

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 26 年 5 月 31 日現在

機関番号：24403

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2011～2013

課題番号：23656542

研究課題名(和文) 小型飛行機の離着陸の安全性向上をねらったスペース翼の研究

研究課題名(英文) A study on a space-wing for safe landing and take-off of an airplane

研究代表者

砂田 茂 (Sunada, Shigeru)

大阪府立大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号：70343415

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,800,000円、(間接経費) 840,000円

研究成果の概要(和文)：小型飛行機は風の影響を受け易く、風擾乱によって安全性を損なう危険性が高い。特に、機速の低い離着陸時に、その危険性が大きい。本研究では、風擾乱に強い翼として(スペース翼改め)スプリット翼を提案し、その性能を確認した。スプリット翼とは、以下の特徴を有する翼である。スパン方向に並んだ複数の低アスペクト比翼からなり、風擾乱が大きい時は低アスペクト比翼間の距離が大きく(コードの20%程度)、翼全体の性能は失速マージンの大きい低アスペクト比翼に近くなる。一方、風擾乱が小さい時は低アスペクト比翼間距離を0にし、翼全体の性能を揚抗比の大きい高アスペクト比翼に近くなる。

研究成果の概要(英文)：We have proposed a 'Split wing', which is composed of some square wings. 'Split wing' has two types. One is the 'Slide type' and the other is the 'Slit type'. In the former type, the distances between the square wings are varied by sliding them along the span according to flight conditions. With the latter type, the slits between the square wings are opened and closed according to flight conditions. In a flight where high efficiency is required, the distances are 0 and the characteristic of the whole wing is that of the wing with an aspect ratio equal to the number of square wings n for 'Slide type' or larger than n for 'Slit type'. On the other hand, when gusts are encountered, the distance between square wings is larger than 20% of the chord length and the characteristic of the whole wing becomes closer to that of the square wing. The 'Split wing' can enhance the flight stability of a small and light airplane.

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：低アスペクト比翼 風擾乱 小型飛行機

1. 研究開始当初の背景

10⁵程度のレイノルズ数(Re)において、「正方形に近い平面形を持つ低アスペクト比(AR)翼の失速角が大きく、また高迎角で得られる揚力係数 C_L の最大値は、同一 Re 数での高 AR 翼での値よりも大きい」ことが文献1等で示されていた。このことは、低 AR 翼は失速角までの余裕が大きいことを意味する。このことも理由の1つと推測されるが、開発されたMAV(Micro Air Vehicle)の多くが低 AR 翼を有している。また、小型飛行機の競技会である全日本飛行ロボットコンテストにおいて好成績を収めているのも低 AR 翼を有する機体である。

上記のことから、機速の低い離着陸時には1程度のAR翼の性能(高迎角まで失速せず、高迎角での C_L が大きい)を有し、巡航時には高AR翼の性能(高い揚抗比)を有するスペース翼を提案するに至った。

2. 研究の目的

近年、小型無人機(MAV)の開発が盛んである。また、飛行機の電動化が進んでいる。電動化可能な飛行機は数人乗りの小型機に限られており、近い将来、多くの小型電動飛行機が開発されることが予想される。こういった小型飛行機の最大の問題の1つは風擾乱に脆弱であることである。特に機速の低い離着陸時に、風擾乱の影響を受けやすい。本研究では、風擾乱に強い翼としてスプリット翼を提案し、その性能を検討した。(本研究中に参加した国際会議において、スペース翼よりもスプリット翼の方が適当な名称と指摘された。これ以降、スペース翼ではなく、スプリット翼を用いる。)さらに、航空機を風擾乱に強くする方法の探索として、以下の2つの研究を行った。

- (A)小型回転翼として成功しているマルチロータ機が風擾乱にタフであることの検討
- (B)飛行の安定性に対してその重要性が指摘されている、羽ばたき翼のヨーダンピング^[3]に関する検討

3. 研究の方法

風洞試験において、上反角、迎角、スペースの幅をパラメータとしスペース翼の定常性能を測定した。風洞試験の結果、風擾乱時、巡航時に選択すべきスペース幅に対する知見を得た。次に、スペース翼を持つ機体を製作し、スペースを変化する際、安定な飛行が可能であることを確認した。

