

小型 VTOL 実験機の慣性パラメータ推定実験

Experimental estimation of inertial parameters of small VTOL experimental aircraft

○伊藤 優人, 佐藤 淳

○ Yuto Ito , Atsushi Satoh

岩手大学

Iwate University

キーワード : VTOL (Vertical Take-off and Landing), パラメータ推定 (parameter estimation)

連絡先 : 〒 020-8551 岩手県盛岡市上田 4-3-5
岩手大学大学院 工学研究科 機械システム工学専攻

佐藤 淳, Tel: 019-621-6404, E-mail: satsushi@iwate-u.ac.jp

1. 緒言

自然災害発生時には, 災害の状況によらず, 災害支援及び救助活動ができる航空機による対応が有効である. 現在, 防災のためのヘリコプタを多くの行政機関が保有・運用しており¹⁾²⁾, 山中での遭難救助, ビル火災への消防活動, 自然災害発生時の人員の運搬・物資の輸送などに用いられている.

目的地へより迅速に到着し, 広場などへ離着陸が可能な航空機の開発は, 将来の防災の方策として非常に有効であると考えられる. そのような航空機の一つとして, 高速に飛行できる固定翼機と, ホバリング飛行, 垂直離着陸が可能である回転翼機の両特性を持つ VTOL (Vertical Take-off and Landing) 機がある.

近年, 実用化された VTOL 機としては, V-22 (Fig. 1) が知られている. VTOL 機は, 現在, ヘリコプタが実行するような想定ミッションを, より迅速かつ広範囲に展開することが可能であり,

防災における航空機の有効性を一層高めるものである. しかし, VTOL 機は, 遷移飛行時に大幅な動特性の変動があるため, 自動制御による機体の姿勢安定化が必須となる.



Fig. 1 V-22 VTOL 機

著者らは現在, 小型のティルトウイング RC 機をベースとして, 運動情報やエアデータ取得のための計測機器及び独自に開発した制御基板等を搭載した小型 VTOL 実験機を開発している.

本発表では, この機体のために開発した IMU インターフェース等を利用して, 姿勢安定化制御のための運動モデル作成に必要な慣性パラメー

タの推定実験を実施した結果を報告する。

2. VTOL 実験機

2.1 ベース機体

ベース機体である CL-84 RC 機の外観、主な緒元をそれぞれ Fig. 2, Table1 に示す。本機体は、主翼取付角を飛行中に変更するためのティルト機構を有するティルトウィング機であり、ティルト機構のアクチュエータによって主翼部を傾けることで、固定翼モード（ティルト角 0 [deg]）、ヘリコプタモード（ティルト角 90 [deg]）の二種類の飛行形態を実現できる。



Fig. 2 CL-84 RC 機

Table 1	CL-84 RC 機 緒元
全長, 全幅, 全高	1050[mm], 950[mm], 340[mm]
重量	1.7[kg]
動力用バッテリー	14.8V/2200mAh LiPo バッテリー
RC システム	6ch, 2.4GHz
ティルト角	0-90 [deg]

2.2 搭載する制御機器

本機体は、計測及び制御のための MCU (Micro Control Unit) 基板のほか、機体の 3 軸方向加速度、角速度、オイラー角を計測するための IMU (Inertial Measurement Unit) (Fig. 3) を搭載する。

制御用基板には、岩手大学 佐藤研究室が開発した ANS1 PIC 基板 (Fig. 4) を搭載する。ANS1 PIC 制御基板と各通信機器との通信には、I²C (Inter-Integrated Circuit) 通信を利用している。



Fig. 3 3DM-GX3-45³⁾

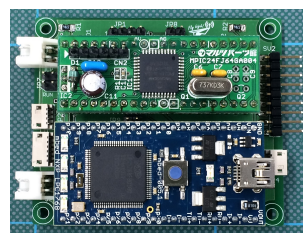


Fig. 4 ANS1 PIC 制御基板

2.2.1 I²C ハブ基板の開発

I²C バスは、プルアップされた 2 本のオープンコレクタ信号線と GND の 3 本の信号線から成るため、接続が簡単である。しかしながら、飛行制御の研究のための実験機では、制御基板に多くのセンサ類を接続する必要があるため、その配線の一つにまとめるための、13ch の I²C ハブ基板 (Fig. 5) を作成した。

