

小型自動着陸実験機の重心位置推定*

塚 本 太 郎^{*1} 柳 原 正 明^{*1}
上 田 哲 彦^{*2} 稲 葉 基 之^{*3},

ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory (NAL) and the National Space Development Agency of Japan (NASDA), cooperationg in the research and development of an unmanned re-entry vehicle named HOPE (H-II Orbiting Plane), conducted a series a series of automatic landing flight experiments (ALFLEX) at Woomera Airfield, Australia. ALFLEX is aimed at demonstrating unmanned automatic landing technology, and evaluating low speed flight characteristics of a vehicle with the HOPE configuration. In these experiments, the experimental vehicle, a 37 percent subscale model of the proposed HOPE configuration, was transported by a helicopter suspended from hanging equipment to a predetermined release point at a height of 1,500 meaters, and then released at velocity of 45 meters per second (90 knots) to land automatically.

This report describes the method and the results of measurement of the vehicle's center of gravity position, which was conducted at Woomera Airfield. Special equipment to hang a vehicle is usually necessary for this kind of measurement. In the case of ALFLEX, the test was conducted very simply by utilizing the gimbals installed in the vehicle's fuselage. The deviation of the center of gravity from its design point was a few millimeters in the horizontal plane and about two centimeters in the vertical direction.

Key words: HOP, ALFLEX, center of gravity

概 要

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は共同して無人有翼宇宙往還機 HOPE(H-II Orviting Plane)の開発に向けた研究を行っており、その一環として自動着陸技術の実証評価、低速飛行特性の評価を目的とする小型自動着陸実験(ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment)が豪州ウーメラ実験場において実施された。本実験ではHOPE 想定形状の37%スケールモデルを、ヘリコプターから懸吊装置を介して曳航し、高度1500mの所定の位置から速度 45m/s(90kt) で分離し、自動着陸させる。

本資料では Woomera 実験場で実施された重心位置測定試験の方法と結果について述べる。これは実験機の最終的な形態での重心位置を実験場にて確認する目的で実施されたもので、通常、こうした計測には、機体を吊り下げるための特殊な治具を必要とするが、実験機搭載のジンバル装置を利用して、現地にて簡便に試験を実施することができた。重心位置の設計点からのずれは水平面内で数mm、上下方向で2cm程度であった。

1. はじめに

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は共同して無人有翼宇宙往還機 HOPE (H-II Orviting PlanE) の開発のため

の技術研究を実施している。その一環として小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment) が豪州 Woomera 実験場にて実施された。この実験は HOPE の自動着陸技術の開発にあたり、自動着陸技術の実

* 平成9年4月16日 受付 (received 16 April 1997)

*1 制御部 (Control Systems Division)

*2 機体部 (Airframe Division)

*3 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency)

証評価、低速飛行特性の評価、小型実験機による飛行実験技術の評価という技術的課題をもつものであり、その概要はつぎのようなものである¹⁾。

実験機は HOPE 想定形状の 37% スケールモデルで、ヘリコプターから 3 本のケーブルで吊られた懸吊装置に固定されて離陸し、飛行中さらに懸家装置から 1 本のケーブルで吊られた形態に移行した後、所定の位置、高度、速度において分離される。分離後は自由滑空飛行に入り、自動的に所定の経路に沿って降下、引き起こしを行い、着陸場に接地、減速する。

本実験では懸吊飛行および自由飛行時の実験機の運動データを運動方程式に代入することによって実験機に加わる外力を推定し、空力特性を推定する。この際に実験機慣性量(質量および慣性モーメント、重心位置)を正確に知ることが不可欠である。実験機の慣性特性については開発段階において測定されているが、飛行実験までに改修、変更のあった部分もあり、最終的な重心位置を実験場にて確認することが必要となった。通常、こうした計測には、機体を吊り下げるために特殊な治具を必用とするが、ALFLEX 実験機は、もともと懸吊飛行用のジンバルを備えており、地上作業用のクレーンを使用して、現地にて簡便に試験を

実施することができた。本資料では、Woomera 実験場で実施された質量および重心位置測定試験の方法と結果について述べる。

2. 試験方法

2.1 試験内容

ALFLEX では、実験機は一本吊懸吊飛行用に設計機体重心位置にジンバル装置を備えている。懸吊装置はケーブル張力測定用のロードセルを備え、また地上での実験機との合体/分離作業用に可搬型門型クレーンが準備されていた。これらを利用して、以下に示す 2 つの試験を実施した。当初、試験 1 のみで実験機質量と重心位置を測定する予定であったが、後述するように、試験 1 の形態では、上下方向重心位置を測定するための機体の傾斜が十分とれない可能性があった。一方、試験 2 はもともと、実験機のジンバル角と IMU 姿勢角の較正を目的とした試験であったが、形態が試験 1 と似ているうえに、機体姿勢角を大きく取ることが可能であって上下方向重心位置推定に有効と考えられたため、重心位置推定のためのデータ取りを同時に行った。

