

Wing-Tip-Chained Airplanesの空力特性と 飛行ダイナミクスの基礎的解析

末永 陽一（東大院），鈴木 宏二郎（東大新領域）

Preliminary Analysis of the Aerodynamic Characteristics and Flight Dynamics of Wing-Tip-Chained Airplanes

SUENAGA Yoichi, SUZUKI Kojiro (Univ. Tokyo)

ABSTRACT

Traditional planetary exploration mainly utilizes orbital satellites or surface explorer robots. However if there is a gas atmosphere around the planet, unmanned airplanes could provide a much more detailed data of the planet surface compared to satellites, and data could be obtained at a much wider area compared to surface explorer robots. In this paper, a new design concept for a Mars airplane, and the preliminary analysis of the characteristics and flight dynamics for it was introduced. The new concept is called the “Wing-Tip-Chained” airplanes, and consist of multiple small airplanes joined together at the wing tips by releasable hinged joints. By connecting the wing tips and creating one (or several) large airplanes with a high aspect ratio, the total induced drag could be largely reduced thus, expanding the possible exploration area by increasing the efficiency of the flight. In order to clarify the fundamental characteristics of such joined wing system, trail calculation was made with a preliminary model consisting of 2 joint wings, to research the effect of hinge angle and other parameters on the damping of wing oscillation around the hinges when disturbed.

1. はじめに

従来の惑星探査は、主に惑星軌道上からの探査機による各種光学機器やセンサーによる測定、および直接地表へ着陸し、地上走行する探査機によるサンプルの分析が主たるものである。前者としては過去に火星での「Odyssey」、 「Mars Express」¹⁾ や、金星での「Magellan」²⁾、などの例が揚げられる。また、後者の地上走行型探査機としては火星の「Curiosity」¹⁾などの例が挙げられる。惑星軌道上の探査機からでは広域の惑星観測を長期間行えるものの、当然ながら地表付近の詳細のデータの取得や直接サンプルの採取といった探査は不可能であり、大気を有する惑星の場合、場合によっては直接地表の光学観測すら難しい場合もある。一方で、惑星地上走行型探査機では、地表探査は比較的狭い範囲のみ（半径10km程）の調査に限られてしまう。これに対し軌道上の惑星探査、および直接地上に降り立つことによる惑星探査のいずれの探査方法にても不可能な、より広範囲での地上付近、ないしは高度のある空域での効率の良い大気及び地表のデータの取得を可能とするのが有翼の惑星探査飛行機

である。現在主流の設計は、火星軌道上の宇宙機から切り離される大気圏突入カプセルに折りたたまれた状態で単機の有翼探査機が収納され、降下途中にカプセルから分離、展開され、着地せずに飛行惑星探査を開始する³⁾⁴⁾⁵⁾という仕様である。火星の大気密度は地球の高度約30 kmほどの大気密度とおおむね一致し、有翼の航空機の場合、この低い密度による低レイノルズ数条件下で十分性能を発揮できることが要求される大きな設計条件の一つとなっている³⁾。推進器としてプロペラを採用する場合、低い推進力、速度で十分な揚力を得るため、スパンが大きく、アスペクト比が大きな翼を、カプセルに収納するため幾重に折り畳みを実現する設計³⁾や、推進器としてロケットモーターを採用し、速度を稼ぐことによりレイノルズ数の増加を図り、必要翼面積を抑えた低アスペクト比の設計^{4) 5)}などの先行研究例が挙げられる。

しかし、これらのどの先行研究も、原則着陸カプセルに収納される有翼探査機は1機のみであり、この探査機が故障した場合はミッションの有翼探査の範囲は失敗に終わってしまうというリスクを抱えている。また、1機しか搭載しないため、当然火



図2:有翼小探査機単機

図1: Wing-Tip-Chained Airplaneによる火星探査コンセプト

星表面の探索可能範囲は地上走行型よりは広いとは言え、まだやや限定的であると言わざるを得ない。また高アスペクト比の機体を収納した場合、分離後の翼展開が不十分だとその時点で墜落損失してしまうという問題もある。

上記の先行研究の問題を解決するため、本研究では火星有翼探査機的设计コンセプトとして、複数の小型有翼機の翼端連結からなる複合型有翼探査機システム（WIng-Tip-CHained Airplanes、略称WITCH-airplanes）を提案する。