上記(A)、(B)の研究については、理論解析に加え、以下の試験を行った。

- (A)ロータフラップ角の測定試験
- (B)ヨーダンピングの測定

4. 研究成果

(1)スプリット翼とは

多くのMAVの主翼は低アスペクト比を有している。このことに関しては、以下の理

由が挙げられる。MAVはコンパクトであることが望まれるが、一定翼面積の下、翼をコンパクトにするためには、低アスペクト比が望ましい。また、MAVは風擾乱に強いことが望まれるが、低アスペクト比翼は以下のように、風擾乱にタフである。

機速 V 、翼面積 S 、機体重量 W が一定であるとする。翼の揚力係数は $C_L = 2W / \rho S V^2$ とえられる。ここで、 ρ は空気密度である。3次元翼の揚力係数を $C_L = a\alpha$ (a は3次元翼の揚力傾斜で、翼零揚力角は0) とすれば、翼の迎角 α は $\alpha = C_L / a$ である。翼の最大揚力係数が失速角で与えられるとすると、失速角 $\hat{\alpha}$ と最大揚力係数 C_{Lmax} との関係は、 $\hat{\alpha} = C_{Lmax} / a$ である。

翼が垂直ガスト w に遭遇した際、翼の迎角、揚力係数の変化は、それぞれ w/V 、 $a(w/V)$ で与えられる。ここで非定常空気力による過渡応答は無視している。揚力傾斜 a が小さい程、揚力係数の変化 $a(w/V)$ は小さい。揚力傾斜の小さな低アスペクト比翼は、垂直ガスト遭遇時の揚力係数の変化が小さい点で有利である。

飛行時の迎角 α と失速迎角 $\hat{\alpha}$ との差は、 $(C_{Lmax} - C_L) / a$ である。 C_{Lmax} 、 C_L が共通の時、 C_{Lmax} が大きく a が小さい程、迎角と失速角の差は大きい。この点で、最大揚力係数が大きく、揚力傾斜の小さい低アスペクト比翼は有利である。

上記を考え、スパン方向に複数の低アスペクト比翼が並んだスプリット翼を提案した。風擾乱が大きい時、低アスペクト比翼間の距離を大きくし、翼全体の性能を低アスペクト比翼のものに近づける。こうすることによって、翼を風擾乱にタフにする。逆に風擾乱が小さい時、低アスペクト比翼間の距離を小さくし、翼全体の性能を高アスペクト比翼のものに近づける。こうすることによって、翼の飛行効率を高める。

Figure 1 は3枚の低アスペクト比翼からなるスプリット翼で、低アスペクト比翼はスパン方向にスライドする(スライド型)。低アスペクト比翼がスライドした際、翼の濡れ面積は不変である。もう1つのタイプは、Fig.6(b)に示すスリット型である。低アスペクト比翼間のスリットが開閉すると、翼の濡れ面積は変化する。

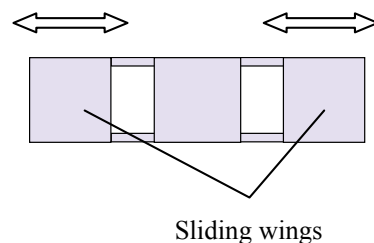


Figure 1: スプリット翼 (スライド型).

(2) 風洞実験

3枚の正方形翼からなるスプリット翼（スライド型）の空力特性を、正方形翼間距離 h をパラメータとして測定した。迎角は 0 から 20 deg とした。Figure 2(a) に上反角が 0 deg である場合の翼平面形を示す。コード長 c は 100 mm で、翼断面形は 1% 厚の矩形である。Figure 2(b) に上反角が 20 deg である場合の正面図を示す。このスプリット翼の平面形は、Fig. 2(a) に示す上反角が 0 deg の平面形と異なる。Fig. 2(b) のスパン長は $c + 2(c + h) \cos 20^\circ$ である。