試験 1 : 質量特性試験

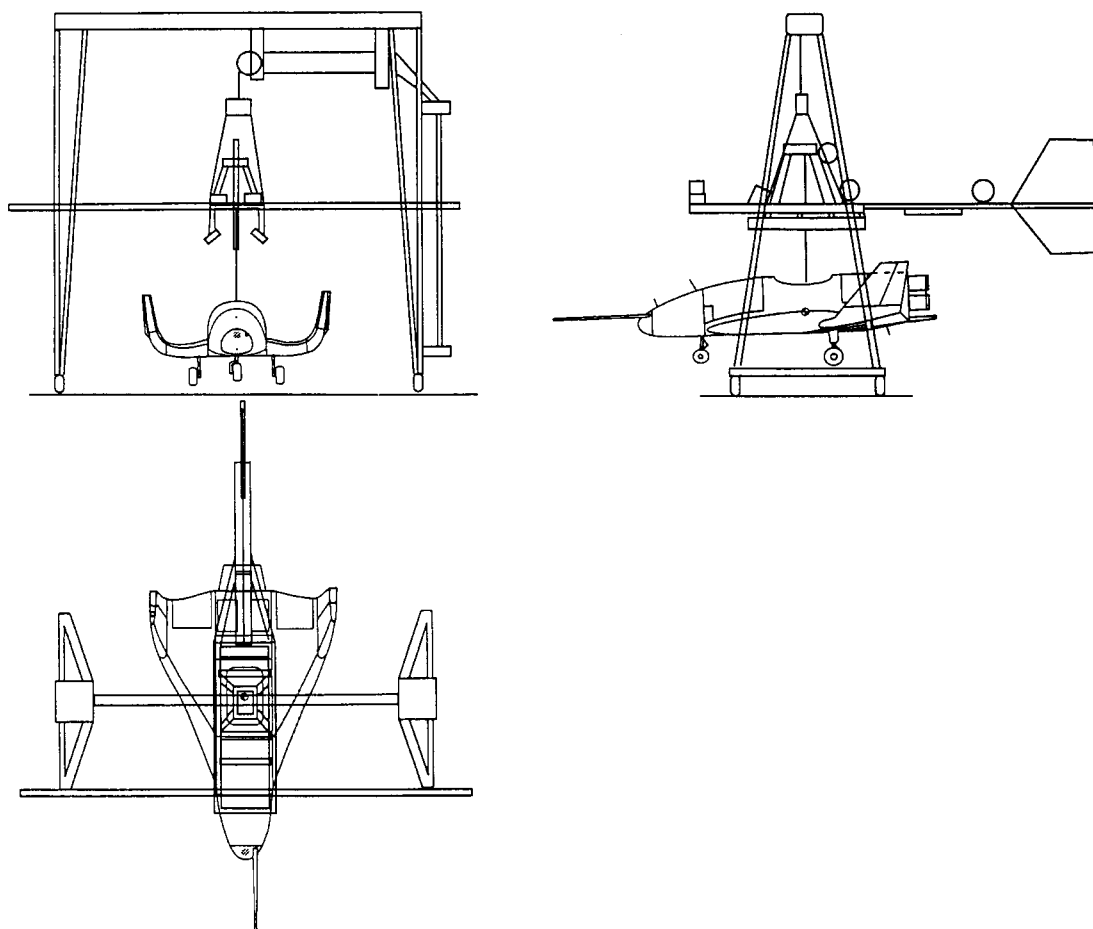


図 1 試験 1 のセットアップ

図1に示すように、実験機を懸吊装置を介してクレーンでつり上げて一本吊り状態にし、バラストによって水平にして機体質量を推定するとともに、重心のXY方向位置推定のためのデータを取得した。懸吊装置を用いたのは懸吊装置に取り付けられたロードセルを利用して実験機の質量を測定するためである。その後、さらにバラストを付加することによって機体を懸吊装置、クレーンおよび地面と干渉しない範囲で可能な限り傾け、重心のZ方向位置推定の

ためのデータを取得した。姿勢角は機体下面に取り付けたプロトラクタ(傾斜計)で計測した。ただし、この形態では実験機と懸吊装置及び地面とのクリアランスが狭く、干渉のおそれがあったため、機体の傾斜はあまり大きくできなかった。バラスト及び、その取り付け治具、プロトラクタの位置を図2に示す。

