

# 飛行する物体の空力研究

○中村佳朗 (中部大学工学部)

Study on Aerodynamics of flying Objects  
Yoshiaki Nakamura (Chubu University)

Key Words: Unsteady Aerodynamics, CFD, Flight Dynamics, Unsteady Flight, Coupling Problem

## Abstract

The present paper treats the dynamic behavior of flying objects, where numerical analysis is made by solving the coupling problem between CFD and flight dynamics. That is, the objects considered here are not fixed at some location, but are moving around arbitrarily in the air. Although experiments are conducted in some cases, most results are obtained by numerically solving the equations of fluid and motion simultaneously. Finally measurements on aerodynamics are made for actually flying model planes. It is expected that this kind of research is a new direction of aerodynamic study.

## 1. はじめに

航空宇宙工学では、流体力学の知識は随所で使用されている。空気力学なくして航空機は飛行しないし、ロケットや宇宙往還機も大気圏飛行中は空気力の影響を被るし、積極的に利用することも行っている。航空機の空力で一番重要なのは、主翼周りの流れであることは言うまでもない。主翼周りの流れは揚力を発生させ、航空機を設計するうえでは、この揚力を抗力に相対的に大きくすることが要求される。

固定翼がある一定の速度で運動する場合、固定翼周りの流れを解析するのに2つの方法がある。一つは地上に固定された座標系Aで見える場合で、もう一つは、翼に固定された座標系Bで見える場合である。前者では流体が物体によって押しつけられ、後者では、流れが物体に向かって来ることになる。後者を採用すると、解析は簡単化される。ただし、圧力場は座標系AとBで同一である。速度場においても、両者は、飛行速度ベクトルを加えるだけで変換できる。

座標系Aを用いた解析は、主流で、過去多く行われている。これに対して、空力研究の新しい方向を探るために、著者らは以前より任意に運動する物体周りの流れに興味を持ち、研究してきた。任意に運動する物体を取り扱う場合、基本的には、座標系Aで考えることになる。ここでは、飛行速度ベクトルが一定ではない(一定速度の直線飛行ではない)運動の実験や数値シミュレーションを行った。また、模型飛行機を飛ばして空力測定も行ったので、それらの結果を併せて紹介する。

## 2. スピン現象

名古屋大学の自由傾斜風洞の吹き出し口(直径2

mの八角形)を上向きにして、スピンの研究を行った。

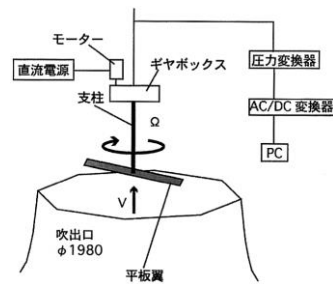


Fig. 1: 風洞の吹き出し口を上向きにしたスピン現象の実験

### 2.1 平板翼の場合

平板翼について実験を行った<sup>1)</sup>。まずは固定した状態で、姿勢を変えて圧力分布を測定した。その後、平板翼を強制回転して圧力分布を測定した。さらに、平板翼をフリーにして自由回転できるようにし、平板翼のスピン係数 (spin rate) を測定した。スピン係数は、横滑り角(sideslip angle)が大きくなるにつれて増大する。加えて、横滑り角 $\beta$ を与えると、風上側 (windward) の翼における上面の圧力分布が、風下側 (leeward) のものに比べて減少する。これによりスピンの回転力が増加する。

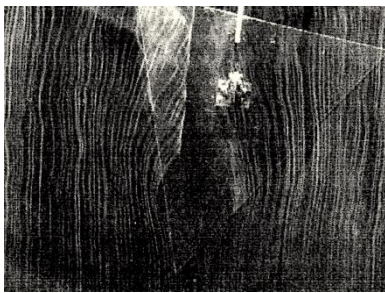
### 2.2 デルタ翼の場合

平板翼と同様に、デルタ翼についても実験を行った<sup>2)</sup>。この場合には、迎角が小さい時には、平板翼と同様に、横滑り角 $\beta$ が大きくなるにつれてスピン係数が増大する。機首を右に向ければ、右方向に回転する。ところが迎角が $30^\circ$ になると、スピンは逆