翼端で完全に剛ではないものの、しっかりと翼スパン方向への引っ張りを受け持てる程度の剛性で連結しているため、従来の研究でみられる複数機体の編隊飛行とは根本的に異なる多くの飛行運用方法が可能または必要となると思われる。具体的には、各機体のうちの推力の制御方法、空力的外部擾乱への姿勢変更制御法、安定性維持のための操舵法などが挙げられる。また、小機体同士の翼端渦の干渉の原理、および姿勢擾乱に対する安定度等も単なる至近距離での編隊飛行時とは全く異なる特性を示すものと思われる。また、各小機体の大きさに合わせて、静安定性の確保方法、および収納性、操作性に最適な翼端の連結方法、形状、剛性等の検討研究等も必要と思われる。

本コンセプトは複数の小型の自立飛行の可能な有翼小探査機を翼端ないしは翼端に相当する位置で連結することにより疑似的に非常にスパン、すなわちアスペクト比の大きい一つの有翼機を形成し、火星大気中での低レイノルズ数問題を解決し、探査飛行を効率的に行うシステムである。火星の低レイノルズ数問題を解決する新たな提案となる。また、

この方式の航空機の先行研究も少ない（連結した飛行機の例としては模型飛行機⁶⁾の制作例⁶⁾が存在する）。空気抵抗は亜音速の場合、翼のアスペクト比が大きいほど優位に減少する⁷⁾。複数の機体を連結することにより必要動力が小探査機での単機飛行に比べて大いに減少し、結果的に飛行探査可能範囲を広げることが可能である。また、ある程度の距離を飛行したのち、連結を解くことにより、複数機でまとまって、あるいは単機で、火星降下地点よりかなり遠い地点を広い範囲で探索することが可能となる。また、複数の独立飛行の可能な機体を同時に火星に展開することにより、特定の個体で故障が発生しても、他の機体で探査を続行することが可能のため、ミッション失敗の全体的リスク低減が可能と思われる。更に連結部に適度な遊び等の工夫を施せば、単機の高アスペクト翼機よりも擾乱や変形に強く、不十分な展開時でも連結の切り離しや推力制御により墜落しにくいシステムになると思われる。

一度のミッションで目的地付近を多数の機体で低空を探索できるため、惑星軌道上の探査機や地上探査機では撮影、情報取得の難しい地形等の詳細な画像やデータを広域にて多数得ることが可能である。例えば深さが2-3kmにも及ぶカセイ溪谷⁸⁾の様な探索難度の高い地形の谷底への飛行探査なども、比較的リスクで実行できるという利点がある。本研究にて火星有翼探査に向けた設計知見を得ることにより、将来的には金星の大気内有翼探査はもちろん、惑星自体がガスで形成される木星、土星の様なガス惑星の大気内有翼探査機的设计開発が可能になると思われる。更に、複数の機体での密接な共同連結飛行を前提とした機体設計の研究はこれまでに前例が少なく、複数の航空機が空中で連結を行

い物資や燃料の空中交換等を行うシステム等の開発にも本研究は非常に役立つと思われる。

本研究では上記の様な単独で飛行可能な小機体が翼端で連結されることにより形成される、一つの大機体の、基礎的なダイナミクスと空力について 2 つの機体の場合について簡易モデルを構築して解析した。連結することによる抗力削減効果や翼端の連結角度による擾乱に対する安定性を調査した。

2. 誘導効力の削減効果の概算

揚力線理論より、アスペクト比の高い航空機の翼の抗力は以下の式で表される⁷⁾

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di}$$

$$= C_{Dpmin} + kC_l^2 + \frac{C_l^2(1 + \delta)}{\pi A}$$

$$= C_{Dpmin} + \frac{C_l^2}{\pi Ae} \quad (1)$$

ここで、図2Fの様な本コンセプト探査機の各種値を以下のように仮定すると、 C_l を固定して考えた場合、図3の様に、5機の連結飛行で約35%、10機の連結飛行で約40%の抗力削減になることが分かる。

表 1 : 図 3 に用いた各種係数

揚力係数	C_l (固定)	0.4554
有害抗力の最小値	C_{Dpmin}	0.015
飛行機効率	e	0.8
アスペクト比 (単機)	A (単機)	7
揚抗比 (単機)	C_l/C_D (単機)	17