試験2：IMU / ジンバル校正試験

図3に示すように実験機を懸吊装置を介さずにクレーン

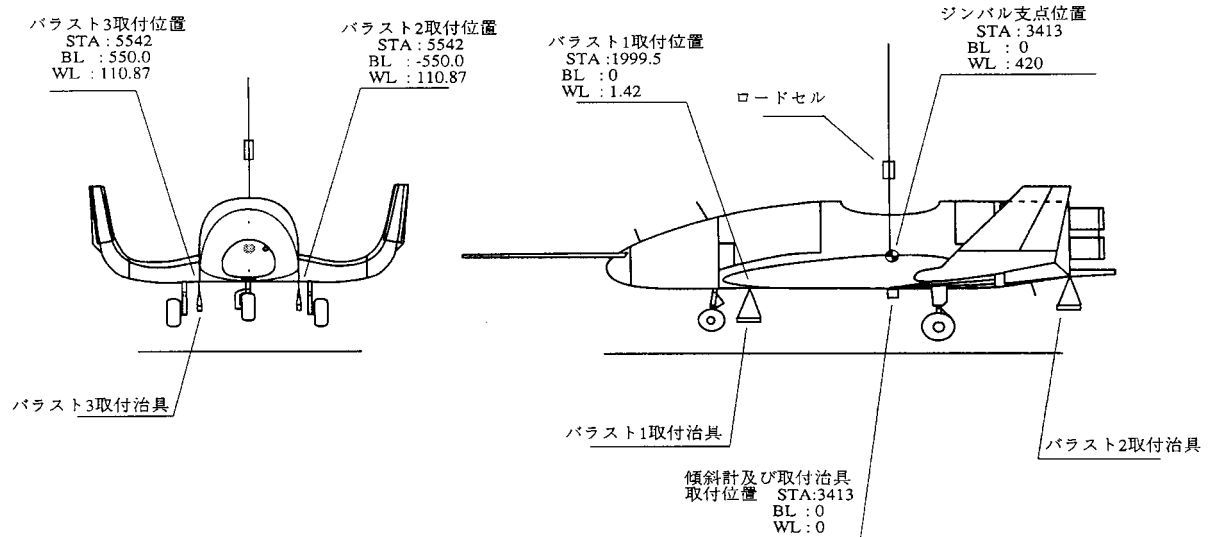


図2 バラスト取付位置

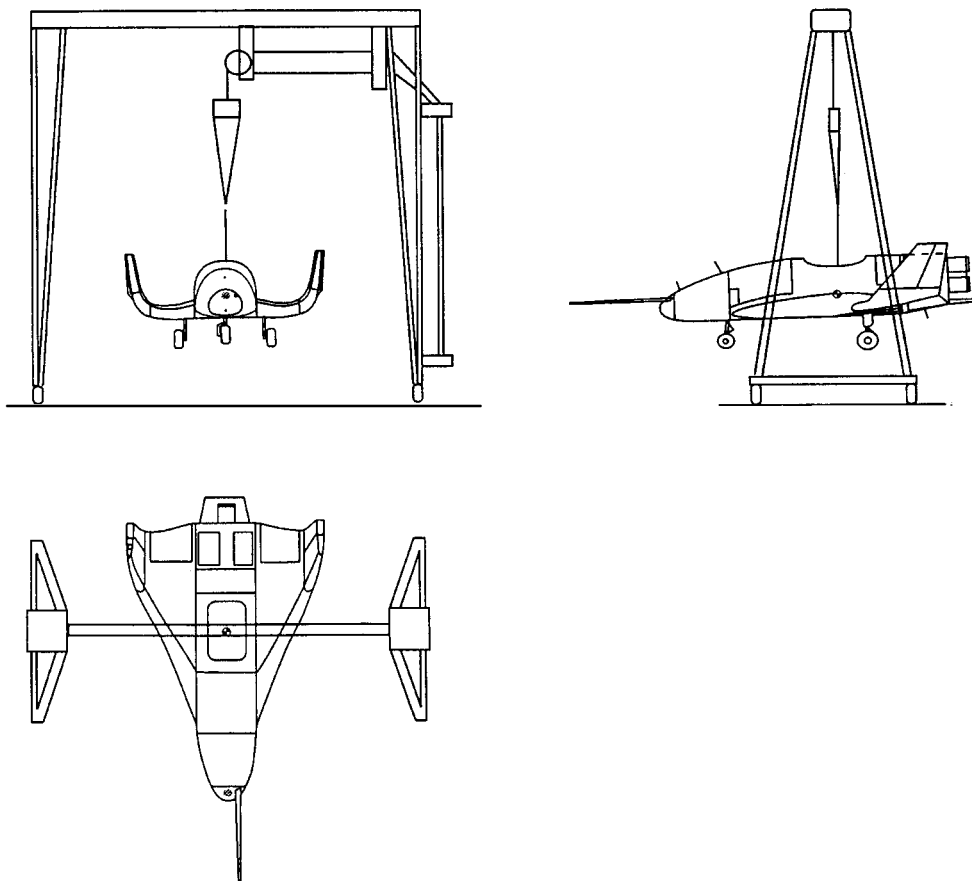


図3 試験2のセットアップ

で吊り下げて1本吊り状態にし、バラストによって機体を傾斜させ、IMU およびプロトラクタによって機体の姿勢角を計測した。この形態では、懸吊装置がないため機体の傾斜を大きく取ることができた。