設計には、PCB CAD ソフトウェア EAGLE (the Easy Applicable Graphical Layout Editor) を用いた。

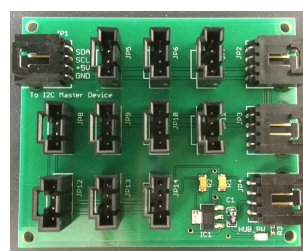


Fig. 5 I²C ハブ基板 完成図

2.2.2 IMU インターフェース開発

3DM-GX3-45 の計測値は、RS 232 シリアル通信によって外部機器へと送信されるため、ANS1 PIC 基板との接続には、I²C 通信の変換インターフェースが必要となる (Fig. 6)。

そこで、PSoC マイコンと MAX3232CSE トランシーバを用いたインターフェース基板を開発した。

PSoC マイコンとは、Cypress Semiconductor より製造されている、内部のアナログ・デジタル機能を自由に設計することができるマイコンであり、通常のワンチップマイコンと比較して、幅広い設計要求を満たすことができる特徴を持つ。

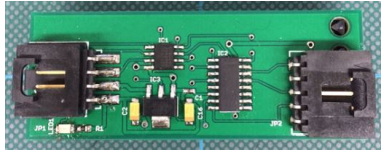


Fig. 6 IMU インターフェース基板

3. 航空機の運動モデル⁴⁾

3.1 機体固定座標系

Fig. 7 のように、原点を機体重心と一致するようにとった機体固定座標系 XYZ を導入する。

この時、X, Y, Z 軸周りの慣性モーメントと、XY 面, YZ 面, ZX 面に関する慣性乗積から成る慣性パラメータ行列は、式 (1) のようになる。

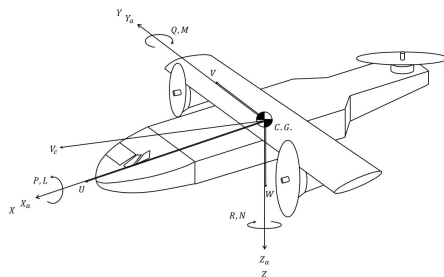


Fig. 7 機体固定座標系

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

ただし、慣性モーメント及び慣性乗積は、式 (2) の通りである。

$$\begin{cases} I_{xx} = \iiint (y^2 + z^2) dm \\ I_{yy} = \iiint (z^2 + x^2) dm \\ I_{zx} = \iiint xz dm \\ I_{xz} = \iiint xz dm \\ I_{zz} = \iiint (x^2 + y^2) dm \end{cases} \quad (2)$$

3.2 航空機の運動方程式

航空機の運動方程式は式 (3), (4) のように表される。ただし、機体重心速度成分を $(U, V, W)^T$, 機体重心角速度成分を $(P, Q, R)^T$, 空気力及び推力を $\mathbf{A} = (X_a, Y_a, Z_a)^T$, 機体質量を m , 重力加速度を g , 外力モーメント成分を $(L, M, N)^T$, オイラー角を $(\Phi, \Theta, \Psi)^T$ とする。

$$\begin{cases} m(\dot{U} + QW - RV) = -mg \sin \Theta + X_a \\ m(\dot{V} + RU - PW) = mg \cos \Theta \sin \Phi + Y_a \\ m(\dot{W} + PV - QU) = mg \cos \Theta \cos \Phi + Z_a \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ = L \\ I_{yy}\dot{Q} - (I_{xx} - I_{zz})RP + I_{xz}(P^2 - R^2) = M \\ -I_{xz}\dot{P} + I_{zz}\dot{R} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR = N \end{cases} \quad (4)$$

4. 慣性パラメータ推定実験

開発した IMU インターフェースと IMU を用いて、小型 VTOL 実験機の慣性パラメータの推定実験を実施する。

4.1 慣性モーメントの測定方法

Fig.8 のように、慣性モーメントを測定する物体を天井から 2 本の糸で釣り下げ、微小な回転角を与えて物体を振動させると、その周期から $O-O'$ 軸周りの慣性モーメントを計算できる。

