する傾向が見られる。予想される滞空高度 (15.5～16.5km) における風況 (図4.2.2-8) は、飛行3時間前の観測値 (X-3) を境に東風から西風に変化している。

かようなゾンデ観測データに対するシミュレーション計算の結果を以下に示す。表4.2.2-5は計算条件である。高度5km以上の放射環境条件にはSBDARTによるモデル計算値 (3.3.3項参照) を用い、高度5km以下については表中の地上計測値 (日射フラックスはゼロ) を用いて線形

表 4.2.2-4 飛行経路予測および浮力設定に関する作業スケジュール

時刻	20	21	22	23	0	1	2	3	
主要イベント					ハンガーアウト				放船
ゾンデ観測	X-6ゾンデ	X-5ゾンデ	X-4ゾンデ	X-3ゾンデ	X-2ゾンデ	X-1ゾンデ	X-0.5	X-0	
飛行シミュレーション	[シミュレーション]		[シミュレーション]		[シミュレーション]		[シミュレーション]	[シミュレーション]	
浮力調整			測定 計算 充填 @ハンガー		測定 計 充填 @放船場				
飛行経路出力	[出力]			[出力]		[出力]	[出力]	[出力]	

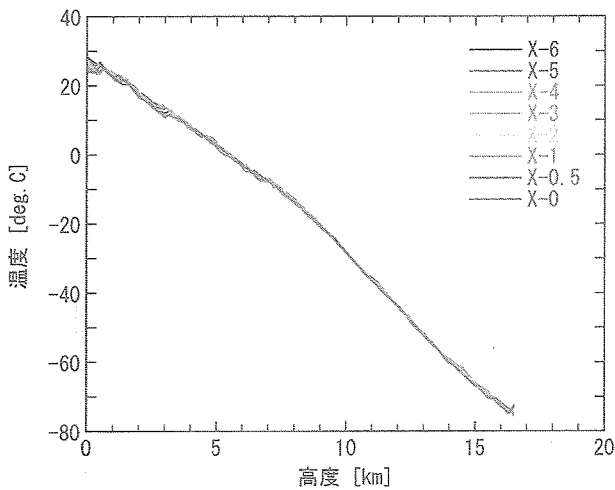


図 4.2.2-5 ゾンデ観測による外気温度プロファイル

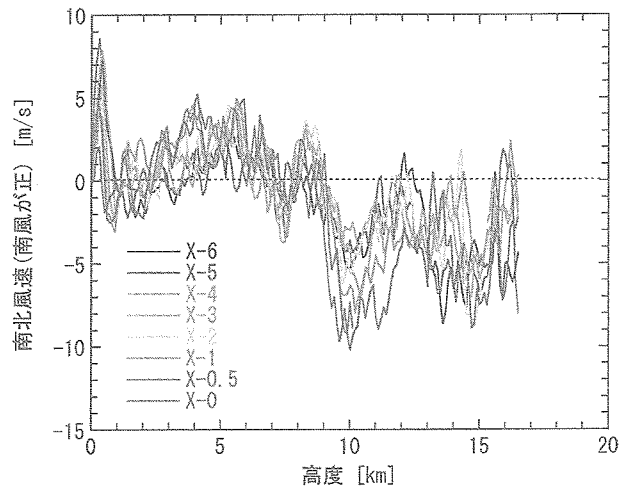


図 4.2.2-7 ゾンデ観測による南北風速プロファイル

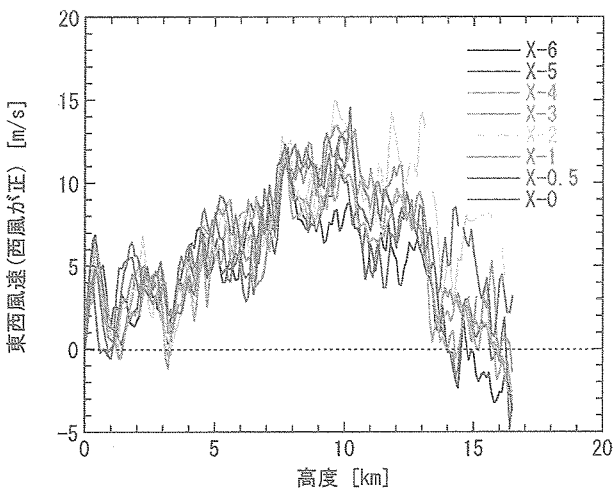


図 4.2.2-6 ゾンデ観測による東西風速プロファイル

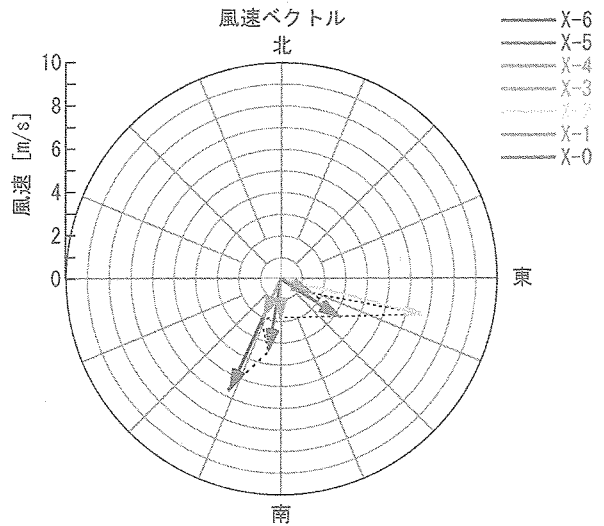


図 4.2.2-8 ゾンデ観測による高度15.5~16.5kmの平均風向風速