上反角 0 deg の時、正方形翼間距離 h を $h/c=0, 0.2, 0.5, 0.7, 0.9$ とした。上反角 20 deg の時、 h を $h/c=0, 0.2, 0.5$ とした。 $h/c=$ は、単独の正方形翼の性能を意味する。また、 $h/c=0$ の時、スプリット翼の平面形はアスペクト比 3 の矩形である。風速は 7 m/s で、レイノルズ数は 5×10^4 とした。上反角が 0 deg の時は、 $V=14$ m/s でも測定を行ったが、その時のレイノルズ数は 10^5 である。

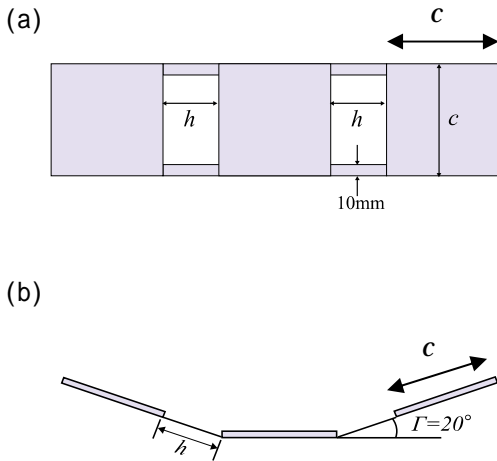


Figure 2: 供試翼. (a) 上反角 0° の時の翼平面形、(b) 上反角 Γ が 20° の時の翼正面図。

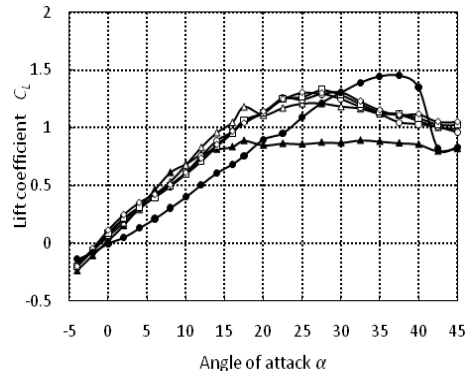
(3) 風洞実験結果

Figure 3、4 に上反角が 0° の場合の結果を示す。それぞれの図において、 $Re=5 \times 10^4, 10^5$ である。揚力、抗力係数は上面面積（濡れ面積の半分）を用いて求めた。Figure 5 に上反角が 20° 、 $Re=5 \times 10^4$ の場合の結果を示す。測定結果をまとめると以下の様になる。

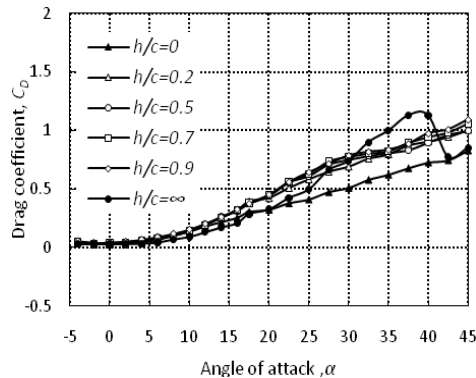
- 1) 失速角（最大揚力係数での迎角）と最大揚力係数は、 h/c が増加すると増加する。 $h/c=0.2, 0.5, 0.7, 0.9$ における差は小さい。
- 2) 失速角以下での迎角における揚力傾斜は、 $h/c(=0 \sim 0.9)$ に依存しない。垂直ガスト w に遭遇した際の揚力係数の変化 $a(w/V)$ は $h/c(=0 \sim 0.9)$ に依存しない。 $h/c=\infty$ における揚力傾斜は $h/c=0 \sim 0.9$ での値より小さい。1) と合わせて、 h/c の増加に伴

って、 $\bar{\alpha}$ と $\hat{\alpha}$ の差は大きくなる。この差は $h/c=0$ と $h/c=0.2$ とで大きい。 h/c が 0.0 と 0.2 の間で変化できれば、スペース翼は機能する。

(a)



(b)



(c)