回転になる。これは、風上側にある左翼の前縁剥離渦が迎角の上昇に伴い翼上面から遠ざかり、十分渦を形成できないことができないことが原因である。



(a)  $\alpha=30^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$



(b)  $\alpha=30^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$

Fig.2 スモークワイヤー法によるデルタ翼面上の流れの可視化

### 2.3 模型飛行機による飛行中のスピン運動

模型飛行機を飛ばして、スピン現象を調べた。風洞試験では取得困難な機体の運動とカップリングした空力データを、ラジコン飛行機に測定機器を搭載して測定した<sup>3,4)</sup>。実際に飛行中の模型飛行機のスピン現象についても解析した。飛行中に撮影した動画は、中部大学の中村研究室のホームページにupされているので参照されたい<sup>5)</sup>。

結果として、スピン中は、内側（スピン軸側）の翼は完全に失速し（剥離し）、外側（スピン軸から離れた側）の翼は失速しないで（剥離しないで）流れが付着していることが分かった。

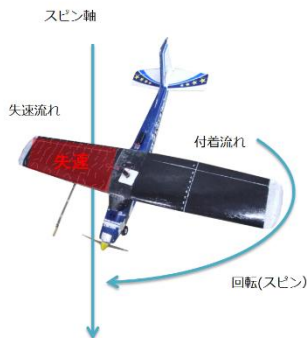


Fig. 3: 単発機によるスピン運動

採用した単発機は電動機で、京商のU CAN FLYで、スパンは1.5mである。

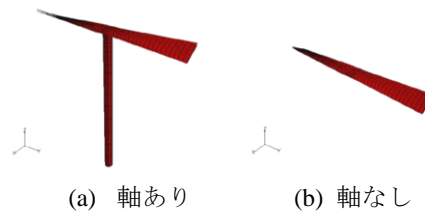


Fig. 4: 飛行中の空力測定に用いた双発模型飛行機

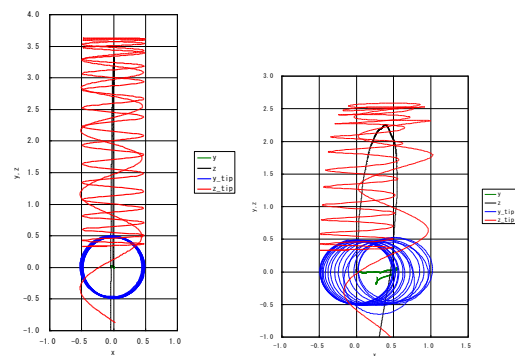
双発模型飛行機は、スパン1.28m のASTRO HOBBY製のCessna 310 Grand Cruiserで、電動機である。双発機の場合には、先端にピトー管を設置できるのがメリットである。ちなみに、単発機の場合には、主翼前縁にピトー管を付けている。

### 3. 竹とんぼの飛行

CFDと飛行力学を連成させて、竹とんぼの飛行について数値シミュレーションを行った<sup>6)</sup>。この計算では、擬似時間を用いた計算を行い、擬似時間内で流体計算と剛体の運動計算を強連成させて解いている。



(a) 軸あり (b) 軸なし  
Fig. 5: 数値シミュレーションに使用したマイクロ竹とんぼ（ローター直径4cm）



(a) 軸あり (b) 軸なし

Fig. 6: 竹とんぼの飛行経路  
(赤線：横方向から見たローター先端の軌跡；青線は上方から見た場合)

この計算の目的は、風洞実験では得られない運動を行う小さな航空機（運動の時定数が小さい）の飛行特性を解析することである。流体計算は、3次元NS方程式を、擬似圧縮性法、移動格子法、一般座標を用いて計算する。運動は、小さな航空機を剛体とみなし、3次元の位置と姿勢を含めた6自由度の方程式を用いて数値計算した。重心の並進運動は、慣性座標系で、重心周りの回転運動は、慣性主軸座標系で計算する。また、ジンバルロック現象を回避するために、変数としてクォータニオンを用いている。

