

放球点帰還型小型UAVの 高高度・低レイノルズ数領域における空力特性の推定

堤雅貴（九州大学大学院），東野伸一郎（九州大学）

Estimation of Aerodynamic Characteristics of a Small Unmanned Glider at high altitude

Masataka Tsutsumi (Kyushu University, graduate student), Shin-Ichiro Higashino (Kyushu University)

1. はじめに

PM2.5をはじめとするエアロゾル(空气中浮遊物質)は、大気汚染や地球温暖化などの問題と密接な関係があり、地上や上空におけるエアロゾルの直接観測は非常に重要である。特にデータが少ない上空、中でも南半球や南極上空の観測データやサンプルを取得することが急務である。上空のエアロゾル直接観測は自由気球によって行われることが多い。自由気球は有人航空機の到達可能高度を容易に超える観測ができる一方、風任せで漂流していくために、観測終了後の機器を回収することが困難であることが多く、高価な観測機器(100万円程度×2)を毎回使い捨てにせざるを得ないことや、肝心のサンプルが回収できないことは、致命的な問題であった。このようなエアロゾル研究者からの相談を受けて、筆者らは、エアロゾル観測装置やサンブラを搭載した滑空型小型無人航空機(UAV)をゴム気球に懸吊し、上昇中にエアロゾル数濃度観測やサンプリングを実施した後、気球からUAVを分離して放球地点まで自律滑空させて自動回収するという、低コストながら画期的なエアロゾル観測システムを開発した。本システムにより、2013年の南極昭和基地における高度10kmまでの観測および自律帰還・回収成功りに続き、2015年には南極大陸氷床S17拠点で、高度23kmまでの観測と、後述する二段階分離方式と呼ぶ方法により、高度12kmからの自律帰還・回収に成功した²⁾。

100m/sを越す強風が吹く冬期の南極においても帰還可能とするためには、滑空開始高度が高い方が有利であることがこれまでの検討でわかっている。滑空開始高度が上がるにつれ、低レイノルズ数・高亜音速領域での飛行が必要となるが、通常の風洞試験等による機体の空力特性の定量的な高精度の推定は容易ではない。このため、気球から分離した後、ただちに滑空を開始せず、パラシュートで一旦降下した後、さらにパラシュートを分離して低高度から滑空を開始する二段階分離方式と呼ぶ方法を考案した(図1)。これにより、観測到達高度を制限することなく、滑空開始高度を安全性が担保できる高度まで下げることが成功し、2015年1月の南極における観測では、気球の

バースト高度23kmから高度12kmまでパラシュート降下した後、パラシュートを分離して自律滑空により回収することに成功した。一方、これ以上に滑空開始高度を上げるためには、高高度における機体の空力特性を推定しなければならない。そこで、このパラシュートを使用した降下中に、単に高度を下げるだけでなく、積極的に機体の空力特性を推定するためのマヌーバを実施すれば、飛行破綻などの危険を回避しつつ、安全に空力特性の推定ができるのではないか、との着想に至った。むろん、パラシュートによって本来とは異なる外力が機体には働いているが、パラシュート取り付け部においてそれらの外力やモーメントを測定し、全機に働く力から引いてやればよい。図2の左下に青い実線で示したものは、本システムにおけるUAVの速度である。またピンク色でハッチングしている範囲は飛行実績のある飛行状態である。紫のハッチングで示した領域は、今後滑空開始高度を上げた場合の予想飛行領域である。一般的なゴム気球の上昇限界である高度30km付近では地上付近の飛行速度(30m/s程度)と同動圧で飛行した場合、遷音速～音速での飛行が必要となるが、遷音速～超音速飛行を考えるのは現実的ではない。このため、フラップ等を利用して低速で飛行することを前提とし、前述のパラシュートを併用した同定法により機体の空力特性を同定する方法を確立する。得られた空力特性から制御系設計を行い、高度30km程度の成層圏から帰還可能なシステムの飛行実証を行うことを目標とする。