釣り下げた糸の長さを l , 物体の幅を $2w$, $O-O'$ 軸周りの回転角を θ , 慣性モーメントを I とすれば、 I は、式 (5) のように表される。

$$I = \frac{mgT^2w^2}{4\pi^2l} \quad (5)$$

となる。

この測定方法を用いて、Z 軸周りの慣性モーメント I_{zz} が算出できる。

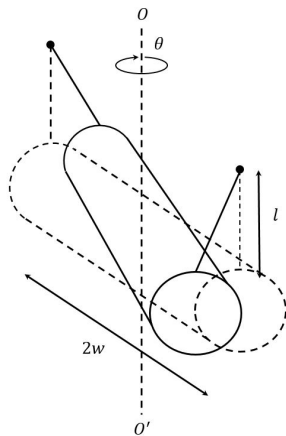


Fig. 8 慣性モーメントの測定法

4.2 ベース機体の重心位置の計測

RC機のティルト角 0[deg], ティルト角 90[deg]の二つの飛行形態における, 計測システムと動力用 LiPO バッテリを除いた機体の全備重量及び重心位置を計測及び算出する. 尚, 重心位置座標は, 機体前輪と地面との接点を原点とする.

計測・算出を行った機体の全備重量及び重心位置を, 二種類の飛行形態について, 以下に整理する.

Table 2 Tilt 0[deg] の全備重量, 重心位置

項目	計測・算出結果
全備重量 [g]	1420.3
重心位置座標 [mm]	(344.43, 0.00, 136.79)

Table 3 Tilt 90[deg] の全備重量, 重心位置

項目	計測・算出結果
全備重量 [g]	1420.3
重心位置座標 [mm]	(339.14, 0.00, 148.80)

4.3 搭載システムの諸量の算出

機体の姿勢情報の計測のための搭載システム (Fig.9) の全備重量, 重心位置, Z 軸周りの慣性モーメントを計測及び算出する.

慣性モーメントの算出では, ロール角, ピッチ角がほぼ 0[rad] となる水平となる姿勢状態からヨー方向に回転角を与えて手を放し, 1 周期 $T[s]$ を計測システムが静止するまで繰り返し計測す

る. また, 周期の計測開始時刻から計測システムによる姿勢情報に関する計測データを無線機を通じてデータ保存用 PC に表示, 保存する.

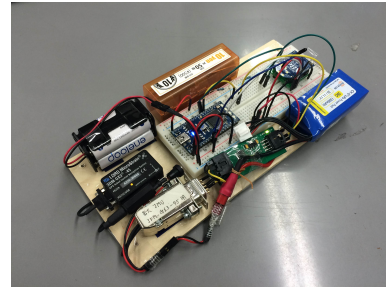


Fig. 9 搭載システム 外観

推定実験時に測定した, 搭載システムの諸計測値を, Table4 に示す.

Table 4 搭載システムの諸計測値

項目	計測・算出結果
全備重量 m_s [kg]	0.6411
重心位置座標 G_s [mm]	(112.47, 0.00, 1.57)
物体の幅 $2w_s$ [m]	0.245
糸の長さ l_s [m]	0.591

また, 推定実験によって得られた搭載システムの周期 T_s の散布図及び平均を Fig. 10 に示し, T_s における統計諸量を Table5 に算出及び整理する.

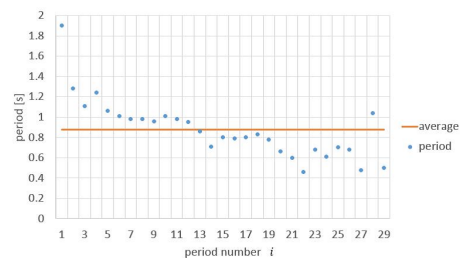


Fig. 10 搭載システムの周期散布図

Table 5 搭載システムの周期 T_s の諸値

項目	数値
要素数 i_s	29
平均値 \bar{T}_s [s]	0.88
最大値 $(T_s)_{max}$ [s]	1.90
最小値 $(T_s)_{min}$ [s]	0.46
分散 $(\sigma_s)^2$ [m ²]	0.08183
標準偏差 σ_s [m]	0.2861

Fig. 10, Table5 の諸量を, 式 (5) を適用すると, 搭載システムの慣性モーメント $(I_{zz})_s$ (Fig.11) が得られる.