計算結果から分かったことは、竹とんぼの軸が重要で、ある程度の長さの軸がある場合には、ピッチとロールの安定性が増し、回転が安定する。その結果、到達高度が増加する。ちなみに軸の長さが中途半端な場合には、各軸の慣性モーメントの大きさが同程度となり、メジャーアクシスルールによって回転が不安定となる。つまりひっくり返る現象が起こる。

#### 4. 鳥の飛行

実際の鳥（カモメ）をモデル化して、コンピュータ上で鳥が飛ぶことができるかどうかを調べた<sup>7)</sup>。



Fig. 7: シミュレーションに用いた鳥の模型

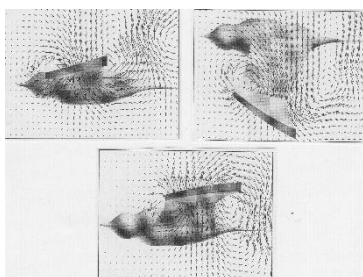


Fig. 8: 鳥の飛行（羽ばたき）中の速度ベクトル場

使用した鳥モデルは、コード長が $C=20\text{cm}$ で、鳥の全長は、 $1.8C$ 、羽を伸ばした時のスパンは $7.6C$ である。また、重さは、 $m=0.25\text{kg}$ である。

鳥の羽ばたきを模擬するために、物体形状を時間とともに変化させた。この変化をさせるために、Free-Form Deformation (FFD)というアルゴリズムを採

用した。結果として、モデル化された鳥は空中を飛ぶことができた。つまり、飛ぶのに十分な揚力と推進力を発生できることが分かった。羽ばたきの周波数を $5\text{Hz}$ にすると、最初鳥は重力で下降するが、徐々に揚力が増加し、水平飛行を経て、上昇していく。羽ばたきの周波数を $4\text{Hz}$ にすると計算時間内では下降し続けた。また飛行速度はおおよそ $7\text{m/sec}$ で、実際のカモメの飛行速度に近い値を示した。なお、羽ばたきの周波数が大きいほど速く飛んだ。また、鳥の周りの流れ場の詳細が得られ、揚力発生メカニズムが明らかになった。

#### 5. ブーメランの飛行

小さなブーメランを空中に回転させながら投げることによって、投げた場所に戻ってくるかどうかを数値シミュレーションで調べた<sup>8)</sup>。これは、ブーメランの飛行に空気力学が関係していることを明らかにするのが目的である。

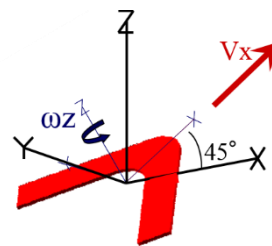


Fig. 9: ブーメランの座標と初期姿勢

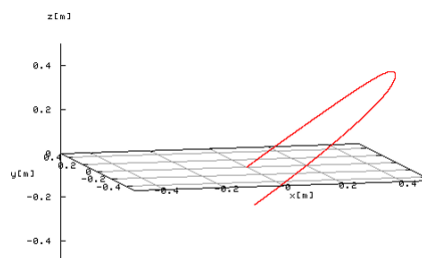


Fig. 10: ブーメランの飛行経路

この研究でも、CFDと飛行力学がカップリングさせた数値シミュレーションを行った。流体解析は格子の移動を考慮した形でNS方程式を解き、運動解析は、並進運動は地面固定座標系で、また回転運動は物体固定座標系で考えた。

採用したブーメランモデルは、片翼の長さが $5\text{cm}$ で、コード長は $1\text{cm}$ である。質量は $1.0 \times 10^{-4}\text{kg}$ である。

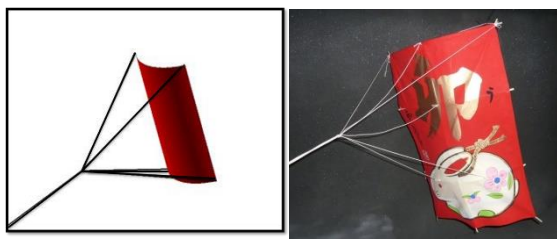
ブーメランは、並進速度と回転速度を持ち、水平面から $45$ 度の角度で初速 $3.0\text{m/s}$ で空中に飛び出していく。Roll angleは、付けていない。飛び立った後、

