九州大学学術情報リポジトリ
Kyushu University Institutional Repository

フラットスピンを用いた小型固定翼無人機の定点垂直着陸法の基礎研究

宮園, 晃輝
九州大学大学院

中間, 洸太
九州大学大学院

住友, 佑樹
九州大学大学院

東野, 伸一郎
九州大学大学院

https://hdl.handle.net/2324/4774240

出版情報：AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES. 19, pp.131-140, 2020. THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES
バージョン：
権利関係：(c) 2020 日本航空宇宙学会

KYUSHU UNIVERSITY

航空宇宙技術
Vol. 19, pp. 131-140, 2020

ー論　　文ー

フラットスピンを用いた小型固定翼無人機の定点垂直着陸法の基礎研究[*1]

Study on a Fixed Point Vertical Landing Method Using the Flat Spin for a Fixed-wing UAV

宮　園　晃　輝[*2,*3]・中　間　洸　太[*2,*4]・住　友　佑　樹[*2,*4]・東 野　伸 一 郎[*2]
Kohki MIYAZONO, Kota NAKAMA, Yuki SUMITOMO and Shin-Ichiro HIGASHINO

Key Words: Vertical Landing, UAV, Flat Spin, All-Flying Tail, P-Factor, Gyro Precession

Abstract: A runway for the operation of a fixed-wind UAV cannot be always available in practical missions and there is no handy method for landing in confined space while a catapult can be used for launch. The purpose of this paper is to develop a new vertical landing method using the flat spin. Flat spin is the motion that an aircraft rotates horizontally while it is descending vertically. In order to control its touchdown position to a desired position, it is necessary to generate centripetal force to control UAV's descent path to target direction while descending vertically. This paper shows the method to change the path during vertical descent, as well as the result of flight tests and wind tunnel tests.

記 号 の 説 明

α: 迎角
β: 横滑り角
q: 動圧
φ: ロール角
θ: ピッチ角
ψ: ヨー角
P: ロール角速度
Q: ピッチ角速度
w: 降下速度
R: ヨー角速度
δe: エレベータまたは AFT 舵角
X: 機体軸 x 方向外力
Y: 機体軸 y 方向外力
Z: 機体軸 z 方向外力
X_h: 水平外力座標系 x 軸成分
x_p , y_p, z_p: 機体上の任意の点の機体座標
$a_{x,p}$, $a_{y,p}$, $a_{z,p}$: 機体上の任意の点での加速度
a_x, a_y, a_z: 機体重心での加速度
Fx: 六分力天秤軸 x 方向外力
Fy: 六分力天秤軸 y 方向外力
Fz: 六分力天秤軸 z 方向外力
Mx: 六分力天秤軸 x まわりモーメント
My: 六分力天秤軸 y まわりモーメント
Mz: 六分力天秤軸 z まわりモーメント
L: 揚力
$\bar{c}$: 平均空力翼弦長
U_0: 平均流速
ω: ピッチング角振動数
f: ピッチング振動数
k: 無次元振動数
T_h: 推力水平成分
Rc: 相関係数

*1©2020　日本航空宇宙学会
2019 年 11 月 30 日,日本航空宇宙学会西部支部講演会(2019)にて発表.
2020 年 1 月 14 日原稿受付
*2 九州大学大学院
*3 現　全日本空輸株式会社
*4 現　川崎重工業株式会社

1. は じ め に

昨今の技術発展により，無人航空機は災害現場や僻地の科学観測のような特殊な環境下での活躍が期待されている．しかし回転翼無人機と比べ，高効率かつ高速度飛行が可能である固定翼無人機の利用はまだ少ない．なぜならば，固定翼無人機は離着陸時に滑走路を必要とするためである．離陸方法に関しては，カタパルトで射出する方法を容易に用いることができ，比較的省スペースでの離陸が可能である．一方，着陸方法に関しては，第 1 図に示すようなパラシュート着陸方式やネット捕獲方式，VTOL による離着陸方式などが利用されている[1-3]が，これらは，機体の回収地点の予測が困難であったり，大規模な地上設備が必要であ

第 1 図　狭小地における UAV の主な着陸方法[1-3]

ったり，また機体構造の複雑化や重量が増したりなどの問題をそれぞれ抱えている．

ところで，一般に固定翼機におけるフラットスピンという運動は極めて危険な状態であるため，フラットスピンへ入らないための方法やフラットスピンから抜け出す方法についての研究が大半を占めている[4,5]．しかし，フラットスピン中の降下速度は巡航状態と比較すればかなり遅く，固定翼機自身の運動であるため，パラシュートやネット等の着陸専用の装置を必要としない．またフラットスピンという運動は機首が水平を向いた垂直降下運動であるため，ヘリコプターにおけるオートローテーションのような垂直降下運動とも言える．

そこで本研究では，このフラットスピンという固定翼機特有の運動を用いることにより機体を安全で確実に回収する方法を開発することを目的としている．フラットスピンを着陸手段に応用するにあたっては可能な限り既に UAV に搭載された機器を使い，特別な装置を必要としない着陸手段とすることを目指す．以上より，本研究の目的を達成するにあたって確立する必要がある課題は以下の 2 つである．

(1)降下中の機体を任意の地点へ導く経路変更方法

(2)降着時に機体の破損を防ぐ方法

この中でも(1)を達成するためには，垂直に降下するフラットスピン中に，目標方向へ経路変更を行うための求心力の制御を行う必要がある．(2)の降着時に機体が破損しないためには，降下中の速度を低下させることが一つの方法であり，筆者らの研究[6]により，フラットスピン中のピッチ角によって降下中の速度を制御できることがわかっている．本稿では，特に(1)について，フラットスピン降下中のピッチ角を周期的に変化させることによって，経路変更を実現する求心力を得るための方法と，飛行試験および風洞試験によって確認したその効果について述べる．

2. 供 試 機 体

供試機体として第 2 図に示す小型固定翼無人機を使用した．本機はモータグライダー型の UAV であり，筆者らの研究室が南極での大気エアロゾル観測用に開発した[1]ものである．