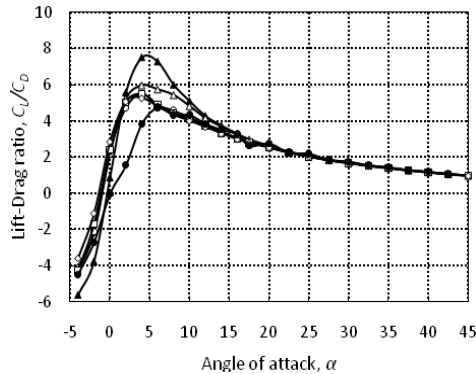


Figure 3: 風洞試験結果^[3] ($Re=5 \times 10^4, \Gamma=0^\circ$).

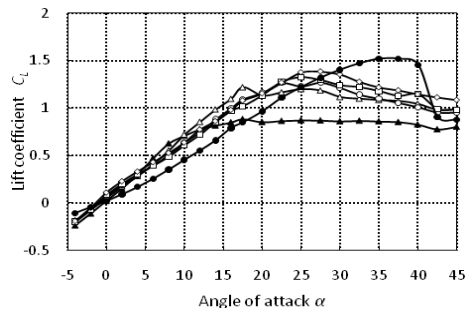
(a) 揚力係数、(b) 抗力係数、(c) 揚抗比。

(4) 飛行試験

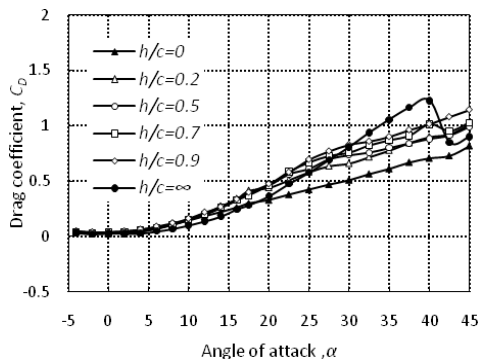
Figure 6、7 に示すスプリット翼を持つ飛行機を製作した。前者はスライド型で、後者はスリット型である。前者の場合、外側の翼はサーボモータにつながった糸によって、スパン方向にスライドする。後者の場合、中央の翼と外側の翼の間のスパン方向に幅の狭い翼がサーボモータによって（狭い翼のスパン方向の中心）軸周りに回転することで、スペースが開閉する。これらの飛行機において、

中央および外側の翼のアスペクト比は、それぞれ約 2、1 である。両飛行機においてスペースを開閉した際も安定し飛行できることを確認した。

(a)



(b)



(c)

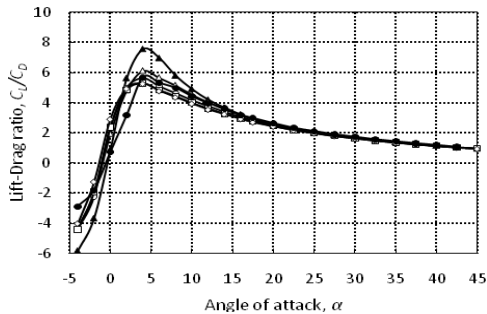
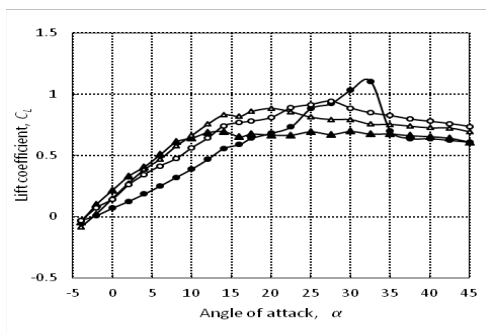


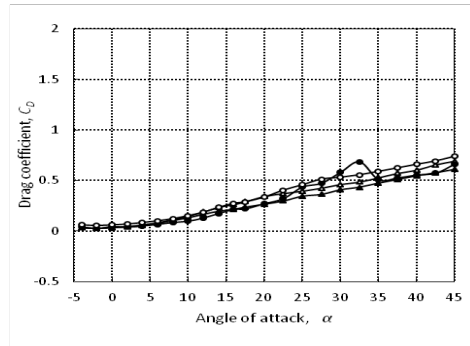
Figure 4: 風洞試験結果^[3] ($Re=10^5$ 、 $\Gamma=0^\circ$).