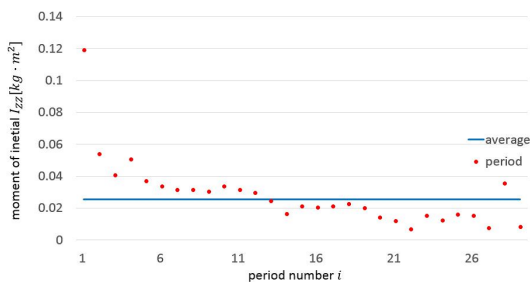


Fig. 11 搭載システムの慣性モーメント

推定実験によって得られた周期 T_s を, 平均値 \bar{T}_s によって代表する時, 搭載システム慣性モーメントの推定値 $(I_{zz})_s$ は,

$$(I_{zz})_s \simeq 0.02541$$

となる.

4.4 Tilt 90 [deg] における実験機の諸量算出

推定実験時に測定した, Tilt 90 [deg] における実験機の諸計測値を, Table6 に示す.

Table 6 Tilt 90[deg] における実験機の諸計測値

項目	計測・算出結果
全備重量 m_{90° [kg]	2.7772
重心位置座標 G_{90° [mm]	(304.42, 0.00, 141.10)
物体の幅 $2w_{90^\circ}$ [m]	0.870
糸の長さ l_{90° [m]	0.668

また, 推定実験によって得られた Tilt 90 [deg] 時の周期 T_{90° の散布図及び平均を Fig. 12 に示し, T_{90° における統計諸量を Table7 に算出及び整理する.

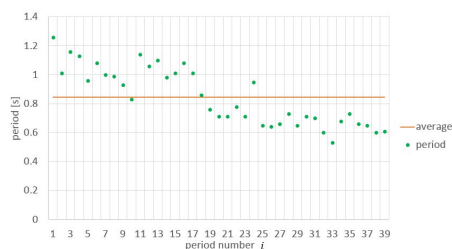


Fig. 12 Tilt 90 [deg] 時の周期散布図

Table 7 Tilt 90[deg] 時の周期 T_{90° の諸値

項目	数値
要素数 i_{90°	39
平均値 \bar{T}_{90° [s]	0.85
最大値 $(T_{90^\circ})_{max}$ [s]	1.26
最小値 $(T_{90^\circ})_{min}$ [s]	0.53
分散 $(\sigma_{90^\circ})^2$ [m ²]	0.03837
標準偏差 σ_{90° [m]	0.1959

推定実験時に, IMU によって計測された姿勢情報を, Fig. 13, Fig. 14, Fig. 15 に示す.

Fig. 12, Table7 の諸量を, 式 (5) を適用すると, Tilt 90 [deg] 時の実験機の慣性モーメント $(I_{zz})_{90^\circ}$ (Fig.16) が得られる.