ブーメランの翼面上での圧力分布により、ロール角やピッチ角が変化し、その結果、元の場所に戻ってくる。空気のない場合（月面上のような空気が発生しない場合）も計算したが、ブーメランは元の位置に戻ることなく、行きっぱなしであった。空気力が関係していることは明らかである。この結果を検証するために、これに対する実験も行い、良い一致が得られた。

## 6. 凧の運動

風を受けた場合、凧が飛行できるかどうかを調べるために数値シミュレーションを行った<sup>9)</sup>。つまりコンピュータの中で凧を飛ばそうとする試みである。実験により凧の詳細な運動を把握することは困難である。

この計算でも、空気力学と飛行力学をカップリングして解析した。この問題を複雑にする一つの要素が、糸による運動の束縛である。



(a) CFDモデル (b) 実験用凧

Fig.11: 使用した凧のモデル

(CFDモデル：縦0.9m、横0.5m；キャンバーあり)

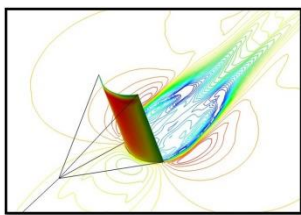


Fig. 12: 凧周りの流れ場(CFD；凧の表面上の圧力分布と凧背面側の速度の大きさ分布)

この問題では、特に、空気力学、姿勢、安定性について調べられた。凧は、キャンバーが付いており、また紐も付いている。風速は10m/secとした。最初凧は縦方向の運動を行い（上昇し）、その後、横方向の運動を行った。横方向に行ったり来たりしながら、一定の高度を維持した。また、キャンバーも効果があり、キャンバーがないとすぐ回転してしまうことが分かった。実際に名古屋大学の豊田講堂前の広場で凧を揚げて、その運動の様子をビデオに撮

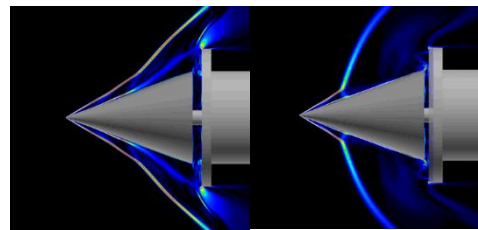
影した。両者の運動は、定性的に類似していた。

## 7. 空力干渉を使用した緊急分離

緊急時に、ロケットの乗員カプセルを出来るだけ速く分離(abort)させる方法として、空気力を利用して分離を加速させる方法を提案した<sup>10)</sup>。主流は超音速としている。

今後スペースシャトルにとって代わるカプセル型（アポロやソユーズのような）が考えられているが、その場合は、abort systemが必要となる。ここでは、capsule (Launch Abort System)とrocket (Service Module)からなるCEV (Crew Exploration Vehicle)をそれぞれ円錐と円柱でモデル化した。主流は、マッハ数 $M=3$ とし、実験と計算の両方を行った。

ディスク(円板)を間に取り付けた場合、カプセル(円錐)とディスクの間隔が $h/D=0.4$ の場合、カプセルの抗力係数は、 $C_D=-0.35$ となった。つまり、推力が発生し、分離を加速させる効果が発生する。さらに、このディスクの外周に沿ってフェンスを取り付けると、推力が70%も増加した<sup>11)</sup>。



(a)ディスクのみ (b)ディスク+フェンス

Fig.13: カプセル(円錐)とロケット(円柱)の間にディスクを付けた場合のCFDによる流れ場(密度勾配分布)

また、カプセルが上流に移動するという分離現象について、流れと運動をカップリングした数値シミュレーションを行った<sup>12)</sup>。図13aは、ディスクだけを付けた場合、図13bは、ディスクと外周に沿ってフェンスを付けた場合の流れ場である。両方の場合とも、円錐のカプセル（質量は $m=0.4\text{kg}$ ）は、前方からの超音速流に逆らって上流に移動する。その最大移動量は、ディスクだけの場合、カプセル底面直径( $D=100\text{mm}$ )の2.05倍、フェンスを付けた場合は、2.23倍である。両者とも、その後、再び下流側に戻る。