に補間した。ヘリウム充填量は、前述の条件a~cを満たすように定めた値である。初期のシミュレーション計算(X-6~X-3)では何れも100kgであったが、放船場における浮力測定の結果から放船時の結露量が40kgと予想されたのを受けて106kgに修正し、実際の充填量もこの値に

調整した。これは船体内外圧力差および温度差が無い場合で浮力約150kgfに相当する。

上記の計算条件に対する予測経路を図4.2.2-9に示す。

表 4.2.2-5 シミュレーション計算条件

ゾンデ 観測	ヘリウム 充填量 [kg]	船内空気 露点 [deg.C]	地上下向き 赤外放射 [W/m ²]	地上下向き 赤外放射 [W/m ²]	船体 結露量 [kg]	備考
X-6	100	19.6	407	436	0	
X-5	100	19.6	403	434	0	
X-4	100	20.5	395	454	0	
X-3	100	20.5	397	443	0	
X-2	106	20.5	399	442	40	
X-1	106	20.5	399	446	40	
X-0.5	106	20.5	399	446	40	高度 10km まで
X-0	106	20.5	412	443	40	

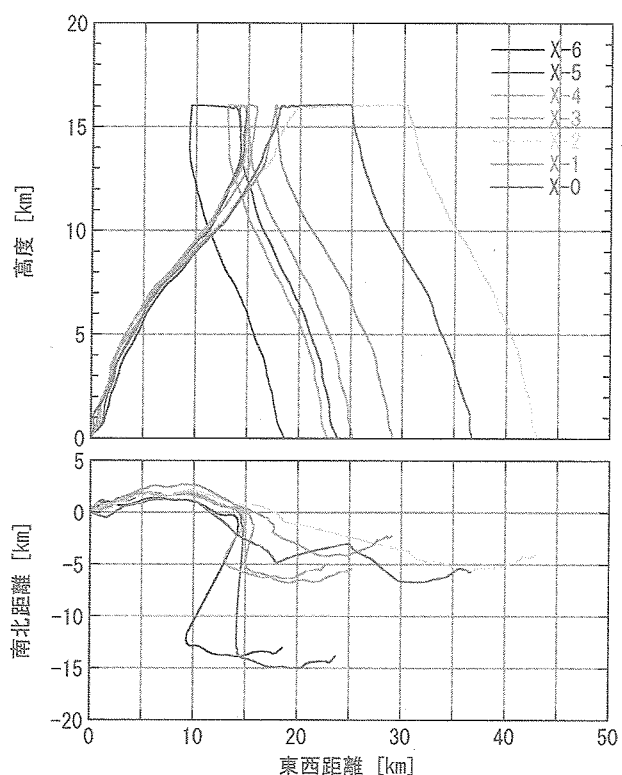


図 4.2.2-9 ゾンデ観測データに対する予測飛行経路

ただし X-0 ゾンデ観測データに対する計算は放船後に実施したものである。各計算条件に対する上昇速度の相違は小さく、滞空高度に至る経路も殆ど一定しているが、滞空高度における風向風速の変化によって着水点が大きく変化している。

4.3 飛行試験データ

4.3.1 飛行の概要

飛行試験（放船）は2003年8月4日、午前3時21分に行われた。飛行経路を図 4.3.1-1 に示す。放船後、試験機は約45分かけて高度15kmまで上昇した。この間の最大差圧は490Pa、最大上昇速度は6.8m/sであり、いずれも

