

# DATCOM を用いた実在する航空機のフライトシミュレータ開発

2015SC101 海野真広

指導教員：坂本登 中島明

## 1 はじめに

フライトシミュレータは航空機の研究・開発、飛行操縦訓練や搭乗体験をするために開発される。現在研究室にあるフライトシミュレータでは、SKY-HOGG（架空上の機体）モデルと F16（戦闘機）モデルのみでしか非線形 6 自由度フライトシミュレーションを行うことができない。そのため、上に述べたような航空機の研究・開発分野で利用するフライトシミュレータとして有用性が高いとはいえない。上記の 2 機以外の機体モデルでもフライトシミュレーションを行うことができるような環境を作るため、本研究では様々な機体の物理パラメータの収集、機体モデルを変更するまでの過程を明らかにすることで、現在研究室にあるフライトシミュレータの有用性の向上に繋げることを目標とする。

## 2 航空機の運動方程式

航空機のフライトシミュレーションを行うときに必要となる航空機モデルには、航空機の運動方程式が含まれる。また、航空機の概略図を図 1 に示す。ここでは例として、非線形モデルに含まれる航空機の運動方程式を記す。この時、航空機の運動方程式は以下の式 (1) のようになることが知られている [1]。また、式 (1) に含まれる  $X, Y, Z, l, m, n$  には 3 節で述べる空力係数が含まれる。

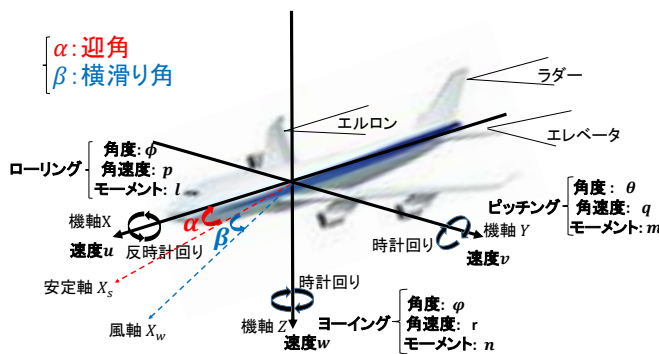


図 1 航空機概略図

$$\begin{cases} m(\dot{u} + qw - rv) = X - mg \sin \theta \\ m(\dot{v} + ru - pw) = Y + mg \cos \theta \sin \phi \\ m(\dot{w} + pv - qu) = Z + mg \cos \theta \cos \phi \\ I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(\dot{r} + pq) = l \\ I_y \dot{q} - (I_z - I_x)rp - I_{xz}(r^2 - p^2) = m \\ I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq - I_{xz}(\dot{p} + qr) = n \end{cases} \quad (1)$$

(ただし、質量:  $m$ [kg], 重力加速度:  $g$ [m/s<sup>2</sup>], 機体のピッチ角, ロール角:  $\theta, \phi$ [rad],  $x$  軸,  $y$  軸,  $z$  軸方向の速度:  $u, v,$

$w$ [m/s],  $x$  軸,  $y$  軸,  $z$  軸まわりの角速度で、それぞれロール角速度, ピッチ角速度, ヨー角速度:  $p, q, r$ [rad/s],  $x$  軸,  $y$  軸,  $z$  軸まわりの慣性モーメント:  $I_x, I_y, I_z$ [N · m], 慣性乗積:  $I_{xz}$ [N · m])

## 3 空力特性について

航空機の飛行シミュレーションにおいては機体に作用する空気力や空気力によるモーメントを計算する際に空力安定微係数を用いて線形モデルを利用することが一般的である [2]。空気力は  $x, y, z$  軸方向それぞれに働く外力のことであり、それぞれ  $X, Y, Z$ [N] と表す。また,  $x, y, z$  軸まわりに働く空気力によるモーメントはそれぞれ  $l, m, n$ [N · m] と表す。各軸方向に働く空気力と各軸まわりに働く空気力によるモーメントの関係式を式 (2) に示す [1]。

$$\begin{cases} X = \bar{q} S C_D \\ Y = \bar{q} S C_y \\ Z = \bar{q} S C_L \\ l = \bar{q} S b C_l \\ m = \bar{q} S \bar{c} C_m \\ n = \bar{q} S b C_n \end{cases} \quad (2)$$

(ただし、動圧:  $\bar{q} = (1/2)\rho V^2$ [Pa], 主翼面積:  $S$ [m<sup>2</sup>], 翼幅:  $b$ [m], 平均空力翼弦 (MAC):  $\bar{c}$  [m] である。)

$C_D, C_y, C_L$  を無次元空力係数,  $C_l, C_m, C_n$  を無次元係数という。空力安定係数である揚力, 抗力等の力を各速度, 各角速度, エレベータの舵角, エルロンの舵角等に依存する形でそれぞれ分解した値が空力安定微係数であり、空力安定微係数には、静安定微係数と動安定微係数の 2 種類がある。

(ただし、 $C_L$ : 揚力係数,  $C_D$ : 抗力係数,  $C_y$ :  $y$  軸方向の空気力の係数,  $C_l, C_m, C_n$ :  $x, y, z$  軸まわりに働く空気力によるモーメントの係数)

## 4 DATCOM について

DATCOM は米国空軍によって開発された空力解析コードであり、機体の翼型や翼長、飛行条件などの情報から空力微係数を推定することができる。本研究では、これまで本研究室でフライトシミュレーションにまだ使用していない航空機のモデルの作成から行うため、航空機の運動方程式を求める必要がある。そのとき、必然的に前節でも述べたような空力微係数が必要となるため DATCOM を利用する必要がある。