## 8. パラシュートの運動

パラシュートは、航空機や宇宙機の減速装置として航空宇宙では大変重要な装置である。著者らは、最初に、低速でのパラシュートの研究を行った<sup>13)</sup>。パラシュートの開傘過程におけるパラシュートの変



形と運動を流体と構造の連成問題としてシミュレーションした。一様流速は $U=20.0\text{m/s}$ 、キャノピー（袋状のもの）の開口部直径 $D=0.15\text{m}$ としている。キャノピーが最初一様流に垂直方向に広がり、そのあと、頂点が渦輪によって引っ張られることが分かった。その後、キャノピー全体は横方向に並進運動する。Fig.14eの時、キャノピーは最大に開き、Fig.14fでは少し径が小さくなる。

パラシュートの最大開傘荷重は、ペイロード荷重の約2倍で、実験とよく一致した。パラシュートの荷重は最大荷重に達した後、減少し、その後、一定値に落ち着く。

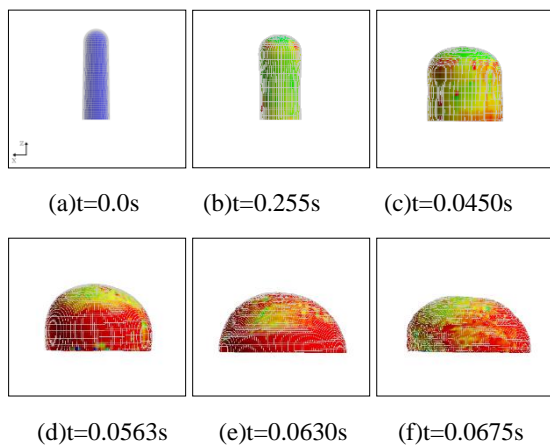


Fig.14: パラシュートキャノピーの展開過程 (CFD ; 色はキャノピー内外の圧力差を示す)

その後、超音速パラシュートの数値シミュレーションも行った<sup>14)</sup>。宇宙機の火星大気圏への突入においては、超音速から減速させる超音速パラシュートが必要となる。パラシュートは3次元で、キャノピーはflexibleとした。

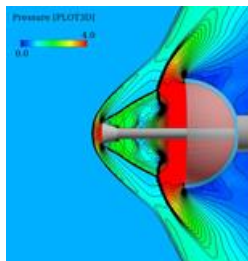


Fig. 15: 超音速パラシュート (CFD: 圧力分布)

計算には、immersed boundary methodを使用した。キャノピーの構造計算には、マス・バネ・ダンパーモデルが適用された。一様流マッハ数は $M=2.0$ 、キャノピー直径は、 $D=120\text{mm}$ としている。

カプセルとキャノピーの周りの流れは、衝撃波が発生し、かつ空力干渉が起こる複雑な流れ場となっている。キャノピーの形状が空気を受けて非定常

に変化することも明らかになった。

## 9. QUAD-ROTORの飛行と空力特性

10年ぐらい前から、(株)エクオス・リサーチのご支援のもとに、QUAD-ROTOR(QR)を自作で開発してきた。この研究は、渋滞中の自動車の前方を可視化することであった。QRは今では簡単にかつ安価に購入できるようになったが、当時はそんなにpopularではなく、著者らは一から自分たちで作ってきた。



Fig. 16: 自作したQuad-rotors (3号機、4号機、5号機；4号機の赤い羽根は遠くから姿勢を判断できるように付けている；プロペラの直径は8inch)

それまで飛行が不安定であったQRが2013年に安定よく飛ぶようになった。これは高機能な模型飛行機用のコントローラー（制御基板：Ardu Pilot Mega 2.5）を手に入れたことが大きかった。さらにそれまではBluetoothでPCとシリアル通信をしていたが、通信が阻害されることが多々あった。そこで、模型飛行機用の無線器に切り替えたことや、推力を大きくして余裕を持たせたこともうまくいった要因の一つと考えている。

上空からビデオ撮影を行い、周囲の景色を眺めるのは楽しいものである。上から見るといのは、航空の醍醐味で、必須であると感じた。今後QRはいろいろ活用され発展するものと思われる。中部大学の中村研究室のホームページに動画を載せているので参考にされたい<sup>5)</sup>。