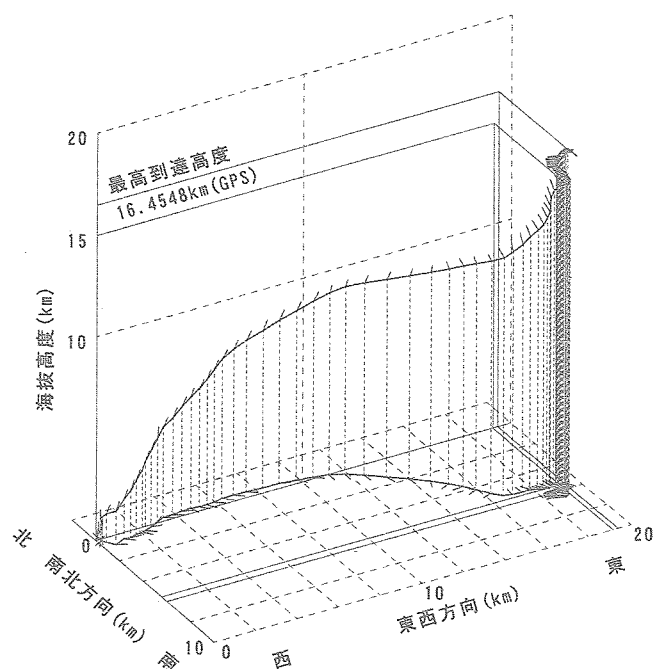


図 4.3.1-1 飛行経路および機体姿勢（降下部分を除く）

運用基準範囲内にあった。試験機が15kmに到達した時点で、ヘリウム電動排気バルブの操作によりヘリウムを放出し、約30分間の滞空に移った。滞空中は、日射による船内ガスの加熱に伴って差圧が上昇する傾向にあり、約500Paまで上昇したらヘリウム電動排気バルブを開放し、約200Paにまで低下したら閉じるという操作を繰り返した。この間、機体は僅かずつ高度を上げ、最終的な到達高度は16.4kmとなった。以下では、上昇過程における飛行試験データとシミュレーション計算の結果を比較する。