2.2 重心位置の推定方法

図4で、ジンバル支点をOとし、 X_B, Z_B はOを原点とする機体座標(B)系の軸、 X_{LH}, Z_{LH} はやはりOを原点とする局所水平座標(LH)系の軸とする。また図中太字で表されたベクトル、マトリクスはそれぞれ、

R: 機体重心の位置ベクトル

r_i : i 番目のバラスト(取り付け治具、傾斜系も含む)取付点の位置ベクトル

W: 機体の加わる重力ベクトル

w_i : i 番目のバラストに加わる重力ベクトル

Φ : LH 系から B 系への変換マトリクス

を表す。位置ベクトルの原点はジンバル支点である。また、簡単のため図は重心位置が $X_B - Z_B$ 面内にあるように描いているが実際には Y_B 軸方向の成分を持つ。このとき、ジンバル支点Oのまわりのモーメント釣りは次式で表される。

$$R \times W + \sum_i (r_i \times w_i) = 0 \quad (1)$$

ここで、W, w_i の LH 系成分は

$$W \rightarrow \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ W \end{bmatrix}_{LH}, \quad w_i \rightarrow \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_i \end{bmatrix}_{LH} \quad (2)$$

という形で表されるから、 Φ の成分を

$$\Phi \rightarrow \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} & \Phi_{13} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} & \Phi_{23} \\ \Phi_{31} & \Phi_{32} & \Phi_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

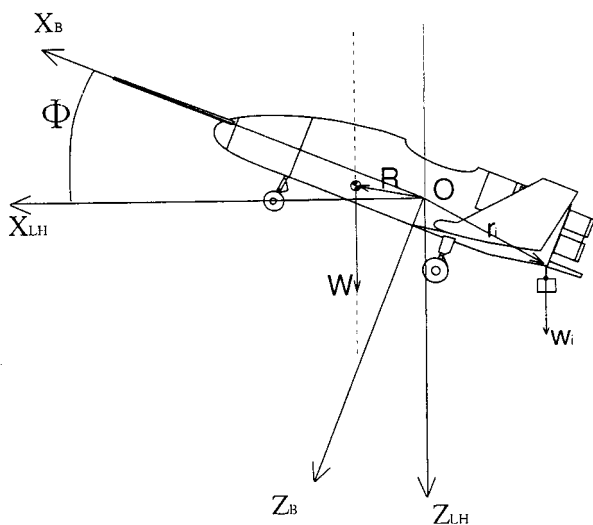


図4 ジンバル支点回りのモーメントの釣り合い

とおくと、これらのB系成分は

$$\begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{bmatrix}_B = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} & \Phi_{13} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} & \Phi_{23} \\ \Phi_{31} & \Phi_{32} & \Phi_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ W \end{bmatrix}_{LH} = W \begin{bmatrix} \Phi_{13} \\ \Phi_{23} \\ \Phi_{33} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} w_{ix} \\ w_{iy} \\ w_{iz} \end{bmatrix}_B = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} & \Phi_{13} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} & \Phi_{23} \\ \Phi_{31} & \Phi_{32} & \Phi_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_i \end{bmatrix}_{LH} = w_i \begin{bmatrix} \Phi_{13} \\ \Phi_{23} \\ \Phi_{33} \end{bmatrix} \quad (5)$$

となる。但し、W は機体重量、 w_i は i 番目のバラスト(治具、傾斜角も含む)の重量である。

そこで R, r_i の B 系成分を

$$R \rightarrow \begin{bmatrix} x_{CG} \\ y_{CG} \\ z_{CG} \end{bmatrix}_B, \quad r_i \rightarrow \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_B \quad (6)$$

とおいてこれらを(1)式に代入することにより次の関係式を得る。

$$W(y_{CG} \Phi_{33} - z_{CG} \Phi_{23}) + \sum_i w_i (y_i \Phi_{33} - z_i \Phi_{23}) = 0 \quad (7a)$$

$$W(x_{CG} \Phi_{33} - z_{CG} \Phi_{13}) + \sum_i w_i (x_i \Phi_{33} - z_i \Phi_{13}) = 0 \quad (7b)$$

$$W(x_{CG} \Phi_{23} - y_{CG} \Phi_{13}) + \sum_i w_i (x_i \Phi_{23} - y_i \Phi_{13}) = 0 \quad (7c)$$

機体とバラストの重量、機体姿勢及びバラスト取付位置は計測されているから、この連立方程式の未知数は x_{CG}, y_{CG}, z_{CG} のみであり、これらを解けば、 x_{CG}, y_{CG}, z_{CG} が求まりそうであるが実際にはこの3式のうち独立なのは2本だけである。この事実は、機体に作用する力(重力、ケーブル力)がすべて鉛直方向であるため(1)式をLH軸成分で表したとき、鉛直軸(Z_{LH} 軸)まわりの釣り合い式が意味を持たないことが原因である。