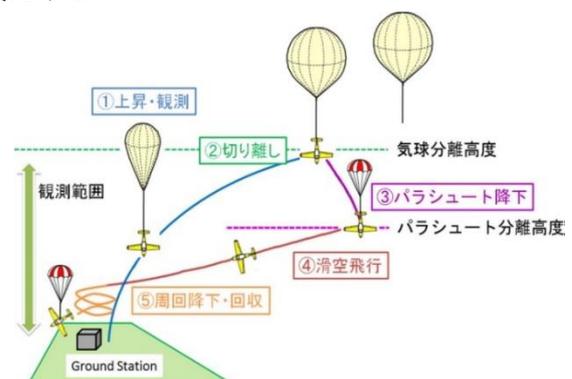


図1 二段分離方式のミッションプロファイル

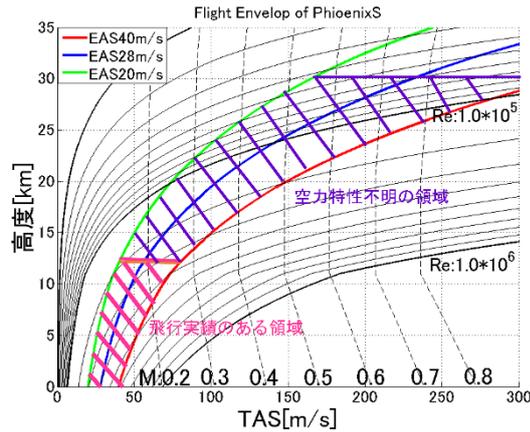


図 2 UAV の予測飛行領域と実績

2. 空力特性推定方法

空力特性を推定する方法として Movable Parachute Sting Balance (MPSB) と呼ぶ、筆者らが開発した装置を使用する³⁾⁻⁴⁾。この装置を使用してパラシュート降下中に空力特性を推定するためのデータ取得を行う。図3にMPSBによる空気力測定概念図を示す。機体には加速度・角速度センサが搭載してあり、パラシュートを先端に取り付けたカーボン製のステイニングが、機体下面の超小型六分力天秤に装着してある。

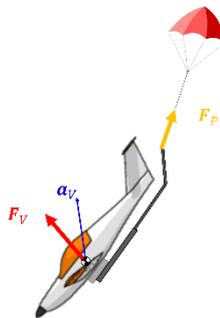


図 3 MPSB による空気力測定概念図

- F_{av} : 機体のみ働く空気力ベクトル[N]
- F_p : パラシュートが機体に与える力ベクトル[N]
- a_v : 機体重心位置における加速度センサ出力[m/s²]

機体に働く空気力が準定常的であると仮定すれば、時々刻々の機体とパラシュートに生じている力・モーメントの合力(加速度・角加速度, 角速度より取得)からパラシュートのみに生じている力(六分力天秤出力より取得)を差し引くことにより、機体のみ生じている空気力(式(1)~(3))と空気力モーメント(式(4)~(6))を推定することができる。

$$X_a = ma_x - X_p \quad (1)$$

$$Y_a = ma_y - Y_p \quad (2)$$

$$Z_a = ma_z - Z_p \quad (3)$$

m : 機体質量[kg]

a_x, a_y, a_z : 機体重心位置における機体軸X軸, Y軸, Z軸方向の加速度センサ出力[m/s²]

X_a, Y_a, Z_a : 機体軸X軸, Y軸, Z軸方向の機体に生じる空気力[N]

X_p, Y_p, Z_p : 機体軸X軸, Y軸, Z軸方向のパラシュートが機体に与える空気力[N]

$$L_a = I_{xx}\dot{p} - I_{zx}\dot{r} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{zx}pq - L_p \quad (4)$$

$$M_a = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp + I_{zx}(p^2 - r^2) - M_p \quad (5)$$

$$N_a = I_{zz}\dot{r} - I_{zx}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{zx}qr - N_p \quad (6)$$

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} : 機体軸X軸, Y軸, Z軸に関する機体の慣性能率[kg m²]

I_{zx} : 機体軸ZX面に関する機体の慣性乗積[kg m²]

p, q, r : 機体軸X軸, Y軸, Z軸角速度[rad/s]