4.3.2 飛行経路および運動

全飛行過程における試験機の高度プロファイルと、上昇過程における飛行航跡、上昇速度および機体姿勢角

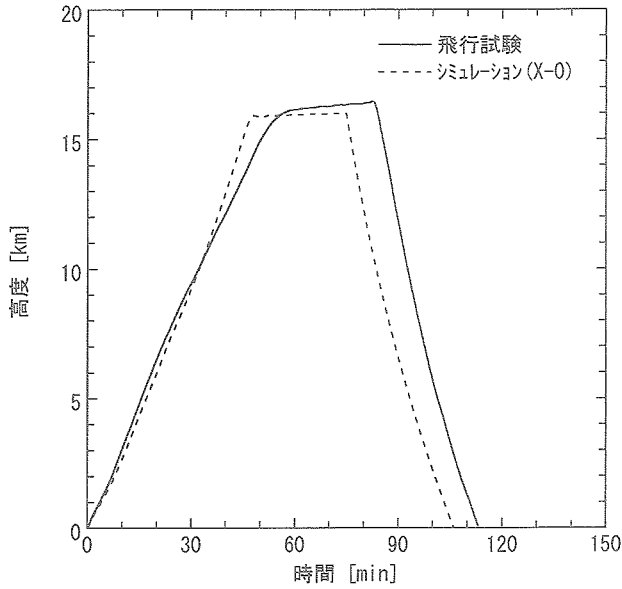


図 4.3.2-1 高度プロファイル

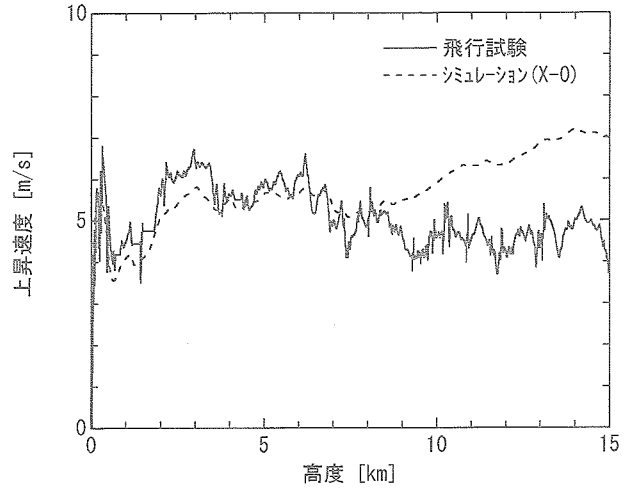


図 4.3.2-3 上昇速度

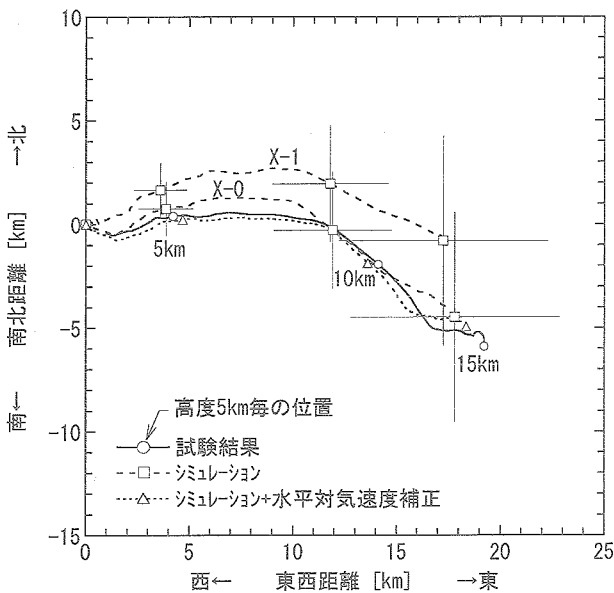


図 4.3.2-2 飛行航跡

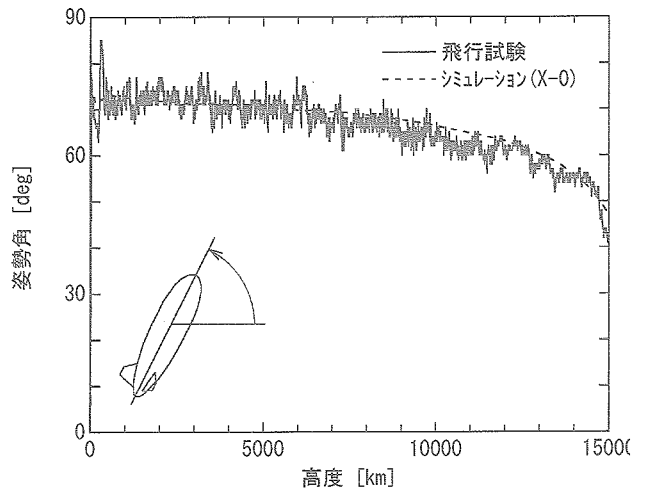


図 4.3.2-4 機体姿勢角 (ピッチ角)

(ピッチ角)について、試験結果とシミュレーション結果を図4.3.2-1～4.3.2-4に示す。図中の実線は飛行試験の結果、点線はシミュレーションの結果であり、“X-1”は試験機の放船より2時間36分前に放球したゾンデデータに、“X-0”は試験機の4分後に放球したゾンデデータに基づくものである。また、航跡図(図4.3.2-2)中のシミュレーション結果に付したエラーバー(+)は水平面内の対気速度による誤差範囲を表しており、同図中の点線(…△…)は、シミュレーション結果(X-0)をもとに、試験機の姿勢方位角データ(後述の図4.3.2-5参照)を用いて水平対気速度(後述の図4.3.2-6参照)による変位を加

算した結果である。これらの比較によれば、放船前に予測した飛行経路(X-1)と実際の飛行経路との差異は、主に試験直前の気象条件の変化および水平対気速度に起因することがわかる。

上昇速度(図4.3.2-3)については、高度約9km以上で相違が見られる。これは浮力または空気力の推定誤差によるものであるが、浮力に関しては後述する差圧および船体温度が良く推定されていることから大きな誤差の発生は考え難い。したがって空力特性モデルの精度に起因する可能性が高い。

試験機の水平対気速度は、その水平速度データ(位置データの時間微分)とX-0ゾンデによる風向風速データの差として図4.3.2-5および図4.3.2-6(■)のように推定される。ゾンデデータは試験機と同位置・同時刻にお