第 2 図　供試機体の外観

機体の諸元を第 1 表に示す．この機体は十分な静安定性を有するように重心位置を設定しており，この重心位置において，飛行実験によってフラットスピンに移行する傾向はないことを確認している．また，フラットスピンに入れるために重心位置を移動させることも考えない．このような機体をフラットスピンで回収できれば，一般的な機体への汎用性が高いものであると言えるため，あえてこのような機体と固定重心位置を選択している．飛行実験によるフラットスピンの試験を行うにあたっては，なんらかの非常事態に陥った場合でも安全に機体を回収できることが必要である．胴体には機体全体を回収するメインパラシュートを格納しているが，フラットスピン中は胴体上部のハッチが胴体のウェイクに入ってしまい，そのままではメインパラシュートが引き出されない．そこで，小型のパイロットシュートをウェイク外に射出し，パイロットシュートがメインパラシュートを引き出す方法として，飛行実験の安全性を確保している．

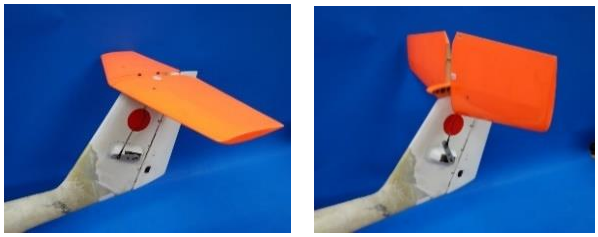
第 1 表　供試機体の諸元

主翼スパン[m]	2.77
主翼面積[m^2]	0.575
主翼アスペクト比	13.3
平均空力翼弦長[m]	0.213
水平尾翼スパン[m]	0.508
水平尾翼面積[m^2]	0.07
水平尾翼アスペクト比	3.69
全長[m]	1.50
機体重量[kg]	7.15
C.G.[MAC]	0.28
ニュートラルポイント[MAC]	0.48
モータ	Hacker A50-12L
プロペラ	14×10in Folding

3. フラットスピンへの移行方法

通常，機体がスピンに陥った場合，θ=－70～－60deg ほどの機首が著しく下を向いたスティープスピンになる．一方，フラットスピンは，θ=－25～0deg ほどの機首が水平に近いスピン運動である[7]．スティープスピンを意図的にフラットスピンに移行させるためには，スティープスピン中に大きなピッチアップモーメントを発生させる必要がある．重心位置がスピン特性に大きな影響があることは多くの文献[8,9]で明らかになっているが，重心移動による方法はダミーウェイトの必要性などの問題があるため実用性に欠ける．またどのような機体でもフラットスピンによる回収を可能とするため，前述の通り重心移動は行わないこととした．筆者らの研究[6]によって，大きなピッチングモーメントの発生が可能な All Flying Tail（以下，AFT と記す）と，プロペラによるジャイロプリセッションの効果を利用してピッチアップモーメントを発生させ，静安定余裕を変えずにフラットスピンへ移行できることが明らかになっている．既報[6]の部分もあるが，以下簡単にまとめる．

3.1　AFT の効果　All Flying Tail（AFT）とは，水平尾翼全体が回転する全遊動式のエレベータである．AFT の外観を第 3 図に，供試機体において元来使用していた水平尾翼



(a) δ_e = 0deg　　(b) δ_e = -90deg

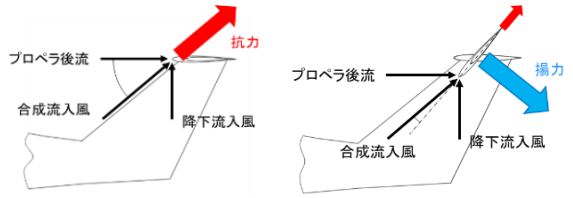
第 3 図　AFT の外観

(a) δ_e = 0deg　　(b) δ_e = -30deg

第 4 図　元来使用していた水平尾翼の外観

を第 4 図に示す．いずれも面積は同一である．

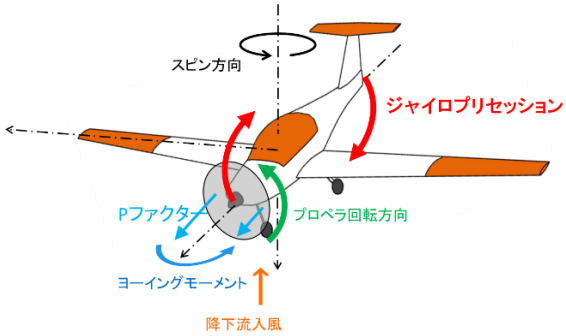
通常の水平尾翼を用いた場合と AFT を用いた場合の水平尾翼の大迎角時の様子をそれぞれ第 5 図に示す．通常の水平尾翼を用いた場合では，大迎角において水平尾翼が失速状態に陥るため大きな抗力が発生する．これはピッチダウンモーメントとなり，フラットスピンの状態にするのは困難である．一方，AFT を用いた場合，図のように翼全体が動くので合成流入風に対して適切な迎角を設定できる．これにより，AFT の失速を回避するとともに抗力の低減が可能となる．また，発生する揚力は全機においてピッチアップモーメントとなる．この AFT に働く抗力と揚力により，通常の飛行状態からフラットスピンに容易に移行できるとともに，フラットスピン中のピッチ角は AFT 舵角によって変化することが明らかになっている [6]．また，AFT 舵角を中立付近に戻すことにより，フラットスピンからの回復も容易であることを飛行実験によって確認している．なお，通常飛行時における操作量は δ_e=－20deg～+20deg であり，フラットスピン時は δ_e=－20deg～－100deg である．



(a) オリジナル水平尾翼　　(b) All Flying Tail

第 5 図　水平尾翼の違いによる抗力の違い

3.2　ジャイロプリセッションの効果　筆者らの研究 [6] によれば，飛行速度を減じた後，AFT の大舵角によって失速させるとともに大舵角を保つことにより，フラットスピンに移行するが，フラットスピン時の姿勢は，δ_e のみならず，プロペラ回転数によっても変化することが明らかになっている．これは，P ファクターとジャイロプリセッションによるものと考えられる．P ファクターとジャイロプリセッションの関係を第 6 図に示す．一般に P ファクターは高迎角時において，左右のプロペラブレードの作動状態が異なるために発生する．本供試機体のプロペラ回転方向は機首前方から見て反時計回りであるため，P ファクターによって左回頭のヨーイングモーメントが発生する．機首前方から見て反時計回りに回転するプロペラに，P ファクターによる左回頭のヨーイングモーメントが加わるため，ジャイロプリセッションによりピッチアップモーメントが発生する．これがプロペラ回転数によってピッチ角が変化する原理であると考えられる．