(a)揚力係数、(b) 抗力係数、(c) 揚抗比。

(a)



(b)



(c)

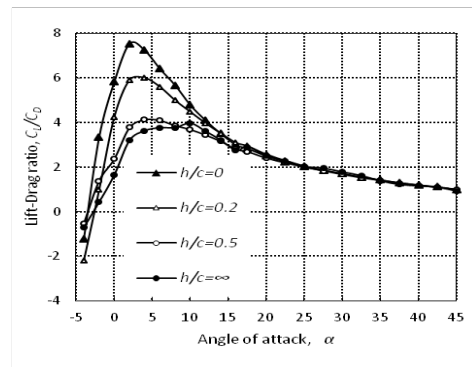
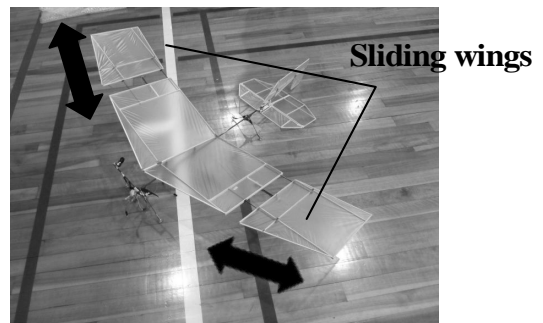


Figure 5: 風洞試験結果^[4] ($Re=5 \times 10^4$ 、 $=20^\circ$). (a)揚力係数、(b) 抗力係数、(c) 揚抗比。

(a)



(b)

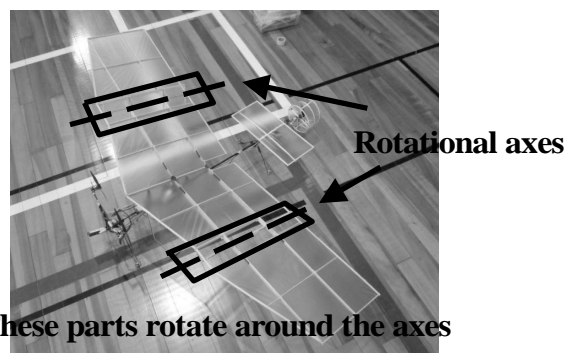


Figure 6: スプリット翼(スライド型)^[4]を持つ飛行機

(a) スライド型。翼面積(濡れ面積の半分): 0.29 m²、上反角: 10°、機体重量: 182 g、

最大スペース幅： 4.5 cm、平均空力翼弦長の17% .

(b)スリット型。スペースがない時の翼面積（濡れ面積の半分）：0.34 m²、スペースがある時の翼面積：0.29 m²、スペースの幅：8cm、平均空力翼弦長の25%、上反角：12°、機体重量：190g.

(5)まとめ

スプリット翼を提案し、その機能を確認した。スプリット翼では、風擾乱の大きい時は、スプリット翼を構成する低アスペクト比翼間距離をコード長の20%程度にし、風擾乱の小さい時は0にする。こうすることで、スプリット翼の性能は、前者の場合スプリット翼を構成する低アスペクト比翼の性能になり、後者の場合スプリット翼の外側の輪郭で決まる高アスペクト比翼の性能になる。前者の場合、風擾乱にタフであるが、後者の場合に比べ翼の揚抗比は小さく、飛行効率は低い。

APPENDIX B で示した様に、生物の羽ばたき翼の有する大きなヨーダンピングは高迎角に依存しており、低い飛行効率とのトレードオフで得られる特徴である。スプリット翼においては、このトレードオフの問題をスペースの変化で解消しようとするものである。

一方、APPENDIX A で示したマルチロータ機は、メインロータの占有面積が同一のシングルロータと比較し、空気力学的な効率での差はない。その一方で風擾乱遭遇時の飛行安定性を高めている。スプリット翼の様に変化を必要としない点では、優れていると言える。大きなデメリットを生じない飛行安定性増大のアイデアを生み出して行くことが、今後の課題である。

(6)参考文献

[1]Muller, T.J., Elements of aerodynamics, propulsion, and design. Introduction to the design of fixed-wing micro air vehicles. Edited by Muller, T.J. et al. AIAA, Reston, VA, 2006, 39-108.