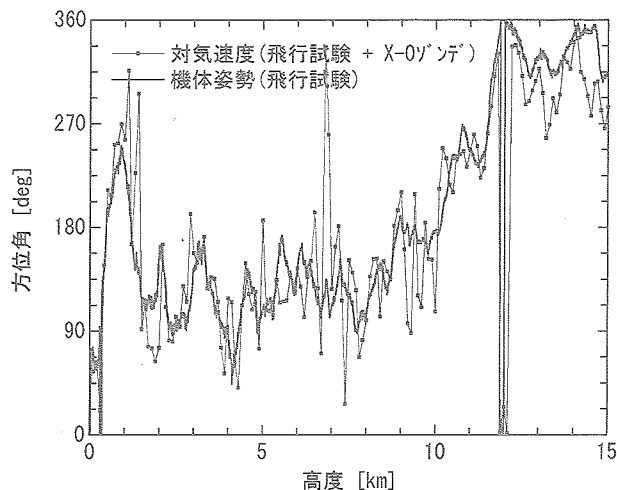


図 4.3.2-5 機体姿勢および対気速度の方位角

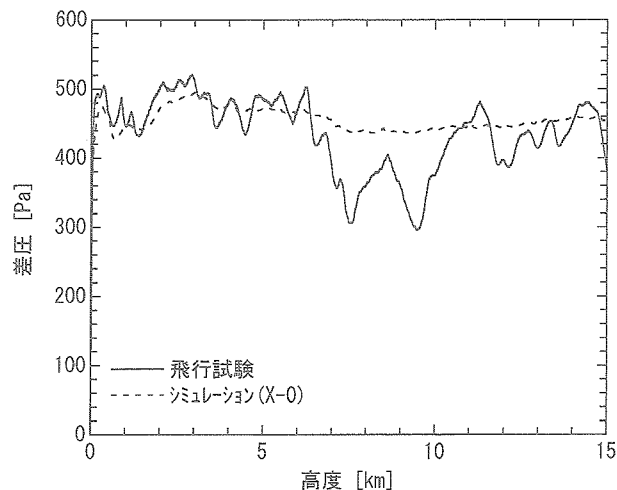


図 4.3.3-1 船体差圧

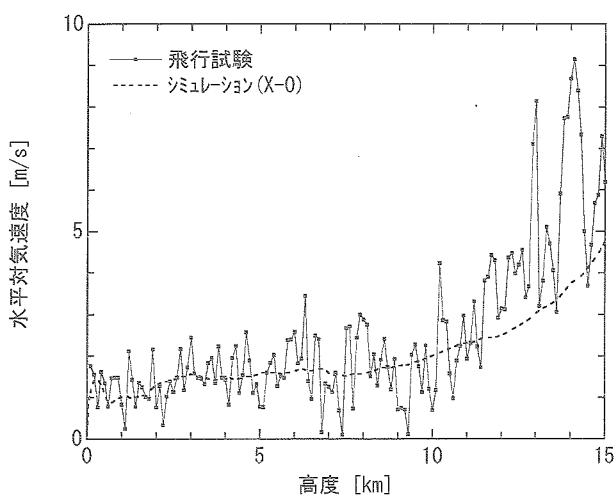


図 4.3.2-6 水平対気速度

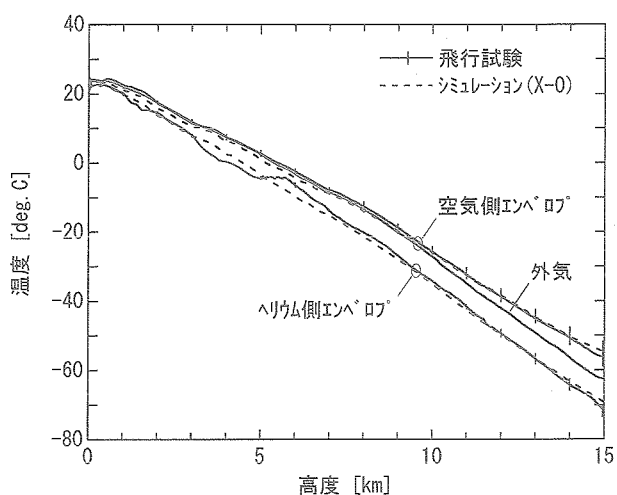


図 4.3.4-1 船体および外気温度

る風向風速を表すものには無いが、その方位が機体姿勢の方位角（図 4.3.2-5 中の実線）と良く一致していることから、かような推定の妥当性を確認できる。そして、図 4.3.2-6 によれば、その絶対値とシミュレーション結果（点線）とは比較的良く一致していることがわかる。

4.3.3 船体差圧

高度に対する船体差圧を図 4.3.3-1 に示す。図中の実線は飛行試験結果、点線は X-0 ゾンデデータに対する上昇シミュレーションの結果である。試験中、差圧は常に所定の範囲（600Pa 以下）に収まった。しかし、高度約 6km 以上において予想と著しく異なる傾向が見られる。高度 7.5km および 9.5km 付近では差圧が 300Pa まで低下しているが、これは空気調圧排気バルブが閉じる値である。しかし上昇中に排気が停止することは考え難い（排気が停止すれば差圧は約 400Pa/100m の割合で急激に増大す

る）ので、これは空気調圧排気バルブの異常（作動／流量特性の変化）による現象と考えられる。異常が始まる高度約 6km で空気側エンベロップ温度が 0°C を下回ることから、結露により摺動部に付着した水分が凍結して弁の開閉に支障が生じた可能性が高い。