第 6 図　P ファクターとジャイロプリセッションによる
ピッチアップモーメントの発生原理

4.　飛　行　実　験

4.1　データ取得機器　手動操縦によって離陸した機体は，地上高度 300m 程度まで上昇したのち，速度を落として AFT により失速させると同時にラダー舵角を左最大とすることにより，左スピンに移行する．その後 AFT 舵角を最大とし，プロペラ回転数を上昇させることによってただちにフラットスピンに移行し，フラットスピン状態を維持できる．高度 150m 程度までフラットスピンで降下したならば，AFT およびラダー舵角を通常飛行時の位置に戻すと同時にスロットルをアイドル状態にすれば機首が下がり垂直降下を始めるため，ゆるやかに引き起こしを行う．引き続き上昇すれば実験を継続することができるが，この一連の操作は複雑である．手動操縦による操作も可能であるが，人為的ミスを防ぐため，失速直後からスピン降下終了までは制御装置によって操作している．制御装置は，当研究室が独自に開発した装置 [10-12] (AP-CUB と呼ぶ)を用いている．AP-CUB は，ルネサステクノロジー社製の 16 ビットシングルチップコンピュータ H8S2638 をベースにしている．CPU モジュールとは別にセンサボードを搭載しており，センサボードには，気圧高度センサ，対気速度センサ，3 軸角速度センサ，3 軸加速度センサが搭載されている．AP-CUB の外観を第 7 図に，諸元を第 2 表に示す．

第 7 図 AP-CUB の外観

第 2 表　AP-CUB の緒元

AP-CUB 本体	
筐体寸法[mm]	130×67×50
重量[g]	476
インターフェース	UART 3ch
CPU モジュール	
クロック周波数[MHz]	20
A/D コンバータ	12ch/10bit
A/DC サンプリングレート[Hz]	50
サーボ出力	6ch
センサボード	
搭載センサ	気圧高度センサ
	対気速度センサ
	3 軸角速度センサ
	3 軸加速度センサ

第 3 表　MTi-G の諸元

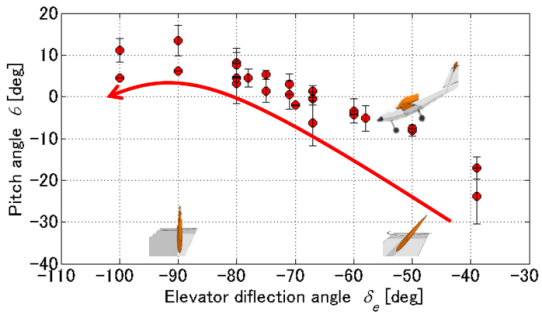
筐体寸法[mm]	58×50×22
重量[g]	50
通信	RS232C
サンプリングレート[10Hz]	10
静止状態での姿勢角精度[deg]	1.0
動的状態での姿勢角精度[degRMS]	2.0

第 4 表　3DM-GX5-45 の諸元

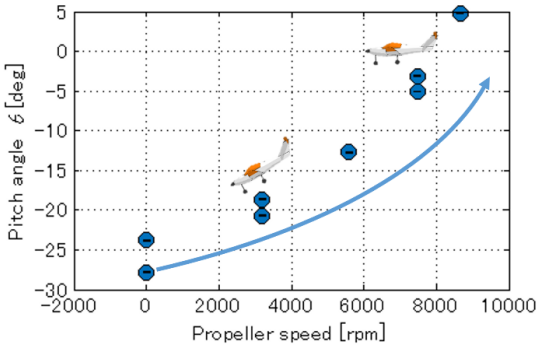
AHRS 仕様	
筐体寸法[mm]	44.2×36.6×11
重量[g]	20
通信	RS232C
サンプリングレート[Hz]	50
搭載センサ	3 軸加速度センサ
	3 軸角速度センサ
	3 軸磁力センサ
	気圧高度センサ
	GNSS センサ

機体の制御に用いられる方位角の計測は，Xsens 社の AHRS である MTi-G を使用し，機体の姿勢角，3 軸角速度，3 軸加速度，磁方位，気圧，GPS 位置などの計測は LORD 社製 AHRS である 3DM-GX5-45 を使用した．両者とも AHRS であるが，MTi-G は AP-CUB との通信速度の適合性から方位角による AFT の制御用として使用し，3DM-GX5-45 はデータ取得および解析用として使用した．MTi-G 諸元を第 3 表に，3DM-GX5-45 の諸元を第 4 表に示す．降下速度については，AP-CUB の気圧センサおよび GPS による降下速度の精度が低いため，3DM-GX5-45 の気圧センサの値から気圧高度を求め，これを時間微分して降下速度を求めた．

4.2　飛行実験概要　フラットスピンにより任意の地点へ着陸を行うためには垂直降下中に水平方向に移動するための垂直な降下経路に対する求心力を発生させる必要がある．プロペラ推力の水平成分はフラットスピン中の水平面内における外力となるため，推力の水平成分を求心力として利用することが可能であると考えられる．推力の水平成分はフラットスピン中のピッチ角によって変化するが，フラットスピン中のピッチ角は，AFT 舵角およびプロペラ推力(プロペラ回転数)によって変化することが明らかになっている[6]．第 8 図は，21 回分の飛行実験におけるフラットスピン中の δ_e と，θ の関係を示したグラフである．グラフ中の点は 1 回のフラットスピン(10～15 秒間)における平均値を，各点に記されたエラーバーはその標準偏差の大きさを示す．またいずれのフラットスピン中においても，プロペラ回転数は最大(約 9000rpm)に固定した．第 8 図からわかるように，δ_e を大きくする(負で絶対値を増加させる)につれて θ が増加し，最大で 10deg 程度の正の θ になることや，δ_e =－90deg 付近で θ が最大となっていることが分かる．すなわち，フラットスピン中のピッチ角は AFT 舵角で制御できることがわかる．