また、このQUAD-ROTORの運動特性を調べるために、数値シミュレーションを実行した<sup>15)</sup>。結果として、QRが横風に対して不安定であることを示した。横風を受けたQRは、正のピッチングモーメントにより頭上げになり、これにより不安定になる。

## 10. ダウンバースト中の飛行

積乱雲が関係するダウンバースト中の飛行は、航空機にとって危険な飛行である。ここでは、ダウンバースト中の小型機(VLJ: Very Light Jet; Cessna Citation Mustang) の飛行をCFDと飛行力学を使って

解析した<sup>16)</sup>。航空機はモデル化され、主翼と尾翼のみを考慮し、それらの飛行経路と姿勢を、CFDと飛行力学をカップリングして計算している。ここでは、簡単のため、縦運動のみを考えている。

主翼翼弦長は1.6m、尾翼翼弦長は1.1mで、主翼と尾翼の水平距離は、5.5mである。機体総重量を $3.6 \times 10^3 \text{kg}$ とし、最大推力は、 $1.298 \times 10^6 \text{N}$ である。

ダウンバースト(DV)は、直径が2km、垂直方向の最大風速が40m/s、水平方向の最大風速が10m/sである。

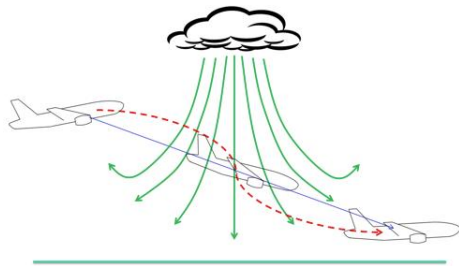


Fig. 17: downburst中の飛行

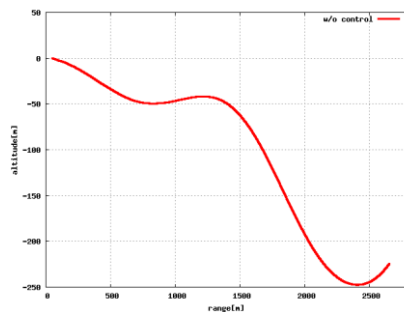


Fig. 18: downburst中の高度変化

シミュレーション結果から、航空機がダウンバースト(DV)に入ると、向かい風(head wind)で揚力が増加し、頭上げとなること、またDVの中心を通り過ぎると、追い風(tail wind)で失速して、頭下げになり、急激に高度が下がることが確かめられた。この場合には、高度低下は250mである。初期にはピッチ角 $0^\circ$ であったが、水平方向 $x=1000\text{m}$ (DVの中心手前)では、 $30^\circ$ 、また $x=2000\text{m}$ (降下した後)では、 $-10^\circ$ である。

## 11. 航空機の宙返り飛行

10.のダウンバースト中の飛行で用いた手法を応用して、航空機の宙返り飛行(loop)のシミュレーションを行った<sup>17)</sup>。ある程度の速度を持って宙返り飛行に入ると確かに宙返りすることが分かった。ここでは、ループに入る初速を100m/s、水平尾翼の舵角(下げ角)を $10^\circ$ としている(初速を73m/sに下げた場合、あるいは水平尾翼の舵角を $30^\circ$ にした場合

には、ループ飛行が達成できなかった)。

結果は、図19の青線である。ちなみに、従来のモデル化された運動方程式を解いた結果(赤線)と比較すると、ループの軌跡が異なることが分かる。

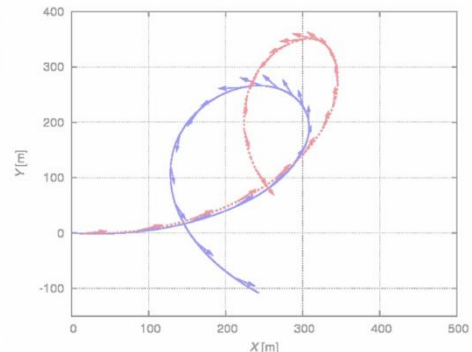


Fig. 19: 宙返り飛行における軌跡  
(赤色：従来のモデル化された運動方程式による解析；青色：今回のCFDと運動の連成計算結果；  
図中のベクトル：機体のノーズの方向)