4.3.4 温度および浮力

(1) 船体温度

高度に対するヘリウム側エンベロップ、空気側エンベロップ、および外気の温度を図 4.3.4-1 に示す。図中の実線は飛行試験結果であり、船体温度については船体上面（ヘリウム側）および下面（空気側）における計測点の平均値を、そして高度 1km 毎に付したエラーバーはその分布範囲を示している。また、図中の点線は X-0 ゾンデデータに対する上昇シミュレーションの結果である。両者は良く一致しており、熱モデルの妥当性を確認できる。な

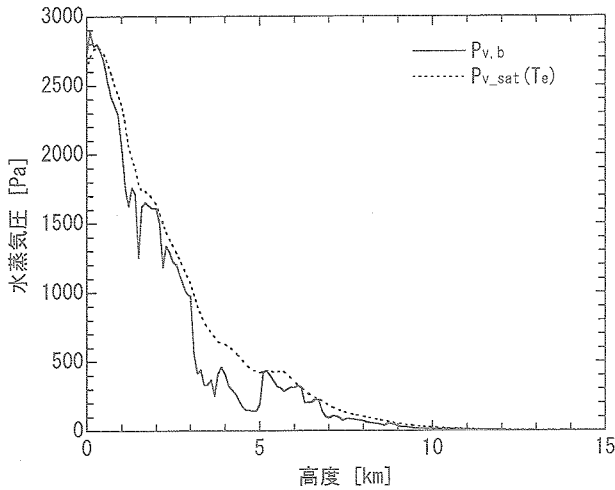


図 4.3.4-2 外気中の水蒸気分圧およびヘリウム側エンベロップ温度に対する飽和水蒸気圧

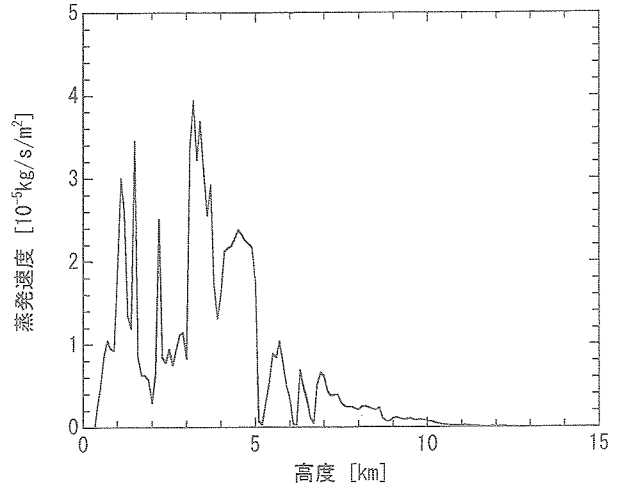


図 4.3.4-3 結露水分の蒸発速度

お、ヘリウム側エンベロップ温度が空気側エンベロップ温度よりも低い、これは以下の理由による。

- ヘリウム側（船体上方）は下向きの大気赤外放射，空気側（船体下方）は上向きの地表 / 大気赤外放射の影響を強く受けるが，特に高々度では前者が後者に比べて小さい。
- ヘリウムは単原子気体なので，2原子分子気体である空気よりも断熱膨脹による温度低下が大きい。

高度 1.5km 前後および 3-5km 間において，ヘリウム側エンベロップ温度の試験データがシミュレーション結果よりも低くなっている。これは下記の理由からヘリウム側エンベロップ上に結露した水分の蒸発に伴う現象であると推測される。

- (a) 温度低下が見られる高度範囲が，結露水分が多量に蒸発する範囲と概ね一致する。
- (b) 温度低下の程度が，結露水分の蒸発に伴う潜熱吸収から予測される温度低下と概ね一致する。

上記 (a), (b) について以下に具体的に示す。各高度における外気の水蒸気分圧 $P_{v,b}$ (X-0ゾンデによる観測値) とヘリウム側エンベロップ温度 T_e に対する飽和水蒸気圧 $P_{v,sat}(T_e)$ の高度分布は図 4.3.4-2 のようになる。船体に結露した水分の蒸発速度 \dot{m} は，これらの圧力差に比例し次式で表される。

$$\dot{m} = \frac{\rho_b h_D}{P} [P_{v,sat}(T_e) - P_{v,b}] \quad (4.3.4-1)$$

ここで (4.3.4-1) 式中の物質伝達率 h_D を，対気速度による強制対流熱伝達率

$$h = Nu (\lambda / l) = 0.037 Re^{0.8} Pr^{0.33} (\lambda / l) \quad (4.3.4-2)$$