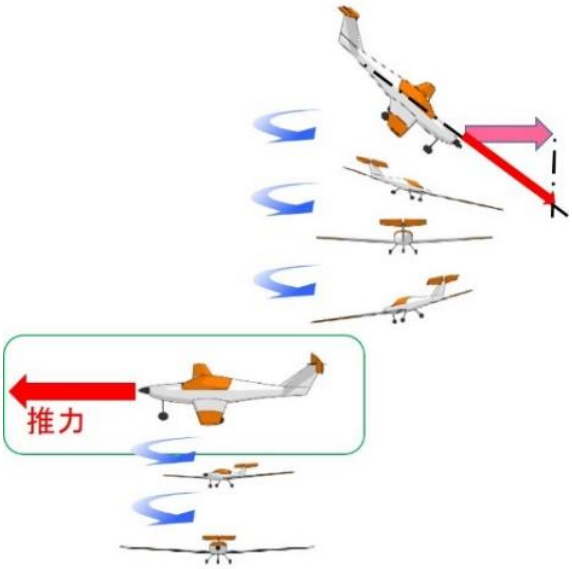
第 8 図　δ_e と θ の関係



第 9 図　プロペラ回転数と θ の関係

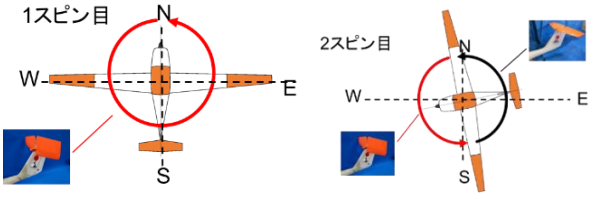
一方，AFT 舵角を－90 deg に固定し，プロペラ回転数のみを変化させた場合のプロペラ回転数(フラットスピン中はほぼ一定)と θ の関係を第 9 図に示す．第 9 図は計 8 回の飛行実験結果であり，各点およびエラーバーは第 8 図と同様に 1 回のフラットスピン中の θ の平均値および標準偏差を示す．第 9 図からわかるように，プロペラ回転数の増加によってフラットスピン中の θ が増加する，つまりプロペラ回転数によってもフラットスピン中のピッチ角を制御できることがわかる．

これらのことから，フラットスピン中に AFT 舵角またはプロペラ回転数によってピッチ角を制御し，所望の方向に機首が向いているときにプロペラ推力の水平成分が最大となるよう制御すれば，プロペラ推力の水平成分が求心力となって機首方向に移動することが期待できる．機体はフラットスピン中，常にヨー回転しているので，ピッチ角の制御は周期的に行うことになる．そこで，第 10 図に示すように，機首が図中左側を向いている時に推力の水平成分が最大となり，それ以外では推力の水平成分が小さくなるよう，機首方位角に対して AFT 舵角を周期的に変動させ，スピン中のピッチ角を周期的に変更する実験を行い，この効果を確認した．



第 10 図　経路変更における推力水平成分の利用

飛行実験では，第 11 図に示すように 1 回のフライトにつき 2 回のフラットスピンを行った．1 回目のスピンはリファレンスとしてのフラットスピン(スピン 1 と呼ぶ)であり，機首方位によらず常に δe ＝－90deg とした．2 回目のスピンでは，西を中心に左右 90 deg の機首方位範囲内では δe ＝－90 deg とし，それ以外の機首方位範囲内では δe ＝－20deg と，周期的に変化させた(スピン 2 と呼ぶ)．この周期的な制御は，4.1 で述べた MTi-G の方位出力と制御装置(AP-CUB)によって行っている．その他の条件は第 5 表に示す通りである．スピンに移行させる際には手動操縦により AFT によって失速させたのち，ラダーを操作(後縁左最大)し，その後制御装置による操縦に切り替えた．またプロペラ回転数は最大値(約 9000rpm)とした．飛行実験では，スピン 1 のあとにフラットスピンからリカバーして再び上昇した後，スピン 2 を続けて実施して同様にリカバーし，滑走路に着陸する方法を用いた．このような実験を 2 フライト実施し，いずれも同様の結果が得られたが，その 1 フライト分を以下に示す．



第 11 図　2 回のスピンにおける AFT の制御

第 5 表　実験条件

制御部分	設定値
エルロン[deg]	0
ラダー[deg]	0
スロットル[%]	100

4.3　飛行実験の結果と考察　経路変更時の求心力を評価するために，水平外力座標系(O-$X_hY_hZ_h$)と呼ぶ座標系を定義する．水平外力座標系は，その X_hY_h 平面が地面固定座標系の XY 平面と平行になるように機体軸からピッチ角およびロール角を回転することによって得られ，機首方位とともに回転する座標系である．経路変更を行うための求心力は，この座標系上の X_h の大きさによって評価することができる．機体座標系から水平外力座標系への変換式を式 (1) に示す．

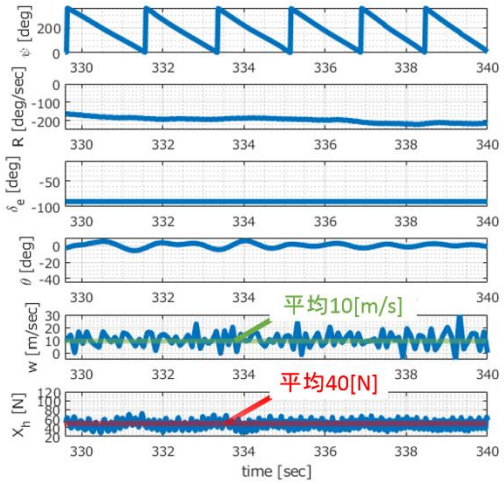
$$\begin{pmatrix} X_h \\ Y_h \\ Z_h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \cos\varphi\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\theta\sin\varphi \\ -\sin\theta & \sin\varphi & \cos\varphi\cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} \tag{1}$$

また，機体座標系において働く外力は，機体質量および機体重心位置における加速度センサ出力によって求める．機体上の任意の点での加速度と角速度から機体重心位置における加速度を求める式を式 (2) に示す．

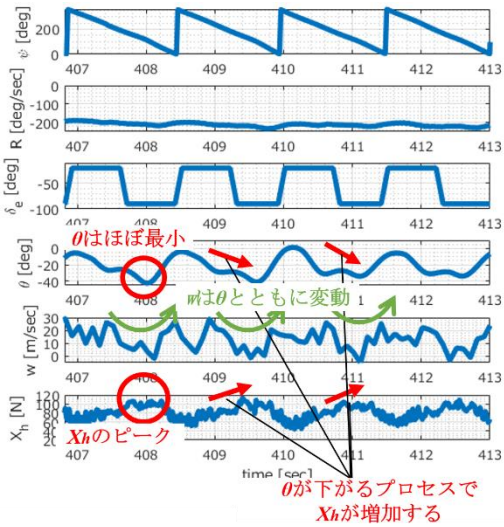
$$\begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{x,p} \\ a_{y,p} \\ a_{z,p} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} Q^2+R^2 & -(P\cdot Q-\dot{R}) & -(P\cdot R+\dot{Q}) \\ -(P\cdot Q+\dot{R}) & P^2+R^2 & -(Q\cdot R-\dot{P}) \\ -(P\cdot R-\dot{Q}) & -(Q\cdot R+\dot{P}) & P^2+Q^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix} \tag{2}$$