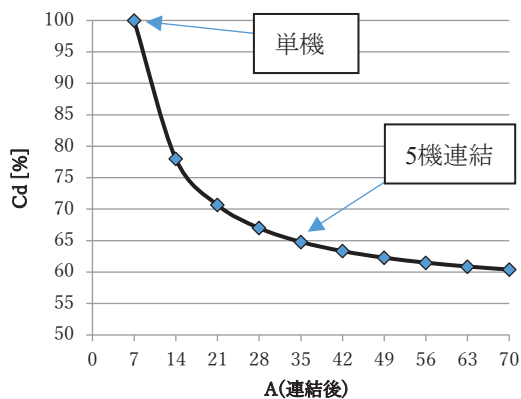


図 3 : 翼端連結による抗力削減効果

よって、上記より。翼端にて航空機を連結し、誘導効力を大幅に削減できる可能性があると言える。

3. 連結部のモデル化

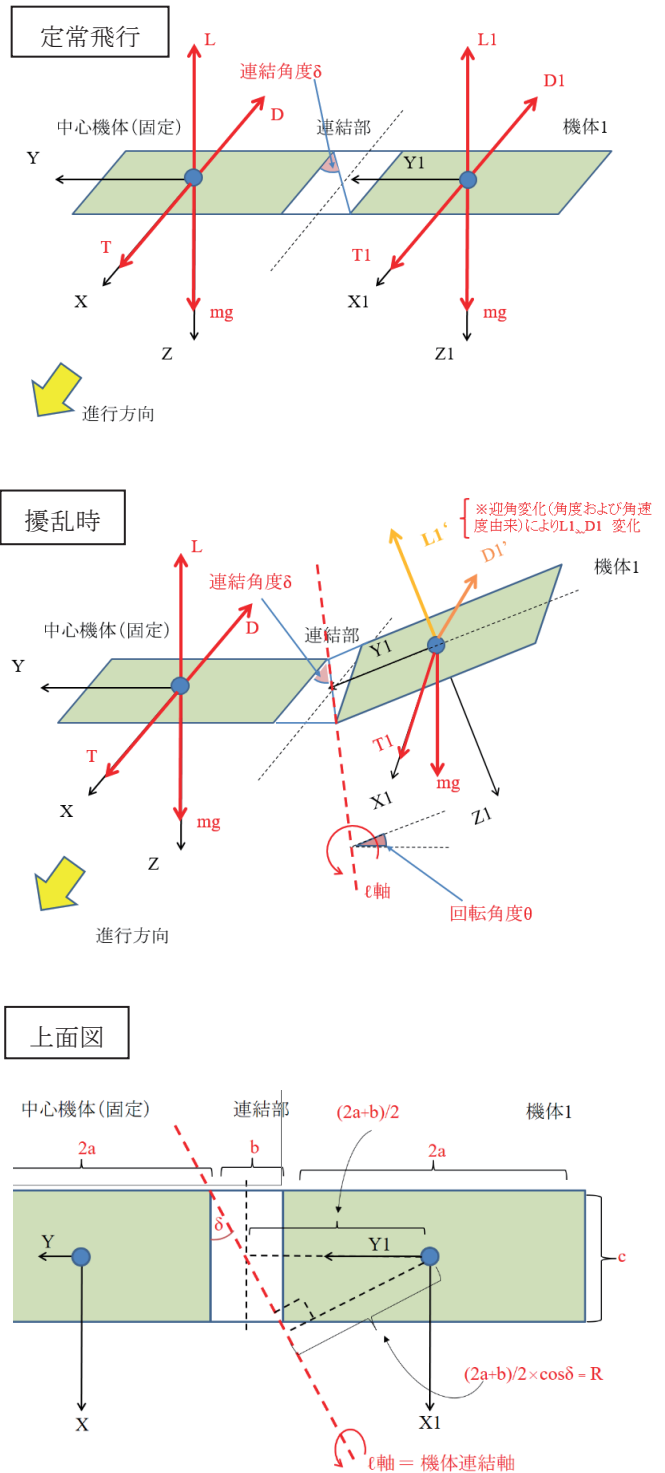


図 4 : 翼端連結飛行機の簡易モデル (定常飛行時、擾乱時、上面図)

複数の航空機の翼端の結合時の力学を考える。簡単のため、本紙では3機が連結している場合を、中心機体を固定して片翼(図では機体1)のみを考える。機体質量は全て、各機体の質量中心にあり、かかる揚力、抗力、推力、重力はすべてこの質点のみかかると仮定する。座標系と各種回転角度を図4のように定義する。この連結機構はヘリコプターのブレードの根本の連結方式(Delta3 Hinge)⁹⁾と類似しているが、本紙ではこれをブレードではなく、航空機の翼端同士の結合に応用している。これは先述した模型飛行機⁶⁾にても採用されている翼端結合方式でもある。