したがって(7)式を用いて重心位置を完全に決定するためには少なくとも二つの異なる姿勢での釣り合い状態に関する実験値が必要である。

ここでは特別な場合として、釣り合い状態の一方は、機体姿勢が水平になる場合を考える。

機体姿勢を水平にとった場合、方位角を適当に取ればB系とLH系は一致するから、変換マトリクスは単位マトリクスとなり、(7)式は次のようになり、未知数の1つである z_{CG} が方程式から消える。

$$W y_{CG} + \sum_i w_i y_i = 0 \quad (8a)$$

$$W x_{CG} + \sum_i w_i x_i = 0 \quad (8b)$$

$$0 = 0 \quad (8c)$$

従って、バラストを調整して機体姿勢が水平になるようにすれば(8a), (8b)式を用いて水平面内の重心位置を求めることができる。しかし、このとき3本面の式(8c)は自明な式になってしまうため、この方法では重心上下方向位置を知ることができない。上下方向位置を知るためには機体

を傾ける必要がある。そこで上記の方法により、 x_{CG} , y_{CG} がすでに求めたとして、変換マトリクスが一般の場合に(7)式から z_{CG} を求めることを考える。(7a), (7b) は容易に z_{CG} について解くことができ、

$$z_{CG} = \frac{W\Phi_{33}y_{CG} + \sum_i w_i(y_i\Phi_{33} - z_i\Phi_{23})}{W\Phi_{23}} = \frac{1}{W} \left\{ \frac{\Phi_{33}}{\Phi_{23}} (Wy_{CG} + \sum_i w_i y_i) - \sum_i w_i z_i \right\} \quad (9a)$$

$$z_{CG} = \frac{W\Phi_{33}y_{CG} + \sum_i w_i(y_i\Phi_{33} - z_i\Phi_{23})}{W\Phi_{23}} = \frac{1}{W} \left\{ \frac{\Phi_{33}}{\Phi_{23}} (Wy_{CG} + \sum_i w_i y_i) - \sum_i w_i z_i \right\} \quad (9b)$$

となる。これらを用いて重心の z 座標を求めることができる。

を通常のエuler角を用いて表した場合、 $\theta = 0$ として、

$$\Phi(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (10)$$

であるから、

$$\frac{\phi_{33}}{\phi_{23}} = \cot\phi, \quad \frac{\phi_{33}}{\phi_{13}} = \cos\phi \cot\theta \quad (11)$$

である。これらを用いると結局重心の z 座標を求める式として

$$z_{CG} = \frac{1}{W} \left\{ \cot\phi (Wy_{CG} + \sum_i w_i y_i) - \sum_i w_i z_i \right\} \quad (12a)$$

あるいは、

$$z_{CG} = -\frac{1}{W} \left\{ \cos\phi \cot\theta (Wx_{CG} + \sum_i w_i x_i) + \sum_i w_i z_i \right\} \quad (12b)$$

が得られる。ここで、 ϕ は機体の釣り合い位置でのロール角、ピッチ角である。測定したバラストの重量、機体の姿勢角、及び、あらかじめ推定した重心の XY 方向位置から、両式を用いて重心の Z 方向位置を推定できる。

3. 試験結果

表1に使用したバラストの重量と実験機の姿勢角、およびそれらから求めた重心位置の座標を示す。なお、表の Z 計測ケース1～3は質量特性試験時のデータ、ケース4～7はIMU / ジンバル校正試験時のデータである。重心位置の XY 座標は設計重心からそれぞれ1mm前方と3mm左側という小さなずれに収まっている。重心位置 Z 座標の推定結果は、計測ケース、適用する推定式によってかなり

ばらつきがあるが、ここで以下の点に注意する。

(12a) 式は \cot を用いているため、ロール角の小さい範囲では誤差が大きい。逆に(12b)式は \cos を用いているため、ピッチ角の小さい範囲では誤差が大きい。従って、試験ケースによって両式を使い分ける必要がある。

(12a), (12b)式の ϕ は実験機の姿勢を通常のエuler角で表したものである。IMU はエuler角を出力しているが、プロトラクタは機体下面の傾斜系の軸方向に引いた直線が水平面となす角を出力するため、厳密にはエuler角の ϕ とは異なっている。この誤差は θ を同時に取ったときに生じるため、質量特性試験時の推定値は誤差が大きい。

を考えると、有効と考えられる推定値は標注の太枠および2重枠で囲った部分に限られる。さらに、 θ を考慮すれば、上記の推定式を用いる場合は、プロトラクタ出力よりもIMU出力を使用するのが望ましい。そこで、枠で囲った部分のうち、さらにIMU出力を用いた部分(太枠部分)を有効な推定値と考え、この平均を取って $z_{CG} = 21[\text{mm}]$ (WL399) を重心の Z 方向位置とした。