飛行実験によって得られたスピン 1 の時歴データを第 12

図に，スピン 2 の時歴データを第 13 図にそれぞれ示す．グラフは上から，ϕ，R，δ_e，θ，w，X_h である．



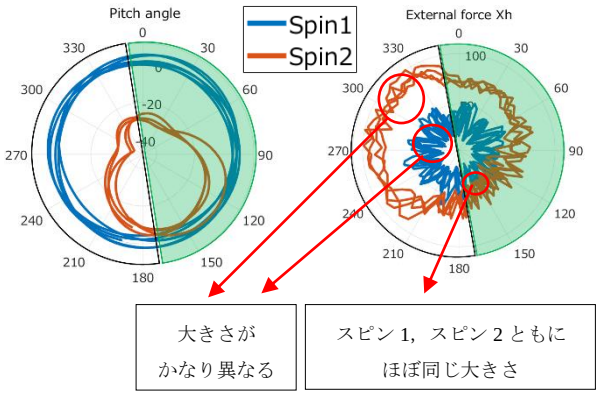
第 12 図　スピン 1 の時歴データ



第 13 図　スピン 2 の時歴データ

第12図で示したスピン1では，θの変動が小さく，X_hの大きさは振動的ではあるものの，ψによる大きな変化はなく，ほぼ一定(約40N)であることがわかる．一方，第13図に示したスピン2においては，δeの周期的な操作によって発生した周期的なθの変動に伴い，特にθが0deg付近からピッチダウンしていく過程において，X_hは約40Nから100N程度まで徐々に増加しており，その大きさはスピン1と比較して2倍程度以上と大きいことがわかる．しかしX_hがピークとなるタイミングは機体が水平を向いた時ではなく，θがほぼ最小となる直前であることが第13図からわかる．また，降下速度については，第12図よりスピン1はほぼ一定(約10m/s)であるが，第13図に示したスピン2においては，δeの周期的な操作によって発生した周期的なθの変動に伴い，wも0m/sから30m/sの間でピッチ角の変動とともに周期的に変動していることがわかる．また，X_hの変動とwの変動は逆の関係であることから，経路変更に必要となる求心力を発生させることと，フラットスピン中の降下速度の減少は，トレードオフの関係にあることがわかる．

第14図(a) は，スピン1(第12図)およびスピン2(第13図)におけるψとθの時歴データを極座標に表したものであり，軌跡が中心に近いほどピッチダウンしていることを示す．また第14図(b) は，同様に，スピン1(第12図)およびスピン2(第13図)におけるψとX_hの時歴データを極座標に表したものであり，軌跡が中心に近いほどX_hが小さいことを示す．第14図(a)および(b)において，ψが$0 \leqq \psi \leqq 172$または$352 \leqq \psi \leqq 360$である場合(図中，右半円)は$\delta e = -20$degであり，$172 \leqq \psi \leqq 352$である場合(図中，左半円)は$\delta e = -90$degである．いずれのグラフにおいても，青の軌跡がスピン1を，赤の軌跡がスピン2を示しており，前述のようにスピン方向，すなわち軌跡は上から見て反時計方向である．

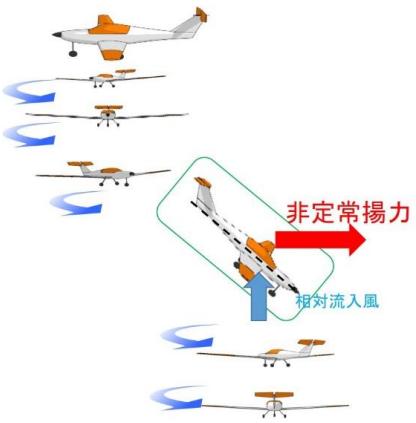


(a) 極座標における ψ と θ の関係　(b) 極座標における ψ と X_h の関係

第 14 図　極座標系における ψ と θ および X_h の関係

第14図(a) より，スピン1(青)においては，θはψによらずほぼ一定であるのに対し，スピン2(赤)においては，$\psi = 150$ deg付近において$\theta = 0$ deg程度までピッチアップし，逆方位($\psi = 330$ deg)では$\theta = -30$ deg 程度までピッチダウンしており，θが周期的に変動している様子がわかる．AFT舵角変更の方位($\psi = 172$ degおよび$\psi = 352$ deg)とピッチ角変動の方位が多少ずれている理由は，AFT舵角に対するピッチ角変動の応答の遅れや，センサ出力の遅れによるものであると考えられる．特に方位角出力は処理速度の制限からサンプリングレートを10Hzとしており，またスピン中のRは約−200 deg/secであるため，AFT舵角入力の遅れが発生していると考えられる．

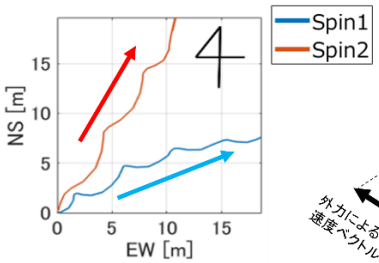
また第14図(b)より，X_hはスピン1(青)においては振動的ではあるが，平均的にはψによらずほぼ一定とみなすことができるのに対し，スピン2(赤)では，θが最小になる方位角($\psi = 330$ deg)から90 deg程度にわたってX_hが最大となり，θが最大となる方位角($\psi = 150$ deg)を中心としてX_hが最小となるように周期的に変化していることがわかる．第14図(a)において，$\psi = 150$ deg付近においてθが最大となるとき，その大きさは0 degをわずかに下回る程度であり，機首はほぼ水平である．したがって，このときのX_hは，ほぼプロペラ推力と同程度と考えられ，第14図(b)に示したように，$\psi = 150$ deg付近のスピン1とスピン2のX_hの大きさもほぼ同じである．しかしながら，$\psi = 330$ deg付近から90 deg程度にわたって発生しているX_hは，



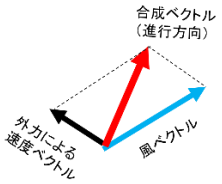
第 15 図　ピッチダウンによる非定常揚力の作用

ψ = 150 deg付近におけるX_hの大きさよりもかなり大きく，プロペラ推力とは別の力によるものと考えるのが自然である．機首がピッチダウンする際に大きな力が発生していることから，第15図に示すように，翼の上下運動による非定常的な揚力による可能性がある．このことについては，5節で風洞試験によって確認した結果を示す．