とのアナログに基づき次式

$$h_D = Sh (D / l) = 0.037 Re^{0.8} Sc^{0.33} (D / l) \quad (4.3.4-3)$$

によって与えると，蒸発速度は図 4.3.4-3 のようになる。ただし， Sh, Re は船体全長 l を代表長さとする Sherwood 数と Reynolds 数， D, Sc は空気中における水蒸気の拡散係数と，その Schmidt 数である。この結果 (図 4.3.4-3) と船体温度 (図 4.3.4-1) とを比べると，蒸発速度が大きい高度とシミュレーション結果に比べて船体温度が低く現れている高度とが良く一致することがわかる。蒸発に伴う潜熱吸収速度は，この値に水の蒸発潜熱 (2.5×10^6 J/kg) を乗じることにより，最大で約 100 W/m^2 ，高度 3-5km では平均 60 W/m^2 程度となる。かような吸熱によるエンベロップの平衡温度を推算し，図 4.3.4-4 に示す。吸熱が無い場合 (図中の破線) との温度差は約 5°C であり，試験データに見られる温度低下の程度と概ね一致する。

(2) 船内ガス温度および浮力

飛行試験では船内ガスの温度も計測している。しかし，それはエンベロップから僅か数 10cm 内側における極めて局所的な温度であり，船内ガスの温度を代表する値では無い。ここでは，シミュレーションによる船内ガス温度を外気温度とともに図 4.3.4-5 に，シミュレーションによる浮力を図 4.3.4-6 に示す。

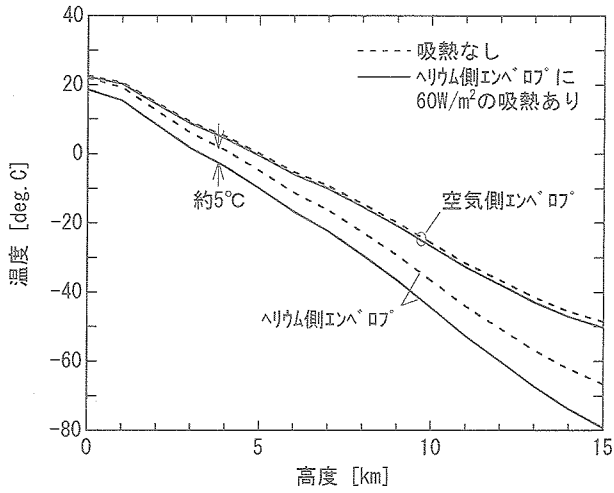


図 4.3.4.4 吸熱による船体温度の変化（上昇速度 5m/s に対する平衡温度）

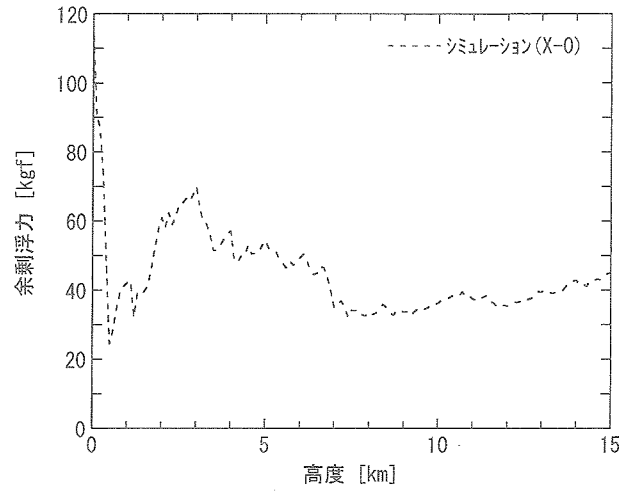


図 4.3.4.6 浮力

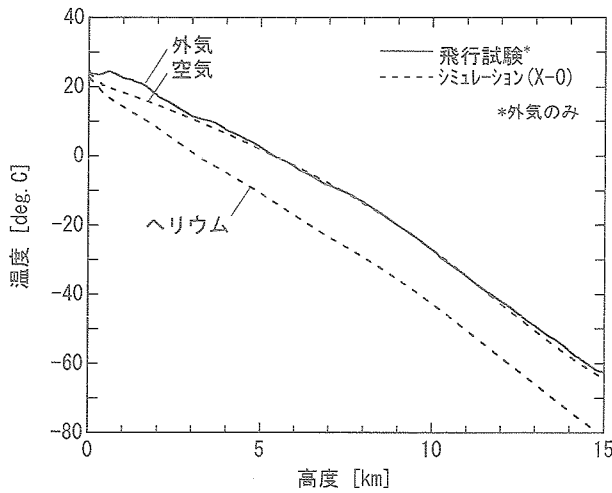


図 4.3.4.5 船内ガス温度

4.4 まとめ

成層圏滞空飛行試験では、3章に述べた上昇シミュレーションモデルを用いて浮力設定および飛行経路予測を行った。その結果、表 4.4-1 に示すとおり概ね予測通りの飛行を実施することができた。また、機体姿勢、差圧、温度等の飛行試験データと上昇シミュレーションによる計算結果を比較し、シミュレーションモデルの妥当性を確認することができた。特に、船体温度について良い一致をみたことは、飛行船の浮力推定においてキーとなる熱モデルの妥当性を示すものであり、意義のある成果と考える。