$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$: 機体軸X軸, Y軸, Z軸角加速度[rad/s²]

L_a, M_a, N_a : 機体軸X軸, Y軸, Z軸まわりの機体に生じる空気力モーメント[N m]

L_p, M_p, N_p : 機体軸X軸, Y軸, Z軸まわりのパラシュートが機体に与えるモーメント[N m]

3. 飛行試験装置及びシステム

3-1. 供試機体

試験で使用する小型無人航空機は筆者らが開発したPhoenixSと呼ぶ機体である(図4)。この機体は気球を用いた観測ミッション時にはモーターを取り外し、完全な滑空機となる。表1にPhoenixSの諸元を示す。



図 4 PhoenixS

表 1 PhoenixS 諸元

全長	1.50[m]
全幅	2.77[m]
翼面積	0.575[m]
全備重量	11[kg]
アスペクト比	13.3

3-2. 試験システム

通常はゴム気球を用い、放球は機首を下にして、約50mのダイニーマラインによって気球から懸吊した状態で行われる。機体と気球の間には第一分離後降下用パラシュートが挿入される。システムは機上システムと地上システムの二つに分かれている。図5にシステム全体図を示す。

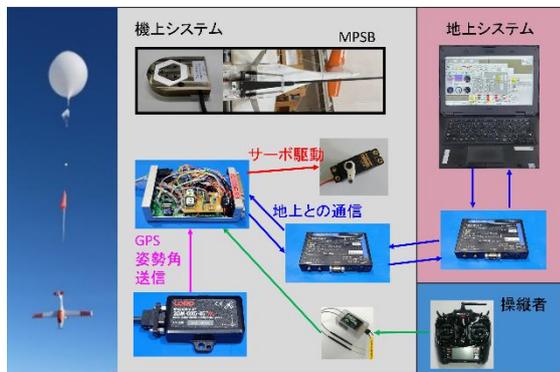


図 5 システム全体図

機上システムは機体と搭載された制御装置等から構成されている。地上システムは機上システムから送信されるデータを受信するモデムとモニター用のノートPCから構成されている。機体に搭載する制御装置は筆者らが開発したAPCUB-G2(図6)と呼ぶ内製のフライトコンピュータ(FCC)を使用する。



図 6 APCUB-G2(制御装置)

この装置には絶対圧センサ、微差圧センサ、3軸加速度センサ、3軸角速度センサ、装置内温度センサ、外気温センサを搭載しており、これらのデータを50Hzで取得することができる。

また、LORD MicroStrain社製の3DM-GX5-45と接続

することにより、GNSSデータや姿勢角データを取得でき、ロータリーエンコーダを使用した迎角、横滑り角センサを外部に取り付けることにより、迎角、横滑り角のデータも取得できる。これらのデータの一部はモデム経由で地上に送られるため地上でモニターすることができる。

FCC内で誘導則・制御則に従い計算を行い、各舵面をコントロールするためのサーボにPWM信号を出力することによって誘導・制御を実施している。

さらに外部からのPWM信号を入力することができるため、操縦者の送信機からラジコン受信機経由で送られてきた入力信号をそのままサーボに出力するマニュアルモードと制御装置内で計算された信号をサーボに出力するオートモードを切り替えることが可能である。表2にAPCUB-G2の諸元を示す。

表 2 APCUB-G2 諸元

重量	230[g]
全長×全幅×高さ	115×70×32[mm]
取得可能データ	静圧、動圧、3軸加速度、3軸角速度、内部温度、外気温
サンプリングレート	50[Hz]

3-3. MPSBの構成

Movable Parachute Sting Balance(MPSB)は、降下用パラシュートとLeprino社製の超小型六分力天秤、カーボン製スティング、リニアアクチュエータ、パラシュート分離装置から構成される。超小型六分力天秤を図7に、諸元を表3に示す。



図 7 超小型六分力天秤

表 3 超小型六分力天秤諸元

重量	270[g]
取得可能データ	6軸力データ
サンプリングレート	50[Hz]
非直線性	±0.5%
他軸干渉	±0.5%
定格容量	Fx, Fy, Fz: ±150[N]