最後に，GPSによる位置データから，開始地点を一致させて水平面内にプロットしたスピン1およびスピン2の軌跡を第16図に示す．青の軌跡がスピン1，赤の軌跡がスピン2であり，降下しながら図中の矢印の方向に移動している．スピン1の軌跡はほぼ東北東に向いているが，第14図(b)より，ψによって X_h の大きさが変化することはなかったことから，この軌跡は上空風によるものと考えるのが妥当であり，この軌跡の方向は風ベクトルの方向を表していると考えてよい．一方，スピン2の軌跡はスピン1とは異なり，北東に向いている．第14図(b)において示したように，X_h のピークは北西であることから，スピン2の経路は，第17図に示すように，風ベクトルとX_h による速度ベクトルとの合成ベクトル方向とほぼ一致していると考えられる．



第 16 図　スピン中の経路

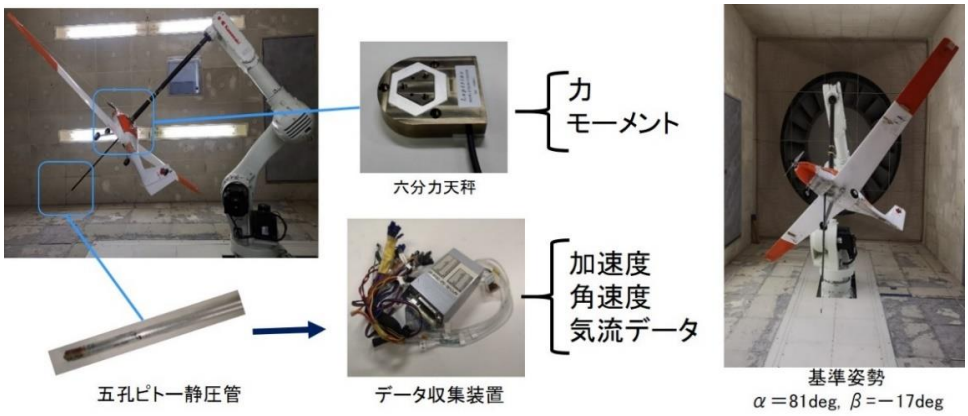


第 17 図　風ベクトルと外力による移動速度ベクトルの関係

5.　風洞実験による確認

5.1　風洞実験概要　前述したように，スピン 2 における X_h が，プロペラ推力によるものではなく，翼の上下運動による非定常的な揚力であることを確認するため，風洞において産業用ロボットアームを用いて動的な試験を行った．飛行実験で得られたデータから基準となる姿勢を算出し，第 18 図に示すように，機体をロボットアームに固定してピッチング試験を行った．実験は，九州大学の低騒音風洞第二測定部(測定部断面 3.5m×3.5m)で実施し，翼端と風洞壁との距離を大きくとるため，図のように測定部断面の対角線上に翼が来るように設置した．基準姿勢は α = 81deg，β =－17deg である．AFT は取り外し，プロペラ回転数は最大とした．風洞試験時の条件を第 6 表に示す．飛行実験における降下速度は 7～10m/s 程度であるが，六分力天秤の定格の制限のため，風洞風速 5m/s において実験を行った．また，スピン中のヨー回転は，ロボットアームの動作範囲の制限があるため，実施していない．また第 6 表に示すように，Q はその振動数を 4 種類変えて実施しており，順にケース(a)～(d)と呼ぶことにする．各ケースにおいて，5 回の加振を行っている．無次元振動数[13] は式(3)の通りであり，各ケースの無次元振動数を第 6 表に示している．

$$k = \frac{\omega c}{2U_0} = \frac{2\pi f c}{2U_0} \tag{3}$$



第 18 図　風洞実験概要図

第 6 表　風洞試験の条件

操作量	参考値（飛行実験）	風洞実験
風速 [m/s]	7～10	5
スロットル[%]	100	100
エルロン[deg]	0	0
ラダー[deg]	0	0
δ_e [deg]	－20～ －90	無し
加振迎角範囲 [deg]	40～90	69～81
Q [deg/s]	-90～200 (k=0.0676)	(a)–40 ～40 (k=0.0441) (b)–55 ～55 (k=0.0522) (c)–70 ～70 (k=0.0667) (d)–80 ～80 (k=0.0673)
R [deg/s]	－200	0

なお，データの取得および制御装置の送受信などのシステムは全て機体の中に収納し，データ取得やコマンド送信は無線によって行うため，ロボットアームの動作の邪魔となる配線は一切ない．

5.2　風洞実験機器　機体に働く空気力を測定するため，Leptrino 社製小型分力天秤 SFS070F151M750R6 を用いた．その外観を第 19 図に，諸元を第 7 表に示す．

第 19 図　六分力天秤の外観

第 7 表　六分力天秤の諸元

定格容量	Fx, Fy, Fz [N]	±150, ±75, ±75
	Mx, My, Mz [N・m]	±75, ±75, ±60
非直進性		±0.5%R.O.
他軸干渉		±1.5%R.O.
分解能	Fx, Fy, Fz Mx, My, Mz	±1/1000(DC) ±1/10000(DC)

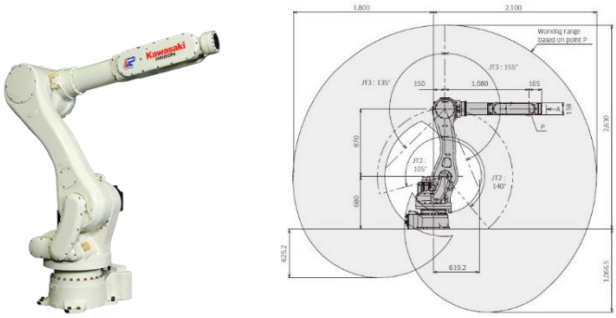
α，β を測定するためには，内製し，較正した五孔ピトー静圧管を使用した．五孔ピトー静圧管には先端に 5 つ，管の後流側側面に 6 つの静圧孔が開けてある．五孔ピトー静圧管の外観を第 20 図に，各値の最大誤差を第 8 表にそれぞれ示す．

第 20 図　五孔ピトー静圧管の外観

第 8 表　五孔ピトー静圧管の最大誤差

q [Pa]	0.63
α [deg]	0.10
β [deg]	0.15

機体の加振および保持のため，産業用ロボットアーム（川崎重工製，垂直多関節ロボット RS080N を用いた．ロボットアームの外観および動作範囲を第 21 図に，最大ストローク・最大動作速度を第 9 表に示す．このロボットアームは，その動作範囲内の任意の点を中心とした 3 軸の回転運動が可能であるため，風洞実験ではその機能を利用し，飛行実験における機体の重心位置に相当する点を中心としてピッチングの加振を行った．