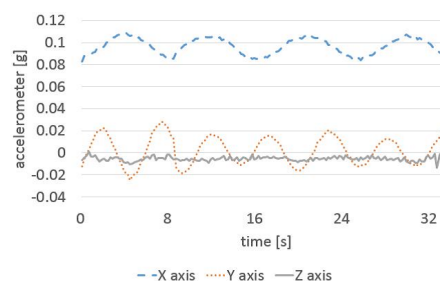


Fig. 13 Tilt 90 [deg] の実験機の加速度推移

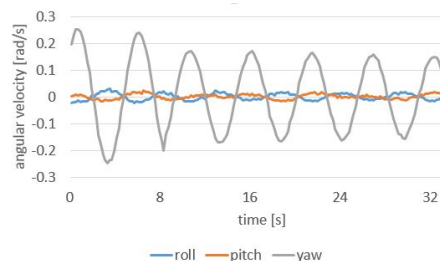


Fig. 14 Tilt 90 [deg] の実験機の角速度推移

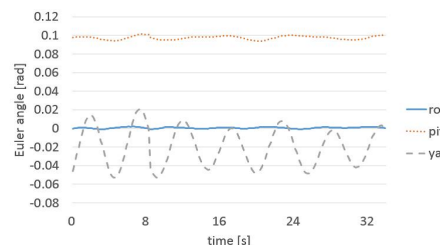


Fig. 15 Tilt 90 [deg] の実験機のオイラー角推移

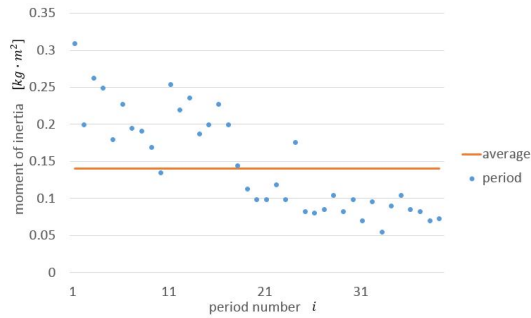


Fig. 16 Tilt 90 [deg] の実験機の慣性モーメント

推定実験によって得られた周期 T_{90° を、平均値 \bar{T}_{90° によって代表する時、Tilt 90 [deg] における慣性モーメントの推定値 $(I_{zz})_{90^\circ}$ は、

$$(I_{zz})_{90^\circ} \simeq 0.1401$$

となる。

4.5 Tilt 0 [deg] における実験機の諸量算出

推定実験時に測定した、Tilt 0 [deg] における実験機の諸計測値を、Table8 に示す。

Table 8 Tilt 0[deg] における実験機の諸計測値

項目	計測・算出結果
全備重量 m_{0° [kg]	2.7722
重心位置座標 $(G)_{0^\circ}$ [mm]	(310.98, 0.00, 121.66)
物体の幅 $2w_{0^\circ}$ [m]	0.870
糸の長さ l_{0° [m]	0.567

また、推定実験によって得られた Tilt 0 [deg] 時の周期 T_{0° の散布図及び平均を Fig. 17 に示し、 T_{0° における統計諸量を Table9 に算出及び整理する。

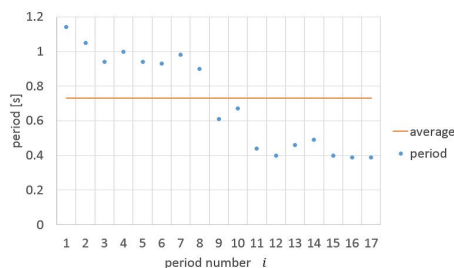


Fig. 17 Tilt 0 [deg] 時の周期散布図

Table 9 Tilt 0[deg] 時の周期 T_{0° の諸値

項目	数値
要素数 i_{0°	17
平均値 \bar{T}_{0° [s]	0.71
最大値 $(T_{0^\circ})_{max}$ [s]	1.14
最小値 $(T_{0^\circ})_{min}$ [s]	0.39
分散 $(\sigma_{0^\circ})^2$ [m ²]	0.07294
標準偏差 σ_{0° [m]	0.2701

IMU によって計測された加速度、角速度、オイラー角については、Tilt 90 [deg] の計測データと同様の特徴が見られたので省略する。

Fig. 17, Table9 の諸量を、式 (5) を適用すると、Tilt 0 [deg] 時の実験機の慣性モーメント $(I_{zz})_{0^\circ}$ (Fig.16) が得られる。

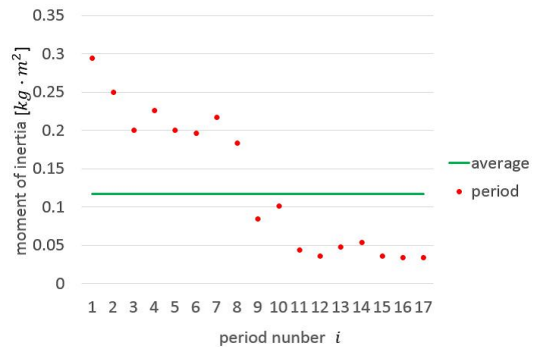


Fig. 18 Tilt 0 [deg] の実験機の慣性モーメント

推定実験によって得られた周期 T_{0° を、平均値 \bar{T}_{0° によって代表する時、Tilt 0 [deg] における慣性モーメントの推定値 $(I_{zz})_{0^\circ}$ は、

$$(I_{zz})_{0^\circ} \simeq 0.1170$$

となる。

4.6 機体固定座標軸周りの慣性モーメント推定

得られた計測結果及び推定結果をもとに、実験機の機体固定座標軸の Z 軸周りの慣性モーメント I_{zz} の推定を行う。そのためには、慣性モーメントにおける平行軸の定理を用いて、実験機の重心位置を基準とした機体固定座標軸周りの慣性モーメントを算出する必要がある。