## 5 航空機の慣性モーメント

航空機の慣性モーメントには、 $x$  軸周りのロール慣性モーメント  $I_x$ ,  $y$  軸周りのピッチ慣性モーメント  $I_y$ ,  $z$  軸周りのヨー慣性モーメント  $I_z$  の 3 つがある。これらは航

空機の運動方程式の回転運動方程式を考える上で、重要となる。しかし、Boeing737の慣性モーメントを文献より得ることができなかったため、本研究では、主翼全体を覆う直方体の慣性モーメントを  $x$  軸周りのロール慣性モーメント  $I_x$ 、尾翼も含めた胴体全体を覆う円柱の慣性モーメントを  $y$  軸周りのピッチ慣性モーメント  $I_y$ 、機体全体を覆う直方体の慣性モーメントを  $z$  軸周りのヨー慣性モーメント  $I_z$  として機体の慣性モーメントの値として概算する。詳細は卒業論文本論に記載する。

## 6 航空機モデルの変更

フライトシミュレーションを行う機体を変更するためには、matlabのメインファイルを書き換える必要がある。matlabのメインファイルには、フライトシミュレーションを行う機体の物理パラメータ、迎角  $\alpha$ 、横滑り角  $\beta$  等の初期値、飛行条件、航空機の運動方程式、安定微係数を格納した mat ファイル等が書き込まれており、このメインファイルを実行することによって、トリム値を求め、フライトシミュレーションを行うことができる。書き換える箇所は

- 機体の物理パラメータ
  - $m$ :機体重量 [kg]
  - $I_x, I_y, I_z$ :機体の慣性モーメント [kgf · m]
  - StaticThrust:推力 [kgf]
- 安定微係数の mat ファイル
- 飛行条件
  - 高度 [m]
  - 対気速度 [km/s]

となる。

## 7 matlab メインファイルの実行

フライトシミュレーションを行う機体の安定微係数を格納した mat ファイルが完成し、メインファイルを書き換えることができたなら、そのメインファイルを実行するとトリム値が求められ、シミュレーションが実行される。航空機のフライトシミュレーションにおけるトリム値とは、定常飛行(水平飛行)の状態の時の値を表す。一例として、図(2)に迎角  $\alpha$  のトリム値を示す。縦軸は  $\alpha$  のトリム値を表しており、横軸はイタレーションを表している。このイタレーションとは、メインファイルを実行し、トリム値計算を行った際、トリム値が妥当な値に収束するまでの計算回数である。図(2)を見ると、250回を超えたあたりから約 6[deg] に収束していることが分かる。

## 8 考察と今後の課題

一般的に旅客機が水平飛行をしている時の迎角  $\alpha$  は約 2.5[deg] である。しかし、今回の実験で得られたトリム値は約 7[deg] であるため、Boeing737の水平飛行時の迎角としては望ましい値を得ることができなかった。原因として、機体の慣性モーメントの値が、翼と胴体を分離して直方体

や円柱と見なしての概算値であることが挙げられる。機体の慣性モーメントは飛行中の機体の姿勢に大きく影響する。実際に、現段階でフライトシミュレーションを行うことができている skyhogg の慣性モーメントの比で、Boeing737の慣性モーメントを求めるなど、試行錯誤的にメインファイルの慣性モーメントの値を変更してトリム値を求めると異なる値が得られるが、どれも Boeing737の水平飛行時の値としては妥当な値が得られなかった。

本論文では、フライトシミュレーションを行う機体を入れ替えるために必要となる行程を明らかにした。CADから物理パラメータを得られるような、航空機の3Dモデルを見つけるなど、機体の慣性モーメントの値を高い精度で求めることによって、旅客機として妥当なトリム値を求めることができれば、より現実性の高いフライトシミュレーションに近づけることが可能になると考えられる。

## 参考文献

- [1] 小塚健太: “航空機の横系 PIO 現象に対する非線形最適制御による制御と自作シミュレータによる検証”, 南山大学理工学研究科機械電子制御工学専攻, p46-51, 2018.
- [2] 加藤寛一郎: “航空機力学入門”, 東京大学出版会, 1982.
- [3] “Datcom+Pro User’s Manual”, Holy Cows, Inc, 2015-8-25
- [4] 津島博紀, 李家賢一: “航空機概念設計における民間航空機用重量推算法について”, 航空宇宙技術, 第 10 巻, p101, 2011.
- [5] Chris Brady, Boeing737 Detailed Technical Data, <http://www.b737.org.uk/techspecs-detailed.htm>., 2018-11-15
- [6] 石油連盟, 石油連盟 | 統計情報 | 換算係数一覧, <http://www.paj.gr.jp/statis/kansan/>., 2018-12-5
- [7] 末岡淳男, 綾部隆: “機械力学”, 森北出版株式会社, 1997.

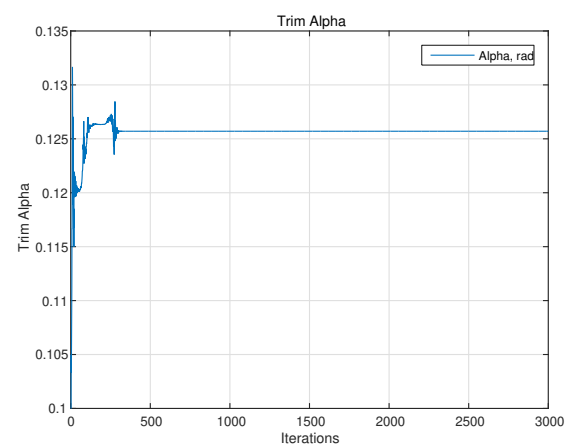


図 2 迎角  $\alpha$  のトリム値