	Mx,My,Mz: ±30[Nm]
分解能	Fx,Fy,Fz: ±1/1000(DC) Mx,My,Mz: ±1/10000(DC) DC(定格)

この装置はリニアアクチュエータ（PWM信号で伸縮可能）を用いてパラシュート降下中の機体の懸吊姿勢を変化させることにより、迎角、横滑り角を変更させパラシュートが機体に与える力、モーメントを超小型六分力天秤で計測することができる装置である。MPSB試験が終了した後にパラシュート分離装置を稼働させパラシュートを切り離し自動制御による飛行を開始する。図8はMPSBの実験棟内試験の様子である。



図 8 MPSB 装置取り付け状態での懸吊試験

4. 飛行試験計画

実験計画が採択されれば、2024年度に、大樹町から放球し高度30kmまで上昇し、その後高度30km～12kmまでパラシュート降下をしつつMPSBによる試験を実施する。終端速度がEAS28m/sとなるパラシュートを使用し図9に示す青色実線の等動圧線に沿ってデータ取得を実施する。

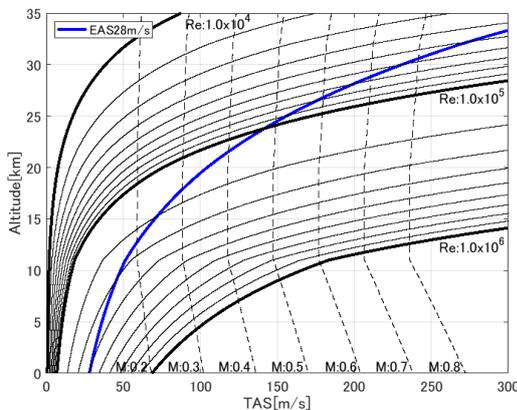


図 9 MPSB 試験で取得予定の飛行状態

データ取得後高度12kmでパラシュートを切り離し

自動飛行により大樹町近くの海上上空でウェイポイント飛行をさせ、海上にパラシュート降下させる予定である。FCC等の防水は困難であるため使い捨てとする選択肢も考えている。また、データ通信システムについては、JAXA 所有のシステムを利用をきぼうしているが、サイズ、重量等が成立可能な範囲かどうかについては調査が必要である。さらに、最終的に大樹町飛行場への自律滑空帰還を目指す場合、安全性確保に関する対策が必要になる。

2024年度に、高高度、低レイノルズ数領域における空力データの取得と機体空力特性の推定を行い、高高度からの直接滑空における制御系設計を終え、2025年度には、高度30kmからの直接滑空開始を実現するとともに、各種の安全性の対策を施して、海上回収ではなく、大樹町飛行場内への自律帰還を目指す予定である。

5. 参考文献

[1]Shin-Ichiro Higashino, Masahiko Hayashi, Shuji Nagasaki, Shiina Umemoto, Motoki Nishimura, “A Balloon-Assisted Gliding UAV for Aerosol Observation in Antarctica,” *Transactions of JSASS Aerospace Technology Japan*, 12, APISAT-2013, a35-a41, 2014.10.

[2] Shin-Ichiro Higashino, Masahiko Hayashi, Shuji Nagasaki, Takuya Okada, Keiichi Ozuka, “A Balloon-Assisted Gliding UAV for Stratospheric Aerosol Observation Using Two-Stage Separation Method in Antarctica,” *7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, 2015.11.

[3]浜野惇, 藤田拓己, 東野伸一郎 “高高度気球分離型自律帰還UAVの飛行実験による空力特性の推定に関する研究”, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2017), 2017.11.

[4]堤雅貴, 東野伸一郎, 林政彦 “Movable Parachute Sting Balanceを用いた飛行試験による低レイノルズ数領域の空力特性推定方法について”, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2020), 2020.11.

[5]Edward C. Polbamus, “Charts for predicting the subsonic vortex-lift characteristics of arrow, delta, and diamond wings,” NASA Technical Note D-6243, 1971.4