## 12. おわりに

本論文では、固定した状態にある航空機に関する空力研究ではなく、実際に飛行している状態での空力研究を行った。これは空力研究の新しい分野であると思われる。ここではいくつかの問題を取り上げ、それらの結果を紹介した。詳細は参考文献を参照されたい。

## 参考文献

- 1) 山田貴史、一之瀬敬之、中村佳朗：スピニング平板翼の空力特性について、日本航空宇宙学会論文集、50, 576, 2002, pp. 15-21.
- 2) 山田貴史、一之瀬敬之、中村佳朗：スピニング平板翼の空力特性について、日本航空宇宙学会論文集、50, 576, 2002, pp. 15-21.
- 3) 安井一平、吉田健太、中村佳朗：STOL機における飛行中の空力特性について、第49回飛行機シンポジウム講演論文集、2B05, 2013.
- 4) 安井一平：模型飛行機による飛行中の空力データ測定と失速特性の解析について、2013年度名古屋大学工学研究科航空宇宙工学専攻修士論文、Feb. 2014.
- 5) URL:  
[https://www3.chubu.ac.jp/faculty/nakamura\\_yoshia/ki/](https://www3.chubu.ac.jp/faculty/nakamura_yoshia/ki/)
- 6) 河村耕平、上野陽亮、中村佳朗：数値流体力学と数値飛行力学の連成に基づく竹とんぼのフライトシミュレーション、日本航空宇宙学会論文集、57, 667, 2009, pp. 26-32.

- 7) 上野陽亮、中村佳朗：空気力学と飛行力学に基づく鳥の飛行に関する数値シミュレーション、日本航空宇宙学会論文集、57, 667, 2009, pp. 9-14.
- 8) 土井克則、Mohad FADHLL, 川島 渉、中村佳朗：CFDを用いたブーメランの飛行シミュレーション、日本航空宇宙学会論文集、59, 693, 2011, pp. 15-22.
- 9) S. Mano, K. Kitamura, K. Doi and Y. Nakamura, Numerical Simulation Based on CFD for Aerodynamic Characteristics of Kite in Flight, Trans. JSASS Aerospace Tech., Japan, Vol.12, 2014, pp.1-10.
- 10) 小澤啓伺、北村圭一、花井勝祥、三好理也、森 浩一、中村佳朗：超音速空力干渉を利用したカプセル型宇宙輸送システムの緊急分離、日本航空宇宙学会論文集、57, 664, 2009, pp. 175-182.
- 11) 香山寛人、汪 運鵬、小澤啓伺、土井克則、中村佳朗：フェンスによる超音速空力干渉を利用したカプセル分離、日本航空宇宙学会論文集、60, 2, 2012, pp. 10-15.
- 12) Y.P. Wang, H. Ozawa, H. Koyama and Y. Nakamura, Abort Separation of Launch Escape System Using Aerodynamic Interference, AIAA Journal, 51, 1, 2013, pp. 271-276.
- 13) 三好理也、森 浩一、中村佳朗：Immersed Boundary法を用いたパラシュート開傘過程の流体・構造連成シミュレーション、日本航空宇宙学会論文集、57, 670, 2009, pp. 1-7.
- 14) X.P. Xue and Y. Nakamura, Numerical Simulation of a Three-Dimensional Flexible Parachute System under Supersonic Conditions, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 11, 2013, pp.99-108.
- 15) H. Yasuda, K. Kitamura and Y. Nakamura: Numerical Analysis of Flow Field and Aerodynamic Characteristics of a Quadrotor, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 11, 2013, pp. 61-70.
- 16) 前山洋介：空力・運動連成数値シミュレーションによるダウンバースト中の航空機の飛行特性について、2012年度名古屋大学工学研究科航空宇宙工学専攻修士論文、2013.
- 17) 柴田泰賢：空力・運動連成数値シミュレーションによる航空機の飛行試験用プラットフォームの研究、名古屋大学機械・航空工学科2013年度卒業論文、2014