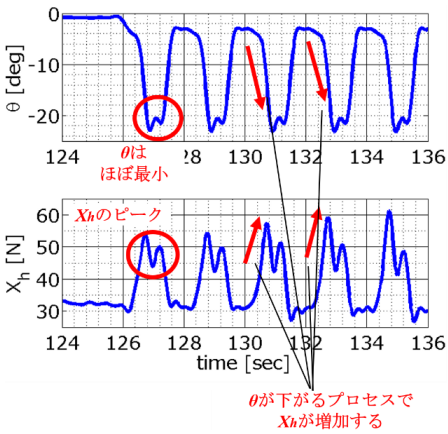


第 21 図　ロボットアームの外観および動作範囲 [14]

第 9 表　RS080N の動作範囲 [14]

	最大ストローク [deg]	最大速度[deg/s]
腕旋回(JT1)	±180	180
腕前後(JT2)	-105～140	180
腕上下(JT3)	-155～135	160
手首回転(JT4)	±360	185
手首曲げ(JT5)	±145	185
手首捻り(JT6)	±360	280

5.3　風洞実験の結果と考察　風洞実験が飛行実験を模擬できているか確認するため，風洞実験の結果と飛行実験の結果を比較する．風洞実験結果のうち，第 6 表におけるケース(d)の結果を代表例として第 22 図に示す．なお，ロボットアームの制約上，ヨー回転は行わなかったため ψ，R は記載していない．また，前述したように AFT は取り外し

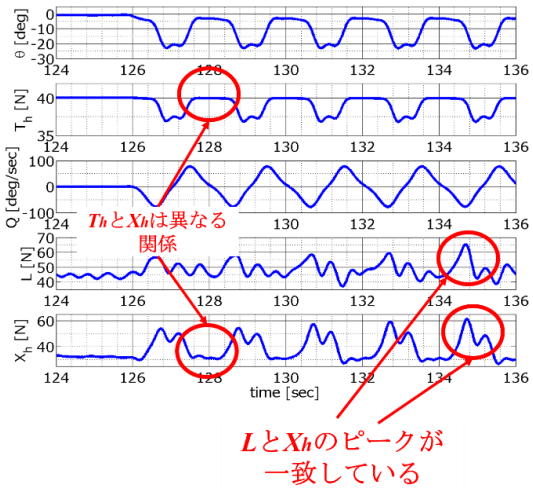


第 22 図　風洞実験における θ, X_h の時歴
(第 6 表ケース(d)，　k = 0. 0673)

て試験したため，δ_e も記載していない．

第 22 図に示す通り，風洞実験においても飛行実験結果(第 13 図)と同様に，θ が減少していくにつれて X_h は徐々に増加し，θ が最小となるタイミングの少し前そのピークを迎えている点も同じである．この結果から，風洞実験は飛行実験を模擬できていると考えられる．この傾向は他のケースでも同様であった．

次に，X_h の主成分が揚力であることを確認するため，θ, T_h, Q, L, X_h の関係を示したグラフを第 23 図に示す．

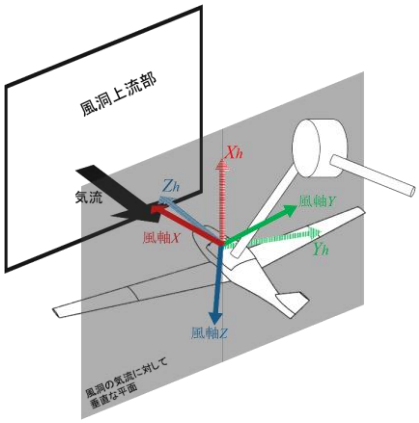


第 23 図　風洞実験における θ, T_h, Q, L, X_h の時歴

(第 6 表ケース(d),　$k = 0.0673$)

L は，六分力天秤出力，加速度センサ出力，五孔ピトー静圧管出力から以下の方法によって求めた．天秤の出力には空気力成分だけではなく重力成分も含まれているため，加速度センサによって姿勢角を算出して機体自重を機体座標系成分に分解することにより重力成分を求め，天秤出力から引いたものを空気力とした．この空気力は機体座標系であるため，五孔ピトー静圧管出力によって α や β を算出し，機体軸における空気力を風軸へと変換した．また，T_h は天秤出力と加速度センサから求めた．本実験では，機体を基準姿勢にしたのち（A）プロペラを停止した状態で風洞を起動し，（B）風速が安定したことを確認し，（C）プロペラを回転させ，（D）機体を加振させるという手順で実験を行った．（B）と（C）は加振する前であるため，どちらも機体は同じ姿勢である．従って，（B）の天秤出力から（C）の天秤出力を引くことによって推力を求めた．加速度センサの出力から姿勢角を算出することにより推力を $O\text{-}X_hY_hZ_h$ 成分に分解し，飛行実験における経路変更時の推力水平成分に該当する T_h を算出した．なお風洞は横型であるため，風洞における T_h や X_h が定義される $X_h\text{-}Y_h$ 平面は風向に対して垂直な平面となる．各軸の関係を第 24 図に示す．

第 23 図より，L のピークは X_h のピークとほぼ一致していることがわかる．一方で T_h は X_h とは異なる関係であることがわかる．この傾向は，いずれのケースにおいても同様であった．

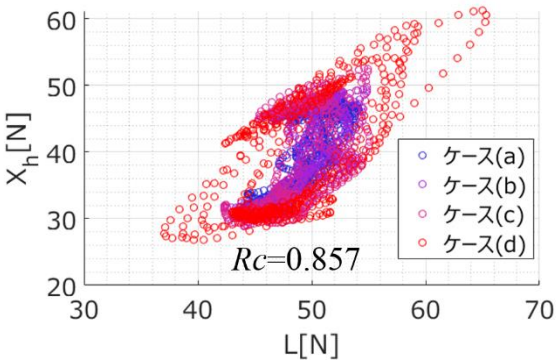


第 24 図　風洞試験における各軸の定義

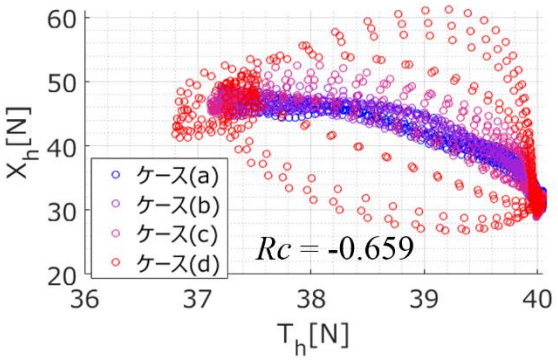
さらに L と Xh の相関を第 25 図に，Th と Xh の相関を第 26 図に示す．ここでは実験した 4 つのケースを描いている．