[2] Hedrick, T.L., Cheng, B. and Deng X., Wingbeat time and the scaling of passive rotational damping in flapping flight. Science, 324, 2009, pp.252-255.

[3]Tsuji, K. and Sunada, S. Aerodynamic characteristics of 'Space wing.' 2010 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, CD-ROM, 2010, pp.86-89.

[4] Tsuji, K., Fukami, Y., Aki, S. and Sunada, S. A micro air vehicle with a 'Space wing.' The International Conference on Intelligent Unmanned Systems 2011, CD-ROM 5pages.

[5] Orłowski, C.T. and Girard A.R., Dynamics, stability, and control analyses of flapping wing micro-air vehicles. Progress in Aerospace Sciences, 51, 2012,

pp.18-30.

[6] Sunada, S. and Hayakawa, M., A Passive damping of a flapping wing. Trans. Japan Society of Aeronautical and Space Sciences. 印刷中.

(7) APPENDIX A マルチロータ機が風擾乱にタフであることの検討

近年、小型回転翼機として、マルチロータ機が広く使用される様になっている。マルチロータ機の制御に関する論文は多いが、マルチロータ機が広く使用される要因を検討した論文は見あたらない。風擾乱にタフであることが要因の1つと推測されるが、マルチロータの分析は風にタフな航空機が持つべき特徴を明らかにすることにつながる事が期待できる。そこで、風擾乱による姿勢の乱れを、同一重量を有するクアドロータ機とシングルロータ機とで比較した。詳細は、文献4で述べているが、得られた知見は以下の様に要約できる。

シングルロータヘリコプタに対するクアドロータ機の優位性として、能動制御に依る高い機動性を有すること、横風に遭遇した際、機体に働く空気力モーメントが小さいことの2つが挙げられる。特に後者について、シングルロータヘリコプタのロータはフラッピング運動によってロータ面が後傾し、頭上げモーメントが発生する。一方、クアドロータ機では、ロータのフラッピング運動が小さく、ロータ面後傾による頭上げモーメントは小さい。ロータ中心を通り風に平行な軸回りのモーメントがロータに働くが、回転方向が反対のロータでこのモーメントの向きは反対であるため、4つのロータで打ち消す。以上のことから、水平方向の風遭遇時、シングルロータヘリコプタに比べクアドロータ機の姿勢擾乱モーメントは小さい。

(8) APPENDIX B 羽ばたき翼のヨーダンピングに関する検討

鳥や昆虫は高い飛行性能を有している。最近、それらの安定性・制御法に関する研究が進んでいる^[5]。文献2では、flapping counter-torque (FCT) が鳥や昆虫の飛行の安定性に貢献していることが指摘されている。そこで、羽ばたき機のヨーダンピング、ロールダンピングを測定し、合わせて準定常の空気力でそれらの値を推定した^[6]。その結果、機体のヨーレート、ロールレートが羽ばたき周波数よりも十分小さい時、それらの値が準定常の空気力で推定できることを示した。

また、生物と同一重量を有するシングルロータヘリコプタのヨーダンピングを比較した。その結果、以下のことが明らかになった。生物の羽ばたき翼とシングルロータヘリコプタのメインロータのヨーダンピングの値を比較すると、前者が大きい。これは、ヘリコプタのメインロータの迎角は小さく、羽ば

たき機の迎角が大きいこと、羽ばたき翼の抗力係数がヘリコプタロータの抗力係数よりも大きいことが要因である。また、シングルロータヘリコプタにおいてテイルロータのヨーダンピングも加えれば、生物の羽ばたき翼のヨーダンピングよりもシングルロータヘリコプタのヨーダンピングの方が大きい。この様に、生物のヨーダンピングが大きいと言われるのは、迎角が大きく抗力係数が大きいからである。飛行の安定性を高めることが、飛行効率の低下をもたらしている。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 3 件)