4. おわりに

ALFLEX 実験機は小型無人機とはいえ全長6m、重量800kg程度と軽飛行機並の大きさであり、その質量特性の測定は通常ならば、大型の試験設備と専用の治具を必要とする。しかしながら、ALFLEXにおいては一本吊り懸吊飛行用に設計機体重心位置にジンバル装置が設けられており、また、ケーブル張力測定用のロードセルを備えた懸吊装置、地上での実験機と懸吊装置の合体/分離作業用の可搬型門型クレーンが準備されていたため、これらを利用することにより、比較的容易に、実験現場での重量、重心位置の測定を実現することができた。解析結果は重心位置の設計点からのずれは水平面内で数mm、上下方向で2cm程度下方と満足すべきものであり、この結果を用いたシミュレーションなどの解析により、自動着陸に問題のないことが確認され、またこの結果は空力特性の推定にも利用され、良好な結果を得ている。なお、慣性モーメントについては、実験場での測定は困難であったので、実験機製造時に測定した値にその後の変更部材分を加算して測定した値を用いてこれらの解析を実施した。

参考文献

- 1) 永安正彦, 中安英彦, 小型自動着陸実験 (ALFLEX) 計画, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994年10月

表 1 バラスト重量と姿勢角および重心推定位置

	試験 1				試験 2			
	XY 計測	Z 計測ケース 1	Z 計測ケース 2	Z 計測ケース 3	Z 計測ケース 4	Z 計測ケース 5	Z 計測ケース 6	Z 計測ケース 7
W (実験機)	795.6kg	795.6kg	795.6kg	795.6kg	795.6kg	795.6kg	795.6kg	795.6kg
Wk (傾斜計)	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46
測 WJ1 (前治具)	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
WJ2 (後左治具)	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93
定 WJ3 (後右治具)	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93
WB1 (バラスト・前)	8.62	8.62	8.62	8.62	8.62	8.62+3.38	8.62+5.91	8.62+5.91
値 WB2 (バラスト・後左)	0	0+0.74	0+0.74+0.47	0+0.74+0.47	0+1.28	0	0	0+3.97
WB3 (バラスト・後右)	4.94	4.94+0.74+0.47	4.94	4.94	4.94+1.28	4.94	4.94+3.97	4.94
θ IMU(ピッチ・頭上げ正)					11.57	-10.64	-0.35	-0.44
ϕ IMU(ロール・右下げ正)					0.16	-0.10	4.72	-5.04
θ PRT(ピッチ・頭上げ正)	0.0deg	3.6deg	1.7deg	3.6deg	10.8	-10.0	-0.4	-0.2
ϕ PRT(ロール・右下げ正)	0.0deg	1.6deg	-0.5deg	-1.1deg	0.8	-0.5	5.1	-5.2
Xcg(前方正)	1.1mm							
	(STA3411.9)							
重 Ycg(右方正)	-3.41mm							
心 (BL-3.41)								
位 Zcg(下方正)(式(12a))					-8.92mm	-9.52mm	20.69mm	18.53mm
置 (IMU データを使用)					(WL428.92)	(WL429.52)	(WL399.31)	(WL401.47)
推 Zcg(下方正)(式(12b))					24.63mm	18.38mm	-36.71mm	-31.67mm
定 (IMU データを使用)					(WL395.37)	(WL401.62)	(WL456.71)	(WL451.67)
値 Zcg(下方正)(式(12a))		21.56mm	50.44mm	35.19mm	-8.93mm	-9.50mm	18.19mm	17.59mm
(protractor データ使用)		(WL398.44)	(WL369.56)	(WL384.81)	(WL428.93)	(WL429.50)	(WL401.81)	(WL402.41)
Zcg(下方正)(式(12b))		43.40mm	59.26mm	43.41mm	27.09mm	20.19mm	-33.51mm	-54.42mm
(protractor データ使用)		(WL376.60)	(WL360.74)	(WL376.59)	(WL392.91)	(WL399.81)	(WL453.51)	(WL474.42)

付録・IMU / ジンバル校正試験

本文中で IMU / ジンバル校正試験結果を重心位置推定に用いたことを記述したが、ここでは参考のため、IMU / ジンバル校正試験の概要と試験結果について述べる。

(試験概要) 本文中の図 2 に示したように実験機をクレーンにより吊り上げて一本吊り状態にし、ケーブルを鉛直に保った状態でバランスウェイトにより姿勢を変化させ、そのときのジンバル角ポテンシオメータ出力（ピッチ角_{GBL}、ロール角_{GBL}）を計測し、同時に校正基準とするための機体姿勢角 IMU 出力値を計測した。姿勢を変化させるのにバランスウェイトを用いたのはケーブルの鉛直をできるだけ保ち、実験機姿勢の揺動を極力押さえるためである。また、実験機内部電源を用いることで電源系のケーブルから実験機に力がかからないようにした。