ここで初期揚力の大きさを L_{size} ($=mg$)とおくと、 θ 軸回りの θ 回転により、変化した後の揚力の大きさは、

$$L_{final} = \left\{ L_{size} \times \left(\frac{|\vec{U}'|^2}{|\vec{U}|^2} \right) \times \left(\frac{\alpha_{start} - \alpha_{less} - \alpha'_{less}}{\alpha_{start}} \right) \right\} \quad (2)$$

となる。また、 L_{final} の方向ベクトル \vec{L}_f は

$$\vec{L}_f = A_\theta R_y(\alpha_{less}) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{pmatrix} \quad (3)$$

また、上式について以下が成り立つ。

$$A_\theta = (R_z(90^\circ)R_y(\delta))R_z(\theta)(R_y(-\delta)R_z(-90^\circ)) \quad (4)$$

(※ここで R_z はz軸回りの回転行列)

$$\alpha_{less} = \cos^{-1} \left[\frac{\vec{U}' \cdot \vec{x}_{1final}}{|\vec{U}'| \cdot |\vec{x}_{1final}|} \right] \quad (5)$$

$$\alpha'_{less} = \tan^{-1} \left| \frac{\dot{\theta} \cdot R}{|\vec{U}'| \cdot U_{size}} \right| \quad (6)$$

A_θ は θ 軸回りに θ 回転を表す行列である。

ここで翼端の連結軸(θ 軸)回りの回転角度を θ とおき、揚力に関する回転運動の運動方程式を立てると以下ようになる。

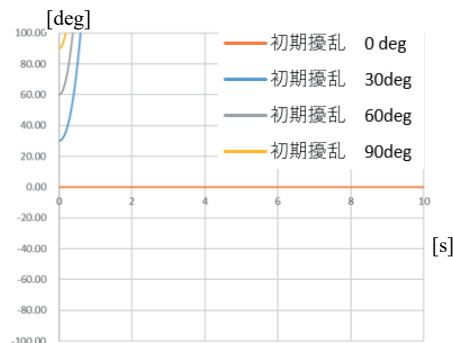
$$\begin{aligned} mR^2\ddot{\theta} &= L_{final} \left[\vec{L}_f \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{pmatrix} \right] \cdot (R \cos \theta) \\ &+ L_{final} \left[\vec{L}_f \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \right] \cdot (\sin \delta)(R \sin \theta) \\ &+ L_{final} \left[\vec{L}_f \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \right] \cdot (\cos \delta)(R \sin \theta) \\ &- mg(R \cos \theta) \end{aligned} \quad (7)$$

同様に、推力 T 及び抗力 D についても立式できる。ただし、抗力 D は L_{final} の2乗を含む様に定めた。また、揚力は、揚力傾斜を一定とし、迎角変化及び大気流速変化のみに依存すると仮定する。具体的には θ 軸回りの回転による迎角変化(変化角度を α_{less} とおく)、回転の角速度による迎角の変化(変化角度を α'_{less} とおく)、及び、回転による翼へ垂直にあたる風速の変化(変化後の相対垂直流速を $U_{size} \times |\vec{U}'|$ とおく)のことである。

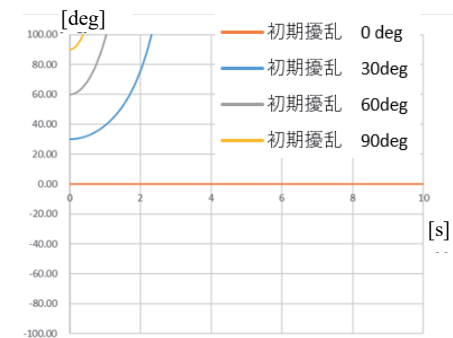
尚本計算では以下の様にパラメータを仮定した。定常飛行時の迎角は零揚力角から 6.86deg ($=\alpha_{start}$)とした。機体単機のスパンは 2.5m ($=2a$)、(アスペクト比は7)とした。定常飛行速度は 60m/s ($=U_{size}$)とした。(※JAXA計画機の場合は約 60m/s 。¹⁰⁾)重力加速度 g は地球の1/3の 3.26m/s^2 とした。揚抗比は15とした。上式を数値計算で解いた結果が次章である。

4. 計算結果

初期擾乱として、「機体1」をある角度 θ から加速度を与えずに運動を開始させ、連結軸回りの振動の時間変化を観察した。まずは、 $\delta=0\text{deg}$ 、すなわち翼単連結軸をX軸と平行、及び $\delta=-30\text{deg}$ にした場合を検討した。図5に計算結果を示す。



(A) : 連結角度 -30deg / 初期擾乱 $0,30,60,90\text{deg}$

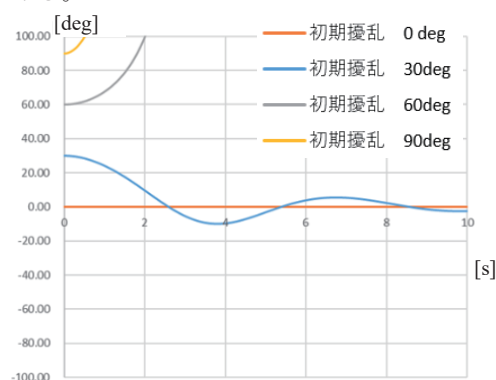


(B) : 連結角度 0deg / 初期擾乱 $0,30,60,90\text{deg}$

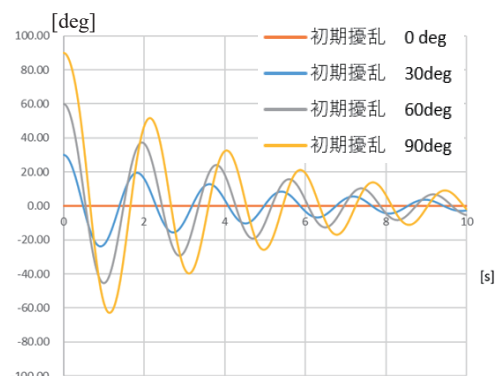
図5 : 連結角度 0deg 以下での振動の様子

この場合は、全ての初期擾乱角度 $\theta = 0 \sim 90 \text{deg}$ において振動の発散が認められた。 $\delta = 30 \text{deg}$ の場合は、 θ の増加に対して迎角が増加し、揚力が増加するため、減衰が起きず発散したと思われる。 $\delta = 0 \text{deg}$ の場合は θ の変化に対して、回転軸回りの揚力のモーメントは不変なのに対し、重力によるモーメントはモーメントアームの縮小により、小さくなり続け揚力を変動させる効果がないため、そのまま発散したと思われる。本来であれば、この発散を抑えるため、完全に剛な結合を隣接する航空機と行わない場合は何かしらのバネダンパ機構を搭載する必要がある。

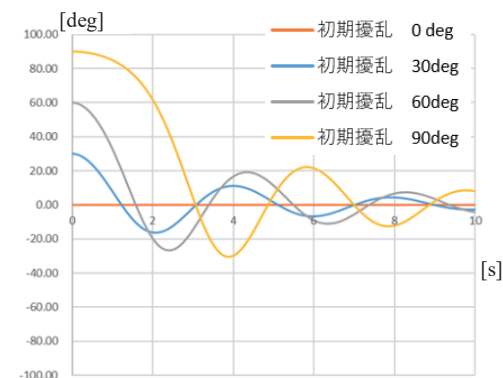
ただし、これらの機構の翼端への追加搭載は各航空機の重量増につながる他、構造の煩雑化につながってしまう。そのため、前章の様に連結軸を機体軸に対して角度 δ オフセットし、空力的な振動抑制効果を期待するほうが好ましいと思われる。以下、図6に、 $\delta = 3, 7, 15, 30, 60, 63 \text{deg}$ に対し、初期擾乱角度 $0, 30, 60, 90 \text{deg}$ を与えた場合の挙動をまとめる。