Sunada,S. and Hayakawa,M., A Passive damping of a flapping wing. Trans. Japan Society of Aeronautical and Space Sciences. 査読有、印刷中

宮下亮、砂田茂、田辺安忠、青山剛史、シングルロータヘリコプタとクワッドロータ機の比較、日本航空宇宙学会論文集、査読有、印刷中

Sunada, S., Tsuji, K., Fukami, Y. and Aki, S., A Split-wing Micro Air Vehicle. Trans. Japan Society of Aeronautical and Space Sciences. 査読有、55, 6, 379-382(2012)〔学会発表〕(計 13 件)

Sunada,S. and Hayakawa,M., A passive damping of a flapping wing. 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. (2013 年 11 月 20 日、高松)

宮下亮、砂田茂、田辺安忠、青山剛史、クワッドロータ機とシングルロータヘリコプタの比較、第 51 回飛行機シンポジウム(2013 年 11 月 20 日、高松)

宮下亮、砂田茂、飛翔動物とシングルロータ機のヨーダンピングの比較、日本航空宇宙学会中部・関西支部連合講演会(2013 年 10 月 25 日、大阪)

砂田茂、横田和樹、星野優、米澤宏一、飛行機を風擾乱に強くするためのコラゲーションの利用について、日本航空宇宙学会第 44 年会講演会(2013 年 4 月 18 日、東京)

横田和樹、砂田茂、米澤宏一、インパルススタートする 2 次元翼に働く空気力に対するコラゲーションの効果に関する一考察、日本機械学会関西支部学生会平成 24 年度学生員卒業研究発表講演会(2013 年 3 月 15 日、大阪)

神保亮平、砂田茂、石向桂一、橋本敦、SPLIT WING の性能解析について、第 50 回飛行機シンポジウム(2012 年 11 月 5 日、新潟)

早川真央、砂田茂、羽ばたき機のロール、ヨーダンピングの測定、第 50 回飛行機シンポジウム(2012 年 11 月 5 日、新潟)

砂田茂、辻和樹、福本裕司、早川真央、泉耕二、横風の影響を受けにくい小型飛行機について、日本航空宇宙学会第 43 期年会講

演会(2012 年 4 月 12 日、東京)

Sunada,S., Hoshino,M., Yokota,K., Yonezawa,K. and Izumi,K., An effect of corrugated surface of a car on its sideslip motion due to a side wind gust. 2012 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (2012 年 1 月 13 日、韓国済州島)

Fukumoto,Y. and Sunada,S., Aerodynamic Characteristics of Wings Encountering a Series of vortices. Proceedings of 2012 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (2012 年 1 月 13 日、韓国済州島)

深見祐士、安藝翔馬、砂田茂、スペース翼・推力偏向プロペラを有する小型飛行機の開発、日本航空宇宙学会関西支部講演会(2011 年 11 月 25 日、神戸)

Tsuji, K., Fukami, Y., Aki, S. and Sunada,S., A micro air vehicle with a 'Space wing'. International Conference on Intelligent Unmanned Systems 2011 (2011 年 11 月 1 日、千葉)

辻和樹、深見裕士、安藝翔馬、砂田茂、ムササビ翼を模擬した低アスペクト比翼からなるスペース翼について、日本流体力学会年会(2011 年 9 月 9 日、東京)

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況(計 0 件)

名称:

発明者:

権利者:

種類:

番号:

出願年月日:

国内外の別:

取得状況(計 0 件)

名称:

発明者:

権利者:

種類:

番号:

取得年月日:

国内外の別:

〔その他〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者 砂田茂 (SUNADA Shigeru)
大阪府立大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号: 70343415

(2) 研究分担者 橋本敦 (HASHIMOTO Atsushi)
宇宙航空研究開発機構・研究員
研究者番号: 30462899

(3) 連携研究者 得竹浩 (TOKUTAKE Hiroshi)
金沢大学・機械工学系・准教授
研究者番号: 80295716