(試験結果) 試験データの時歴出力を図 A 1, 2 に示す。
表 A 1 は各試験ケースにおける IMU 姿勢角と

ジンバル角、及び IMU 姿勢角から予測されるジンバル角と実際のジンバル角の出力との差をまとめたものである。表中の θ_{REF} はケーブルが鉛直であると仮定したときに IMU 出力から推定されるジンバル角で次式で計算される。

$$\theta_{REF} = \tan^{-1}(\sec\phi_{IMU} \cdot \tan\theta_{IMU})$$

$$\phi_{REF} = \sin^{-1}(\cos\theta_{IMU} \cdot \sin\phi_{IMU})$$

この結果からジンバル角のバイアス値はピッチ角 1.5deg、ロール角 0.3deg である。なお、ジンバルピッチ角の基準との差は頭下げで大きく、頭上げで小さくなる傾向がある。一方、ロール角の差は頭下げ時に小さく、頭上げ時に大きい傾向がある。また、両者ともロール姿勢による差の変動は少ない。

なお、表 A 1 の CASE1 ~ CASE4 は本文表 1 の Z 計測ケース 4 ~ 7 に対応する。

表 A 1

試験ケース	CASE0a (水 平)	CASE1 (頭上げ)	CASE2 (頭下げ)	CASE3 (右翼下げ)	CASE4 (右翼上げ)	CASE0b (水 平)	平 均
図	A 1				A 2		
時 間	0-45sec	85-115sec	160-185sec	245-255sec	0-10sec	30-60sec	
θ IMU	-0.32	11.57	-10.64	-0.35	-0.44	-0.39	
ϕ IMU	0.13	0.16	-0.10	4.72	-5.04	0.16	
θ GBL	1.21	12.69	-8.86	1.05	1.02	1.03	
ϕ GBL	0.37	0.52	0.07	4.93	-4.75	0.41	
θ GBL- θ REF	1.53	1.12	1.77	1.40	1.46	1.42	1.45
ϕ GBL- ϕ REF	0.24	0.36	0.17	0.22	0.29	0.25	0.26