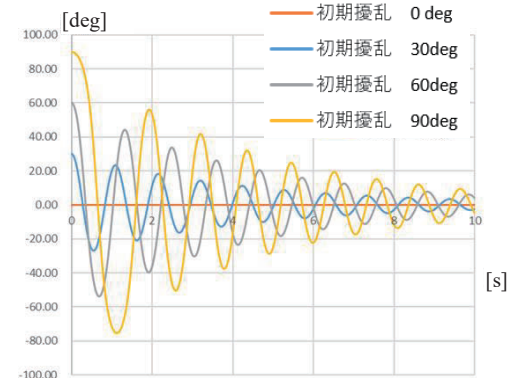
(A) : 連結角度 3deg / 初期擾乱 0,30,60,90deg



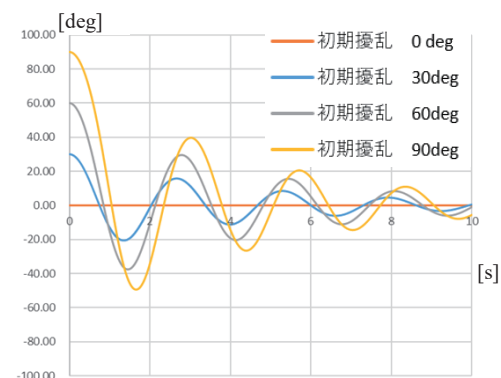
(D) : 連結角度 30deg / 初期擾乱 0,30,60,90deg



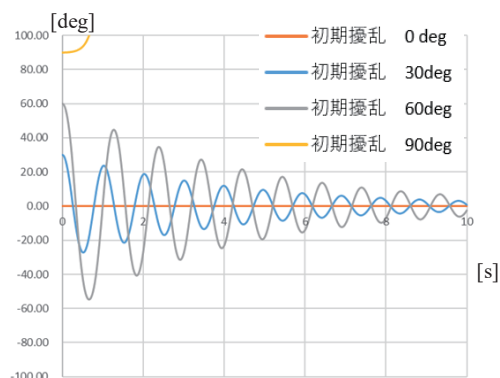
(B) : 連結角度 7deg / 初期擾乱 0,30,60,90deg



(E) : 連結角度 60deg / 初期擾乱 0,30,60,90deg



(C) : 連結角度 15deg / 初期擾乱 0,30,60,90deg



(F) : 連結角度 63deg / 初期擾乱 0,30,60,90deg

図6 : 異なる連結角度 δ および初期擾乱角度を与えたときの振動の様子

5. 結論

火星探査飛行機として、小型機の複数連結方式「WITCH-airplane」を提案し、その探査シナリオの可能性を示した。

翼端連結により大幅に誘導効力を削減できることが確認された。連結時に連結軸に機体進行方向軸との角度 δ は0deg以下では、擾乱に対して自然回復が発生しないことが確認された。角度 δ は大きくつれるにつれ、擾乱からの回復時に激しく振動し、与えた擾乱の大きさにより、発散せずに回復可能な連結軸角度 δ は異なる。

今後の研究課題として、CFD、揚力線理論、パネル法などにより各連結機体同士の翼端渦や循環の干渉の効果の確認、翼枚数の増加時の挙動の確認及び、各機体の最適推力制御の検討などがあげられる。

参考文献;

- (1) 臼井寛裕, 宮本英昭, “次世代火星探査計画に向けて: 探査史および将来探査計画”, 地球化学 48, 2014, 221-230
- (2) Geoffrey A. Landis, “Robotic exploration of the surface and atmosphere of Venus”, Acta Astronautica 59, 2006, 570-579
- (3) Andrew A Gonzales, Cheryle J. Corpus, David W. Hall, Robert W. Parks, “Development of a useful Mars airplane exploration concept at Nasa/ Ames Research Center”,
- (4) Robert D. Braun, David A. Spencer, ”Design of the ARES Mars Airplane and Mission Architecture”, Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 43, No.5, Sep-Oct 2006
- (5) Reuben R. Rohrschneider, John R. Olds, Robert D. Braun and Virgil Hutchinson, Jr, Christopher A. Kuhl, Stephen R. Steffes, “. Flight System Options for a Long-Duration Mars Airplane”
- (6) “Ran D. St. Clair Flex 9 Flight” , YouTube, <https://www.youtube.com/watch?v=mrJgoQz5wSU> , (参照 2019/01/11)
- (7) 牧野光雄, ” 4.2 全機の抗力係数 “, 航空機力学の基礎 第3版, 産業図書, 2012, P.176-179
- (8) “カセイ溪谷” , Wikipedia, <https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%82%AB%E3%82%BB%E3%82%A4%E5%B3%A1%E8%B0%B7> , (参照2019/01/11)
- (9) “1.4.3-DELTA 3 HINGES” , Aviation Training Books, <http://www.aviation-training-books.com/product/the-technical-aerodynamic-performance-aspects-of-a-helicopter/> , (参照 2019/05/10)
- (10) “世界初の火星飛行機を目指して” , <http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/symp/sss13/paper/S6-003.pdf> , (参照2019/05/10)