各物体及び装置の重量、位置関係は Table10, Table11 のようになる。

Table 10 Tilt 0[deg] の重量, 重心からの回転半径

項目	重量 [kg]	回転半径 [m]
全備重量	2.7722	0
搭載システム重量	0.6416	0.2556
錘の重量	0.4027	0.1983
RC 機	1.7000	0.03345

Table 11 Tilt 90[deg] の重量, 重心からの回転半径

項目	重量 [kg]	回転半径 [m]
全備重量	2.7772	0
搭載システム重量	0.6416	0.2556
錘の重量	0.4027	0.1983
RC 機	1.7000	0.03472

Table10, Table11 より, 慣性モーメントにおける平行軸の定理を用いて算出した機体固定座標系における Z 軸周りの慣性モーメント I_{zz} の推定結果を Fig.19 に示す.

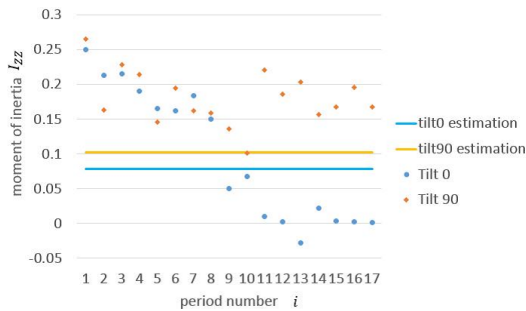


Fig. 19 機体固定座標軸周りの慣性モーメント

ただし, Fig. 19 の "tilt 90 estimation" は Tilt 90 [deg] の慣性モーメント $(I_{zz})_{90^\circ}$, "tilt 0 estimation" は Tilt 0 [deg] の慣性モーメント $(I_{zz})_{0^\circ}$ であり, それぞれ,

$$(I_{zz})_{90^\circ} \simeq 0.1023, (I_{zz})_{0^\circ} \simeq 0.07886$$

である.

4.7 実験結果に対する考察

推定実験の結果, Tilt 0 [deg] の慣性モーメント $(I_{zz})_{0^\circ}$ の推定値は, Tilt 90 [deg] の慣性モーメント $(I_{zz})_{90^\circ}$ の推定値と比較して小さい. また, 算出した Tilt 0 [deg] における分散値 $(\sigma_{0^\circ})^2$, 標準偏差 σ_{0° が, いずれも Tilt 90 [deg] における分散値 $(\sigma_{90^\circ})^2$, 標準偏差 σ_{90° と比較して大きいことから, Tilt 0 [deg] の慣性モーメント $(I_{zz})_{0^\circ}$ の推定値が正確とは言えない. こうした

原因として, 実験環境や実験方法の不正確が考えられ, より管理された実験状況による推定実験が必要であると言える.

しかし, 上記の原因を含めても, $(I_{zz})_{0^\circ}$ の推定値と $(I_{zz})_{90^\circ}$ の推定値は異なることが考えられ, 形態の変化がもたらす慣性モーメントへの影響が大きいことが推察される. したがって, 遷移飛行時の慣性パラメータの変動を想定した飛行制御系の実装が必要不可欠である.

5. 結言

本稿では, 姿勢制御研究のための小型 VTOL 実験機を用いて, 慣性パラメータの推定実験を実施した. その結果, 機体固定座標系における Z 軸周りの形態の変化による重心移動に伴う慣性モーメント I_{zz} の変化が大きく, 遷移飛行時の慣性パラメータの変動を想定した飛行制御系の実装が必要不可欠であることが確認できた.

今後は, X, Y 軸周りの慣性パラメータ推定を実施し, 本機体の運動モデルの構築, 及び飛行制御系の設計手法について考える.

参考文献

- 1) 消防庁, "平成 26 年度 消防白書", 193, 194
- 2) 防衛省, "平成 26 年度 防衛白書", 資料 14 "主要航空機の保有数・性能諸元"
- 3) MicroStrain, "3DM-GX3-45 Data Communications Protocol", 77, 78, 80, 81, 101, 102, 2012
- 4) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, "航空機力学入門", 東京大学出版会, 1-14, 1982