注・表中の角度の単位は deg

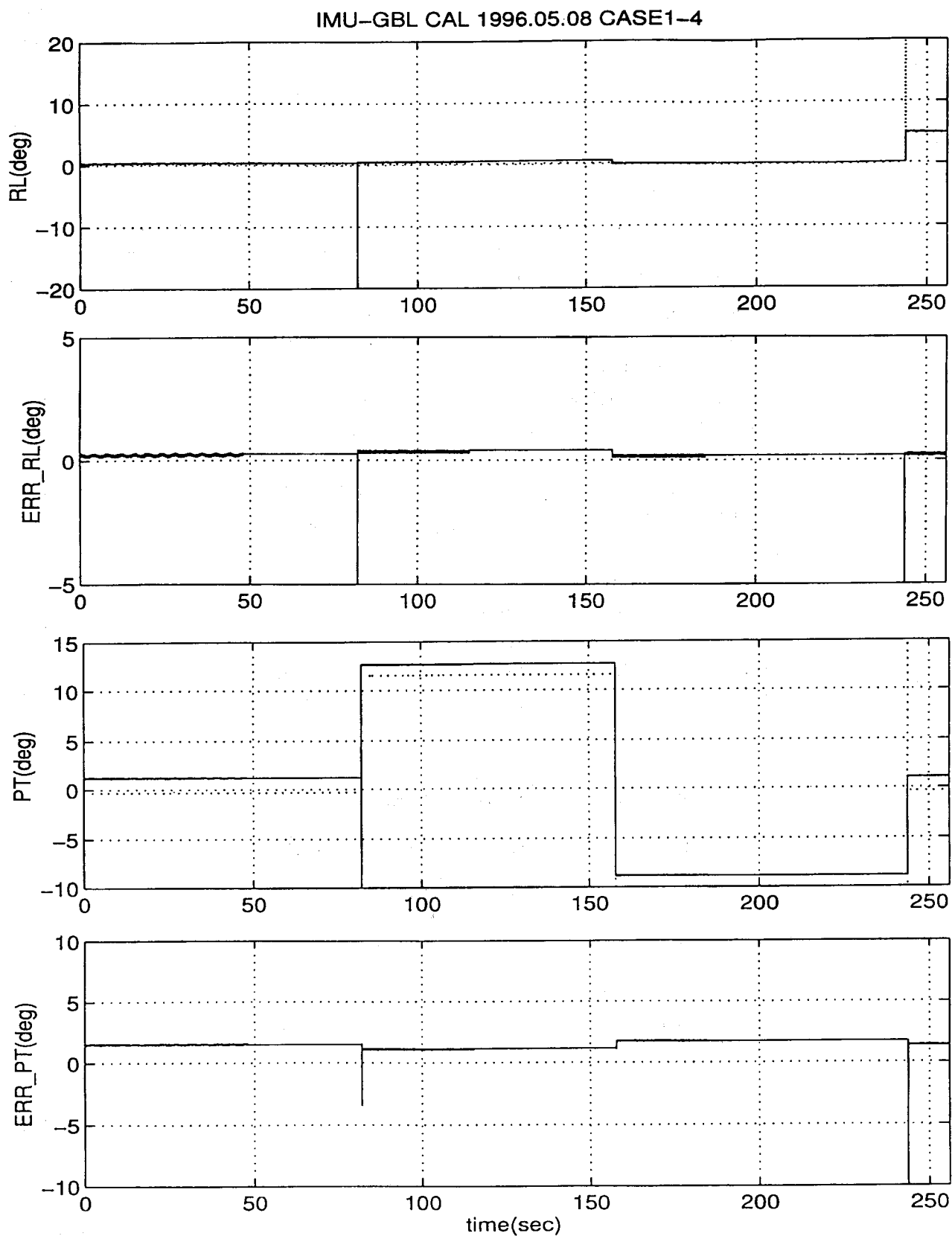


図 A 1 IMU / ジンバル較正試験時歴 (ケース 0a, 1, 2, 3)

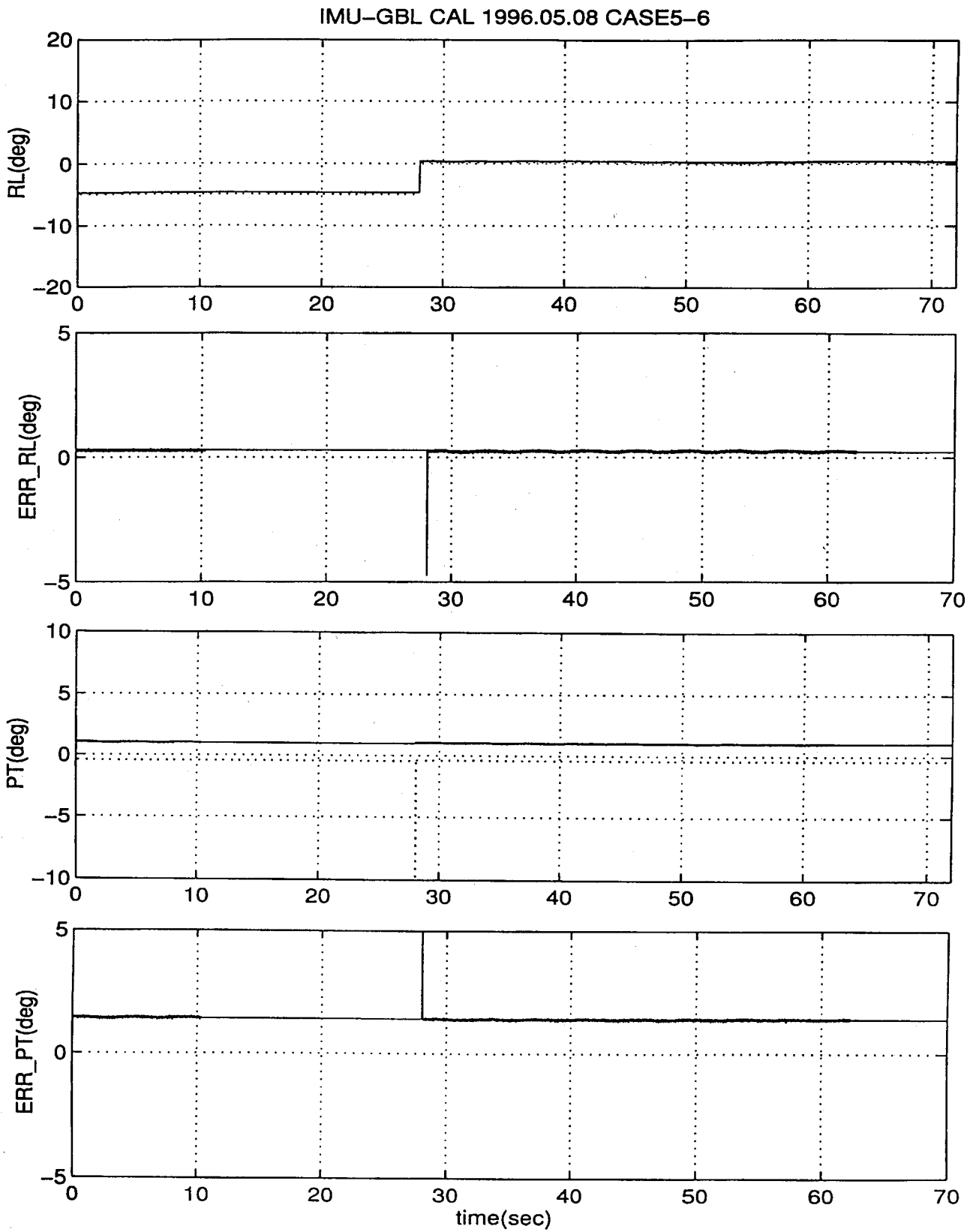


図 A 2 IMU / ジンバル較正試験時歴 (ケース 4, 0b)