第25図より，Lに対してX_hの相関係数は0.857と極めて高い一方で，第26図よりT_hに対してX_hの相関係数は−0.659と負の相関となっていることがわかる．従って，求心力であるX_hの主成分はLであることが確認された．

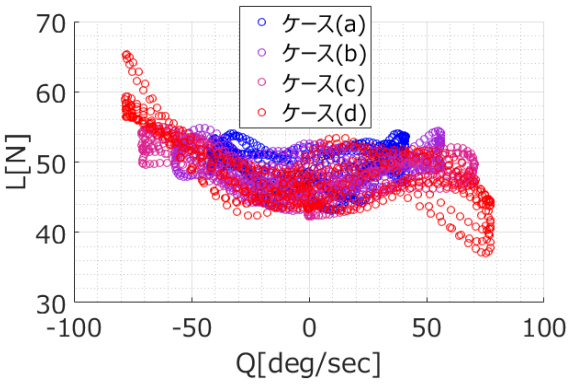
また，Q と L の関係を第 27 図に示す．第 25, 26 図と同様に，ここでは実験した全てのケースを同一グラフ上に描いている．



第 25 図　L と X_h の相関



第 26 図　T_h と X_h の相関



第 27 図　Q と L の関係

第 27 図において，Q が正，つまり翼を上方へ打ち上げるときに L が最も小さくなり，逆に Q が負，つまり翼を下方へ降り下げるときに L が最も大きくなっていることがわかる．従って，求心力である揚力はピッチ角変動による非定常揚力であると考えるのが妥当である．このように，風洞実験においても飛行実験と同様の結果が得られ，フラットスピンの垂直降下中にピッチングによる非定常的な揚力を利用して降下経路を制御することが可能であることが示された．

6. ま　と　め

フラットスピンを小型無人航空機の狭小地における着陸手段として確立するため，特に意図した着陸地へ垂直降下中の機体を誘導するための経路変更の方法について，飛行実験および風洞実験によって実験的に検討を行った．飛行実験においては，スピン移行後，フルスロットルの状態でδeを機首方位と同期させながら周期的に制御することによってフラットスピン中の姿勢角を制御し，経路変更のための外力水平成分を周期的に制御する方法によって経路変更が可能であることを示した．また風洞実験の結果から，フラットスピン中に経路変更を可能にしている求心力は，推力の水平成分ではなくピッチング運動にともなって翼に発生する非定常的な揚力であることを確認した．

本論文により，フラットスピン中の機体が経路変更可能であることは示されたが，フラットスピン着陸は実現に至っておらず，フラットスピン着陸への基礎的な研究結果に留まった．今後，フラットスピンを用いた着陸を実現するためには

① 任意地点への着陸するための位置のフィードバック制御を導入すること

② 機体が破損しない降下速度(6m/s程度以下)まで低減すること

③ ヨー回転着陸による機体，特に降着装置破損の防止

などの課題が残っている．さらに，AFT を装備していない機体にもフラットスピン着陸を適用することも視野に入れるため，上記に加えて AFT の利用以外の方法でピッチアップモーメントの制御する手法の確立への研究を進める予定である．

参　考　文　献

1) Higashino, S., Hayashi, M., Nagasaki, S., Umemoto, S. and Nishimura, M. : A Balloon-Assisted Gliding UAV for Aerosol Observation in Antarctica, Transactions of Japan Society for Aeronautical and Astronautics, Aerospace Technology Japan, APISAT-2013, a35-a41, 2014.

2) imgur : “drone catcher in afghanistan”, http://i.imgur.com/AzvsTCH.jpg (2020年11月20日アクセス)

3) Fly Team ニュース : “NASA、エンジン10基の無人機GL-10でテスト飛行”, https://flyteam.jp/news/article/49639 (2020年11月20日アクセス)

4) Stough, H. P. III, Patton, J. M., Jr., Sliwa S. M. : Flight investigation of the effect of tail configuration on stall, spin, and recovery characteristics of a low-wing general aviation research airplane, NASA Technical Paper 2644, 1987.

5) Raghavendra, P. K., Sahai T., Kumar, P. A., Chauhan, M., Ananthkrishnan, N. : Aircraft Spin Recovery, with and without Thrust Vectoring, Using Nonlinear Dynamic Inversion, J. Aircraft 42(2005), pp.1492-1503.

6) Nakama, K. and Higashino, S. : Vertical Landing Method Using the Flat Spin for a fixed-wing UAV", Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2017.

7) Burk, S. M., Jr., Bowman J. S., Jr., and White, W. L. : Spin-Tunnel Investigation of the Spinning Characteristics of Typical Single-Engine General Aviation Airplane Designs, NASA Technical Paper 1009, 1977.

8) Klinar, W. J. and Wilson, J. H. : Spin-Tunnel Investigation of the Effects of Mass and Dimensional Variations on the Spinning Characteristics of a Low-Wing Single-Vertical-Tail Model Typical of Personal-Owner Airplanes, NACA Technical Note 2352, 1951.

9) Bowman, J. S., Jr. : Summary of Spin Technology as Related to Light General Aviation Airplanes, NASA Technical Note D-6575, 1971.

10) Higashino, S : Development of an UAV Flight Control Module for the Operation in Antarctica, The 5th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, 2006.

11) 伊藤嘉基，東野伸一郎 ： 南極UAV 用アビオニクスシステムの開発，第44 回飛行機シンポジウム講演集，2006.

12) Higashino, S., Funaki, M. and Hirasawa, N. : Development of Ant-Plane UAVs for Observation and Scientific Missions in Antarctica, AIAA Paper No.2007-2761, 2007.

13) 加藤寛一郎，大屋明男，柄沢研治 ： 航空機力学入門，東京大学出版会, 1985.

14) 川崎重工株式会社 : RS080N, https://robotics.kawasaki.com/ja1/products/robots/small-medium-payloads/RS080N/ (2020年11月20日アクセス)