表 4.4-1 飛行試験結果（上昇シミュレーションによる予測との比較）

項目	条件	予測	試験結果	備考
上昇時間	90分以内	50分18秒	45分00秒	地上～高度15km
平均上昇速度		5.0m/s	5.6m/s	地上～高度15km
最大上昇速度	8m/s以下	7.4m/s	6.8m/s	
最大差圧	600Pa以下	520Pa	490Pa	
到達高度	15km以上	16.0km	16.4km	
着水位置	回収海域内	東29.1km 南2.2km	東29.3km 南7.9km	放船地点からの距離

5. 結言

成層圏滞空飛行試験は、浮力によって飛行船構造を成層圏まで上昇させるという前例の無い試みであった。推進動力を使用して上昇・降下する従来の飛行船と異なり、成層圏滞空試験機は推進装置を持たないので、地上から滞空高度へ至るまで適正な浮力を維持しつづけなければならない。この点で、成層圏滞空試験機は成層圏気球(科学観測用のガス気球)と類似している。しかし成層圏滞空試験機は、携行する空気の吸排気によって船体形状を維持するというその「飛行船構造」に起因して浮力の変化を生じやすいため、豊富な飛行実績によって検証された成層圏気球の上昇モデルを適用することができない。そこで、かような浮力変化を予測するためのシミュレーションモデルを新規に作成し、試験機の設計/運用方法の検討に使用するとともに、飛行試験では浮力設定および経路予測に供して所期の飛行を実現することができた。

成層圏プラットフォーム飛行船に対しては、従来の飛行船と同様に推進動力を使用して上昇・降下するという設計も考えられる。しかし、その巨大な船体と、船体規模に対して相対的に非力とならざるを得ない推進動力ゆえに、推力や揚力による高度制御にも大きな困難が予想される。したがって、その広範な飛行環境条件に対する浮力変化を精度良く推定し、設計・運用に反映させることが依然として重要である。この技術課題に対し、本稿に纏めた成層圏滞空飛行試験の成果、そして平成16年度に実施された定点滞空飛行試験の成果をもって大きな進捗をみた。特に成層圏プラットフォーム飛行船の「地上から成層圏への上昇」に関しては、設計および運用に求

められるシミュレーション技術を概ね修得できたと考える。今後は、これまでに得られた成果を活用して、残された課題、すなわち「成層圏における昼夜の滞空」と「成層圏から地上への降下」について解析・検討を進め、成層圏プラットフォーム飛行船の高度制御に関する設計・運用概念を具体化したい。

参考文献

- 1) 竹田繁一, 河野 敬, “成層圏プラットフォームにおける飛行船システム,” 日本航空宇宙学会誌 52 (2004), pp.22-29.
- 2) Tuckerman, L.B., "Inertia Factors of Ellipsoids for Use in Airship Design," NACA Rep. No.210 (1925).
- 3) Harada, K., Eguchi, K., Sano, M., Sasa, S., "Experimental Study of Thermal Modeling for Stratospheric Platform Airships," AIAA 2003-6833.
- 4) Ricchiazzi, P., Yang, S., Gautier, C., Sowle, D., "SBDART: A Research and Teaching Software Tool for Plane-Parallel Radiative Transfer in the Earth's Atmosphere," Bulletin of the American Meteorological Society, Vol. 79, No.10 (1998) pp. 2101-2114.
- 5) Ricchiazzi, P., Yang, S., Gautier, G., "SBDART: A Practical Tool for Plane-Parallel Radiative Transfer in the Earth's Atmosphere," <http://www.crseo.ucsb.edu/esrg/pauls_dir/>.
- 6) “成層圏滞空飛行試験成果報告書 — 飛行試験システムの開発 —,” JAXA-RM-04-014 (2005).
- 7) “成層圏滞空飛行試験成果報告書 — 飛行試験と材料・構造評価 —,” JAXA-RM-04-012 (2005).

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-033

発行日 2005年9月7日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
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

©2005 JAXA

※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、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency