

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

電動推進システム故障時の パイロットワークロード解析

飯島 朋子, 小林 宙, 西沢 啓

2015年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

電動推進システム故障時のパイロットワークロード解析

飯島朋子、小林宙、西沢啓

Pilot Workload Analysis for Electric Propulsion System Failure of Motor Glider

Tomoko IJIMA, Hiroshi KOBAYASHI and Akira NISHIZAWA

2015年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. はじめに	2
2. 電動推進システム故障模擬試験	3
2.1 試験環境	3
(1) 使用航空機	3
(2) パワーセッティング	3
(3) 計測システム	4
(4) 使用飛行場	4
(5) 試験時の気象条件	4
(6) 気象情報取得	5
(7) テストパイロット	5
2.2 試験内容	5
2.3 ワークロードレーティング	6
3. 試験結果	6
3.1 ジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度	6
3.2 ワークロードレーティング結果	8
(1) 55kW でのジャンプ飛行	8
(2) 55kW での 180 度ターン	8
(3) 55kW での場周飛行	8
(4) その他	9
4. 考察	9
4.1 55kW でのジャンプ飛行	9
(1) ワークロード要因	9
(2) 今後のワークロードを低下させる方法	9
4.2 55kW での 180 度ターン	12
(1) ワークロード要因	12
(2) 今後のワークロードを低下させる方法	14
4.3 場周飛行	20
4.4 試験時の風向・風速	20
5. まとめ	20
6. 参考文献	21

略語

ENG	Engine
FEATHER	Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution
G	Gust
GA	Go Around
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MAP	Manifold Pressure
MCP	Maximum Continuous Power
PWR	Power
VMC	Visual Meteorological Condition
WL	Workload

電動推進システム故障時のパイロットワークロード解析

飯島朋子*¹、小林宙*¹、西沢啓*¹

Pilot Workload Analysis for Electric Propulsion System Failure of Motor Glider

Tomoko IJIMA*¹, Hiroshi KOBAYASHI*¹ and Akira NISHIZAWA*¹

ABSTRACT

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has a plan of flight test evaluation for motor glider which is equipped with a new original electric propulsion system proposed by JAXA on 2014. The new electric propulsion system will be converted from the existing reciprocating engine of motor glider and be installed with motor glider. One of basic safety policy for the flight test evaluation is that the motor glider should fly within area where motor glider always is able to return runway safely when the electric propulsion system trouble such as electric motor or battery pack failure happens. In order to determine a runway length for the flight test evaluation of motor glider equipped with the electric propulsion system on 2014, a series of flight experiment of simulated electric propulsion system failure was carried out. We clarified an altitude which satisfied with both feasibility of “jump flight (takeoff/climb, power idle, straight forward landing)” and of “180 turn flight (takeoff/climb, power idle, 180 turn and landing)” from a pilot workload analysis by the flight experiment results. The altitude of the simulated electric propulsion system failure during takeoff and climb was parametrically varied in the flight experiment. The results of the experiment showed that the altitude which satisfied with both feasibility of “jump flight” and of “180 turn flight” was about 400ft from above ground level. Additionally, the results indicated that the flight test evaluation after conversion from the motor glider’s original reciprocating engine to the new electric propulsion system should be conducted by using runway area which is able to be both “jump flight” and “180 turn” with about 400ft.

Keywords: Electric Propulsion System, Electric Motor, Electric Engine, Motor Glider, Pilot Workload, Workload Rating, Flight Test

* 平成 26 年 12 月 18 日 受付 (Received, December 18, 2014)

¹ 航空本部 航空技術実証研究開発室
(Technology Demonstration Research Office, Institute of Aeronautical Technology)

概 要

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空本部は、航空機用電動推進システムを独自に開発し、既存のモータグライダーのレシプロエンジンを電動推進システムに換装して 2014 年度に飛行実証する計画である。飛行試験における安全性を確保するために、電動推進システムが故障した場合にいつでも滑空して帰還することを基本方針の一つとしている。本稿では電動化した後のモータグライダーが、滑空して帰還するために必要な滑走路長を決定するため、電動推進システムが飛行中に故障したことを模擬する飛行試験を実施した。本飛行試験では離陸・上昇中に電動推進システムが故障したことを想定し、その時点における高度をパラメータとして、特にジャンプ飛行で到達可能な最高高度と、上昇中に反転した後、滑空帰還可能な最低高度をパイロットワークロードの解析等から明らかにした。試験の結果、反転可能な最低高度等が判明し安全に滑空帰還するために必要となる最低滑走路長を推定することができた。

1. はじめに

航空機の電動化は燃費や整備費を大幅に低減できる革新技術の候補であり、将来の航空機技術の競争力を左右する重要な技術である。宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、独自に開発した航空機用電動推進システム技術を飛行実証する FEATHER (Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution) と呼称する事業¹⁾を 2012 年度より開始した。本事業では既存のモータグライダー（ダイヤモンド・エアクラフト社製、HK36TTC-ECO）のレシプロエンジンを、JAXA が独自に開発する航空機用電動推進システムに換装して 2014 年度に飛行実証することを目的としている。

飛行実証のためには電動推進システムが故障した際の対策を予め立てておく必要がある。本事業では以下の 3 つを安全性確保の基本方針としている。

- ① 緊急時は電動推進システムを完全停止し、原型機（滑空機）に復帰して帰還する。
- ② 滑空機としてのフライトエッセンシャルな個所（機体、操縦系統、計器類等）は変更しない。
- ③ いつでも滑走路に帰還できるエリア内のみで飛行する。

基本方針③の飛行試験エリアを決定するためには、電動化後の飛行試験に必要な滑走路長を推定することが必要である。この滑走路長を決定づける重要なパラメータは二つあり、一つはジャンプ飛行（低高度でシステムが故障した場合に、そのまま降下して真っ直ぐ滑走路内に降りる）で到達可能な最高高度 (h_1)、もう一つは 180 度反転して滑空帰還可能な最低高度 (h_2) である。前者は低い程安全であり、滑走路の残距離に余裕ができる。後者は高い程安全であり、旋回中の失速からの回復にも余裕ができる。しかし、③の基本方針に沿うためには、 $h_1 \geq h_2$ となっていることが必須である。 h_2 は機体の基本性能でほぼ決まってしまうので、 h_1 を大きくするしかないが、そのためにはできるだけ長い滑走路を用いる必要がある。本稿では、必要となる最低滑走路長を決定することを目的とし、電動推進システムが飛行中に故障した場合を模擬して、滑空して真っ直ぐ降りるか、または、180 度旋回して逆進入を実施する飛行試験を行った。実際の運用中にどちらを選択するかはその時々のパイロット判断になるが、電動化したモータグライダーの故障時の対応を定めるために、事前に決心高度を規定しておく必要がある。その高度は機体性能としての物理的可否のみで設定する

ことはできず、帰還作業に伴うパイロットのワークロードが妥当な範囲にあることが必須である。

また、電動化後は推進系の動力源となるバッテリーを翼の下に装着されている2つのポッド (Under Wing Container) に搭載する予定であるが、ポッドを取り付けた形態でのエンジンを停止しての着陸は追加飛行規程で要注意とされている²⁾。そのため、飛行試験許可を取得する際に、ポッドを取り付けた際のエンジンを停止しての着陸がパイロットワークロード上問題のないことを確認しておく必要がある。

そこで離陸・上昇中に電動推進システムが故障した場合の高度をパラメータとし、飛行データ、パイロットワークロードレーティングを取得し、各ケースに対するワークロードを解析することで当該高度を決定するとともに、ポッド取り付け時のエンジンを停止しての着陸に問題のないことを確認する。

本稿では電動推進システム故障模擬試験概要及びパイロットワークロード解析結果について述べる。

2. 電動推進システム故障模擬試験

2.1 試験環境

(1) 使用航空機

使用する航空機として電動推進システムの換装を予定しているダイヤモンド・エアクラフト社製 HK36TTC-ECO (図 2-1、以下 ECO) のモータグライダーを用いた。機体の詳細スペックを表 2-1²⁾ に示す。

バラストと燃料を搭載することで電動化した際の重量 (850kg) になるように調整した。電動化後には推進系の動力源となるバッテリーを翼の下に装着されている2つのポッド (Under Wing Container) に搭載する予定であるため、当該重量となるように試験中にバラストを調整した。



図 2-1 原型機 (HK-36 TTC ECO)

表 2-1 HK336 TTC ECO の主要諸元および性能

項目	諸元
耐空類別	動力滑空機
原動機	
型式	Rotax 914F
最大出力	84.5kW
重量	
最大離陸重量	850kg
空虚重量	636kg
ペイロード (燃料、乗員含)	294kg
最大座席数	2名
外形寸度	
全長	7.28m
全幅	16.3m
全高	1.78m
翼寸度	
MAC	1.004m
主翼アスペクト比	17.11
主翼面積	15.30m ²
代表的な性能	
最大運動速度	95kts (176km/hr)
最大運用高度	10,000ft

(2) パワーセッティング

エンジンの出力を電動化した際のモータ出力と同等となるように、既存機のロータックスエンジンのマニュアル³⁾ からパイロットが手動で制御するパワーセッティングを予め設定した (表 2-2)。原型機のモー

タグライダーでは、パイロットはMAP (Manifold Pressure) と回転数で出力を制御する。

実際の電動化後のモータ最大出力は約60~65kWを想定しているが、安全側をみて55kWとした。また、電動モータ模擬故障(一つのモータのみ故障)の際の出力も約45kWであるが、安全側をみて40kWとした。

(3) 計測システム

ECOに搭載した計測システムのブロック図を図2-2⁴⁾に示す。本計測システムにより飛行データを計測する。

(4) 使用飛行場

離陸・上昇中に低高度で電動推進システムが故障した際の飛行を想定し、滑走路長が約2000mある飛行場を選択した。滑走路方位は01/19、標高は98ft/30mである。

(5) 試験時の気象条件

試験時期は実際に電動化航空機の飛行環境と同等の北西風が卓越し、気温が約12~15℃前後となる時期(例:10月末~11月)を選択した。気象条件はVMC (Visual Meteorological Condition) を維持できる条件とした。

表 2-2 パワーセッティング

電動化後のモータ出力 [kW]	出力 [%]	馬力 [HP]	MAP [inchHG]	回転数 [rpm]
55	75	74	31	5000
40	55	54	28	5000

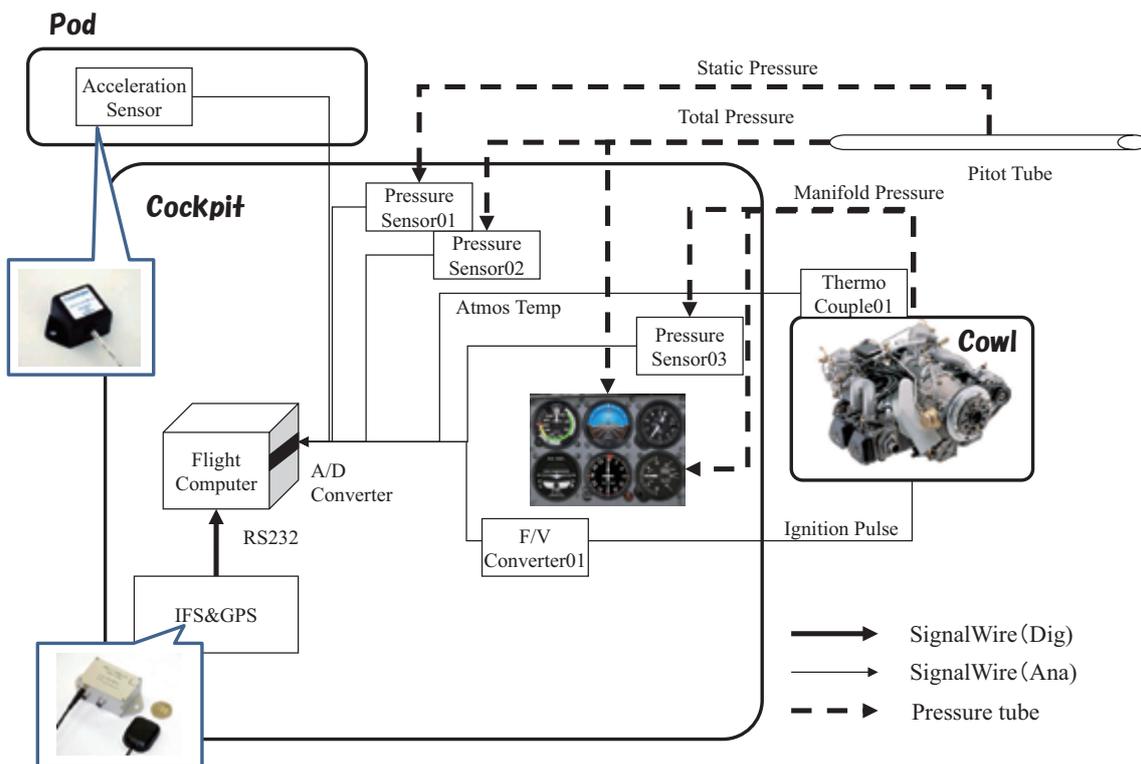


図 2-2 計測システム概観

(6) 気象情報取得

当該飛行場のタワーの周波数モニター及び当該飛行場の職員の方から、実験中の風向・風速、気温データを取得した。

(7) テストパイロット

試験を担当するパイロットは経験豊富であり HK36TTC-ECO の操縦に十分慣熟している。

2.2 試験内容

試験ケースを表 2-3 に示す。ここで表 2-3 に示すケースの定義を示す。

・ 55kW でのジャンプ飛行

出力 55kW で離陸・上昇し、指定高度でパワーをアイドルにし、そのまま滑走路に真っ直ぐ降下して着陸する。

・ 55kW での 180 度ターン

出力 55kW で離陸・上昇し、指定高度でパワーをアイドルにし、180 度ターンして着陸する。

・ 55kW での場周飛行

出力 55kW で離陸・場周飛行高度である 1100ft まで上昇する。レフトダウンウインドまたはベースターン付近にてエンジ

ンを停止し滑空着陸を行う。途中で 40kW の上昇トライアルも実施する。

電動推進システムが離陸・上昇中に故障した際に、滑空して真っ直ぐ降下するか 180 度旋回して逆進入を実施するかはパイロット判断になるが、事前に決心高度を決めておく必要がある。そこで離陸・上昇中または巡航中に電動推進システムが故障した場合の高度をパラメータとした。特にジャンプ可能な最高高度と反転（180 度ターン）可能な最低高度を本試験結果から導出する。決心高度を決定するためにはジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低可能な高度は重なっている必要がある。

なおケース 11 では、ポッド無、すなわち搭載バラスト 0kg の形態で通常離陸時のエンジン出力 (85kW) で離陸・上昇し、可能な高度でパワーアイドルとし 180 度ターンして途中まで滑走路へ進入する。その後、着陸復行してベースとなる飛行場へ帰投する飛行を実施した。ケース 11 のデータを計測する理由は通常形態 (ポッド無、バラスト : 0kg、出力 85kW) と、電動化後の形態でのワークロードの増減を比較するためである。

表 2-3 試験ケース

No.	飛行内容	出力 [%MCP]	馬力 [HP]	MAP [inHG]	回転数 [RPM]	高度 [ft]	Pod 内重量 [Kg]
1	55kW でのジャンプ飛行	75	74	31	5000	200~250	59/59
2	55kW でのジャンプ飛行	75	74	31	5000	200~250	59/59
3	55kW での 180 度ターン	75	74	31	5000	250~300	59/59
4	55kW での場周飛行	75	74	31	5000	1100	59/59
5	55kW での 180 度ターン	55	54	28	5000	150~200	59/59
6	55kW でのジャンプ飛行	75	74	31	5000	200~250	65/65
7	55kW でのジャンプ飛行	75	74	31	5000	200~250	65/65
8	55kW での 180 度ターン	75	74	31	5000	250~300	65/65
9	55kW での場周飛行	75	74	31	5000	1100	65/65
10	55kW でのジャンプ飛行	55	54	28	5000	150~200	65/65
11	180 度ターン & GA して帰投	115	115	38	6800	任意	0/0

2.3 ワークロードレーティング

図 2-3 に本試験の評価に用いたパイロット・ワークロードレーティングスケール⁵⁾を示す。パイロットには本スケールを用いて試験ケース毎に評価を実施させた。

3. 試験結果

表 3-1 に試験結果概観を、図 3-1~ 図 3-3 にパイロットワークロードレーティング結果を示す。

3.1 ジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度

表 3-1 から対地 300ft までのジャンプ飛行は達成できたものの、当該高度での 180 度ターンは達成できなかった。すなわち、1 に述べた $h_1 \geq h_2$ の条件は満足できず、今回の滑走路長 2000m は不足であること

が明らかである。

ただし、300ft での 180 度ターンが達成できなかったケース 5 は、着陸時に約 10KT の背風成分があったことに注意されたい。

ケース 5 の向風成分（着陸時は背風成分）

W_x 、横風成分 W_y は、表 3-1 から

風向 $\theta = 20\text{deg}$ 、

風速 $V = 10\text{KT}$ 、

使用滑走路方位 $\varphi = 10\text{deg}$ とすると、

$$W_x = V \cdot \cos(\theta - \varphi)$$

$$= 10 \cdot \cos(20 - 10) = 10 \cdot 0.985$$

$$= 9.85 = \text{約 } 10\text{KT}$$

$$W_y = V \cdot \sin(\theta - \varphi)$$

$$= 10 \cdot \sin(20 - 10) = 10 \cdot 0.174$$

$$= 1.74 = \text{約 } 2\text{KT}$$

であった。

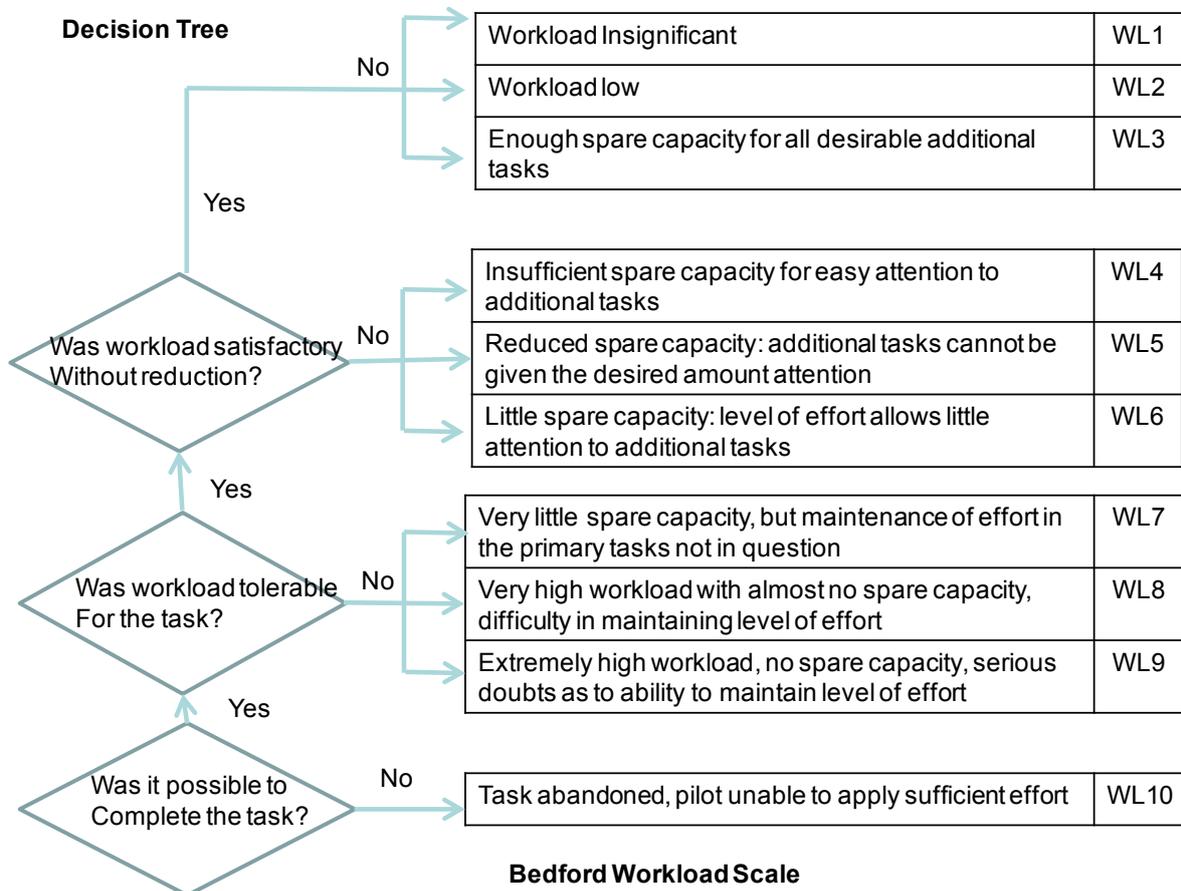


図 2-3 本試験に使用したワークロードレーティングスケール⁵⁾

表 3-1 飛行試験結果 (2012/11/03 天候：晴れ RWY01 使用)

NO	試験内容	試験条件					WL	パイロット・コメント	備考
		ポッド重量 [kg]	PWR セッティング [%HP/inHG/RPM]	PWR 絞高度 [ft]	風向 / 風速(気温)				
1	55kW でのジャンプ飛行	59/59	75/74/31/5000	対地 200	350/05G08 (1.2℃)	3	十分な滑走路長で停止することができ問題はなかった。(使用滑走路 1775m 残 475m)		
2	55kW でのジャンプ飛行	59/59	75/74/31/5000	対地 250	350/06G10 (1.2.3℃)	3	十分な滑走路長で停止することができ問題はなかった。(使用滑走路 2020m 残 230m)		
3	55kW での 180 度ターン	59/59	75/74/31/5000	対地 300	350/05G10 (1.2.4℃)	10	旋回時にポッドが抵抗となるため失高が大きい (旋回で 50ft 減少の感覚であり、右旋回で一杯の逆ラダーが必須である)。また失速速度の増加を防ぐためバンク角を浅くしたが旋回半径が大きくなり 180 度旋回するのが困難でありタスクを達成できなかった。	旋回終了した時点でパワーを入れる。「Task abandoned」として WL を 10 とした。	
4	55kW での場周飛行	59/59	75/74/31/5000	対地 1100 (カット)	010/07	2	特に問題はない。ただし 40kw の上昇は速度が残っていたためそれほど上昇率の違いを感じなかった。	途中で 40kW の上昇トラリアルを実施。	
5	55kW での 180 度ターン	59/59	75/74/31/5000	対地 300	020/10	10	旋回時に Pod が抵抗となるため失高が大きい (旋回で 50ft 減少の感覚であり、右旋回で一杯の逆ラダーが必須である)。また失速速度の増加を防ぐためバンク角を浅くしたが旋回半径が大きくなり 180 度旋回するのが困難でありタスクを達成できなかった。	旋回終了した時点でパワーを入れる。「Task abandoned」として WL を 10 とした。	
6	55kW でのジャンプ飛行	65/65	75/74/31/5000	対地 300	350/05 (13.6 °C , 30.12)	4	重さを感じた。比較的余裕がある滑走路長で停止することができた。 (使用滑走路 2020m 残 230m)		
7	55kW でのジャンプ飛行	65/65	75/74/31/5000	対地 250	020/07	5	重さを感じた。滑走路長で停止することができ問題はなかった。(使用滑走路 2070m 残 180m)		
8	55kW での 180 度ターン	65/65	75/74/31/5000	対地 400	030/06 (30.12)	8	旋回半径が大きくなり滑走路にアラインするためワークロードを感じた。	膨らんで上昇した。風が弱かったのもそのままだ RWY19 に着陸した。	
9	55kW での場周飛行	65/65	75/74/31/5000	対地 1100 (カット)	360/05	2	特に問題はない。40kw の上昇は少し上昇率が悪いと感じた。	途中で 40kW の上昇トラリアルを実施。	
10	55kW でのジャンプ飛行	65/65	75/74/31/5000	360	340/03 (13.7℃)	5	重さを感じた。滑走路長で停止することができ問題はなかった。(使用滑走路 2070m 残 180m)		
11	180 度ターン&GA	0/0	115/115/38/6800	対地 500		3	高度に余裕がありパワーがあったため特に問題なく実施できた。	500ft に達した時点でパワーアイドルとした。	

※ 高度はおおよその値で記載 (例 ケース 8 対地 400ft: 実際は 390ft)

3.2 ワークロードレーティング結果

(1) 55kWでのジャンプ飛行

図 3-1-a で「1_対地 200ft_59」は、「ケース 1 で対地 200ft でパワーを絞る、ポッド 1 つのバラスト重量は 59kg (ポッド 2 つ: 59kg × 2)」を表している。図 3-1-a からパワーを絞った高度が高くなる程、概ねワークロードが増大することが明らかである。今回のケースでワークロードレーティングが高かったケース 7、10 (5 点) においてはパイロットからは「重さを感じた。滑走路長で停止することができ問題はなかった。」とのコメントが得られている。

(2) 55kWでの180度ターン

図 3-1-b の 55kWでの180度ターンの結果から、ケース 3、5 においてはタスクを達成できずワークロードレーティングは 10 点であった。パイロットからは、表 3-1 より「旋回時にポッドが抵抗となるため失高が大きい(旋回で 50ft 減少の感覚であり、右旋回で一杯の逆ラダーが必須である)。また失速速度の増加を防ぐためバンク角を浅くしたが旋回半径が大きく 180 度旋回するのが困難でありタスクを達成できなかった。」とのコメントが得られている。

ケース 8 の対地 400ft、及びケース 11 の対地 500ft (ポッド無、バラスト重量: 0kg、出力 85kW) での 180 度ターンはタスクが達成できていることが図 3-1-b より明らかである。ただし、ケース 8 ではワークロード評点が 8 点と高く、「旋回半径が大きく滑走路にアラインするためワークロードを感じた。」とのパイロットコメントが得られている。

表 3-2 に、表 3-1 に示す風向・風速の結果から導出した、ケース 3、5、8 の向風 (着陸時は背風)、横風成分を示す。向風成分 W_x 、横風成分 W_y 、風速 V 、風向 θ 、使用滑走路方位 φ として、

$$W_x = V * \cos(\theta - \varphi)$$

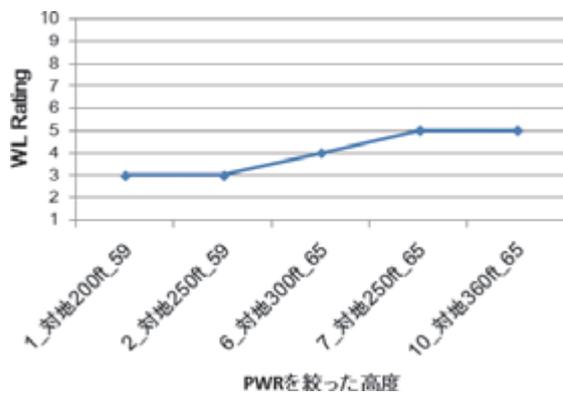
$$W_y = V * \sin(\theta - \varphi)$$

により算出した。

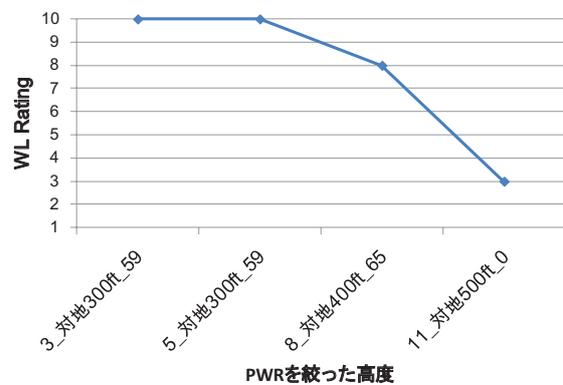
どのケースにおいても、着陸時の背風成分が 5KT 以上であることが分かる。

(3) 55kWでの場周飛行

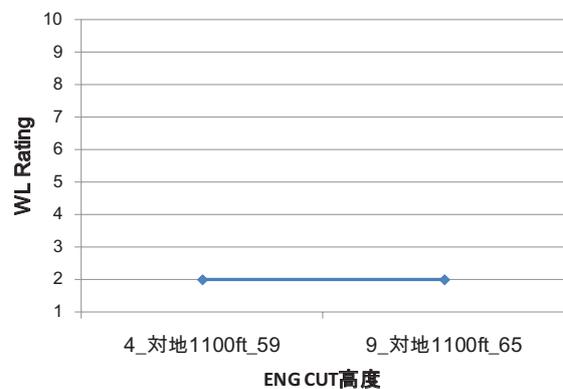
図 3-1-c からワークロードレーティングは 2 点と低い結果であった。このケース



a. ジャンプ飛行



b. 180度ターン



c. 場周飛行

図 3-1 パイロットワークロードレーティング結果

表 3-2 180 度ターン時の向風（着陸時は背風）及び横風成分

NO	風向・風速	向風（着陸時は背風）成分	横風成分
3	350/05G10	5	-2
5	020/10	10	2
8	030/06	6	2

※小数点以下は四捨五入した値、ケース 3 については Gust10KT ではなく平均風の 5KT で計算

では上昇中にパワーを 40kW まで絞るトライアルを実施した。パイロットからは「特に問題はない。40kW の上昇は少し上昇率が悪いと感じた。」とのコメントが得られている。

この結果から、ポッドを取り付けた形態でのエンジンを停止しての着陸は、パイロットワークロード上、問題のないことが明らかである。

(4) その他

表に記載されているコメントの他に、パイロットからは「重量が重いせいかわ着陸後に停止しにくい。タクシー中、ポッドの重量のせいでヨーイングが出やすい。一旦、旋回に入ったらとめられない感じである。」等のコメントがあった。

4. 考察

以下に各ケースにおいてワークロード要因を考察し、ジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度を決定する。

4.1 55kW でのジャンプ飛行

(1) ワークロード要因

パイロットコメントから滑走路残距離が少なくなるほどワークロードが高くなると考えられることから、55kW のジャンプ飛行の各ケースについての残距離を計算した。図 4-1-1 に結果を示す。図 3-1-a 及び図 4-1-1 から滑走路残距離が少なくなるほど概ねパイロットワークロードが高くなる傾向であることが明らかである。

また、図 4-1-6 から上昇して降下する付

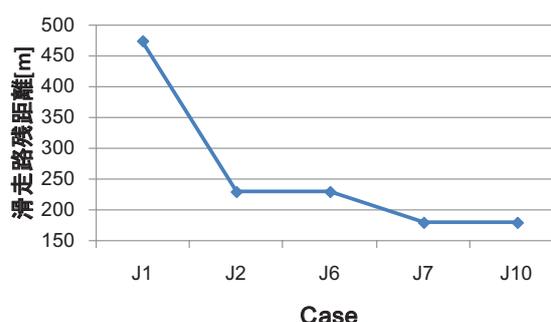


図 4-1-1 ジャンプ飛行に対する滑走路残距離

※ J1 ~ J10: ケース 1 ~ ケース 10

近においてケース 7、10 の昇降率がケース 1、2 のそれに比べて小刻みに大きく変動していることが分かる。このことから昇降率変化の増大がワークロード増大に寄与した可能性もある。特に上昇して降下する際の昇降率変化は、図 4-1-6-c からケース 7、10 に関して顕著であった。これはジャンプ飛行の高度が高くなる程、滑走路内に着陸させるために短時間で昇降率を大きく変化させることを余儀なくされたことによると考えられる。滑走路が長くなればなる程、ジャンプ飛行した際の残距離も長くなり昇降率変化も少なくてすむため、ワークロード低下が期待される。

(2) 今後のワークロードを低下させる方法

4.1-(1) に述べたように、パイロットワークロードを低下させるためには滑走路距離の長い場所でジャンプ飛行を実施すれば良い。これに関してはジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度が重なるような滑走路長が必要となるため、4.2 において考察する。

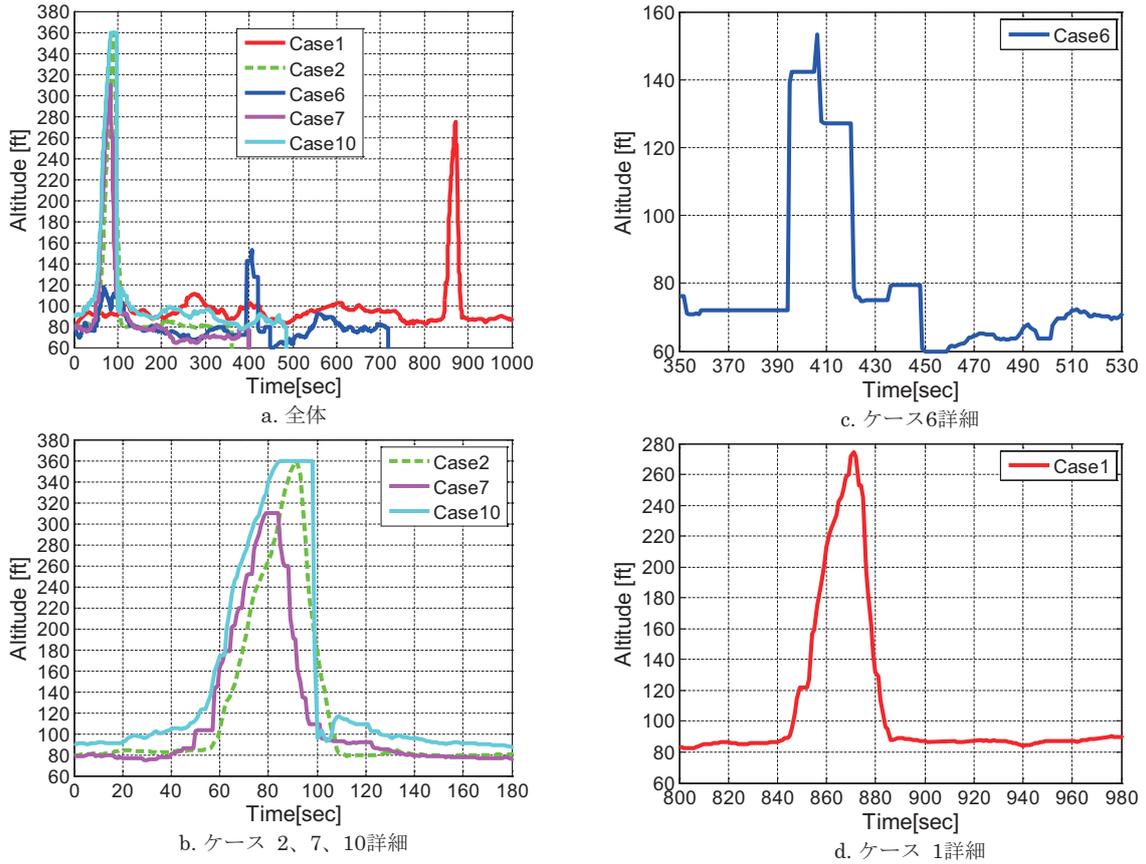


図 4-1-2 ジャンプ飛行における高度比較

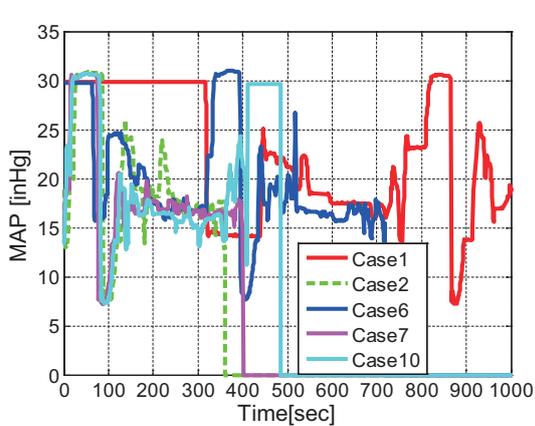


図 4-1-3 ジャンプ飛行における MAP 比較

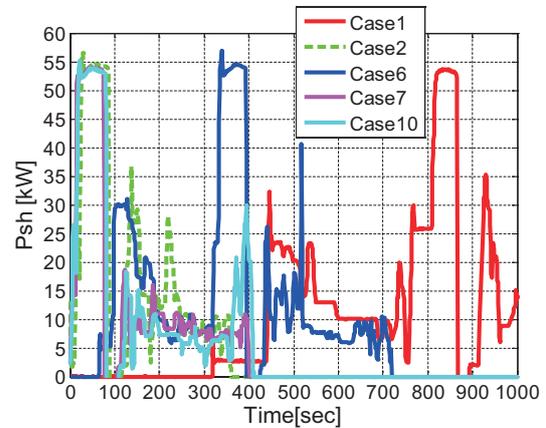


図 4-1-4 ジャンプ飛行における出力比較

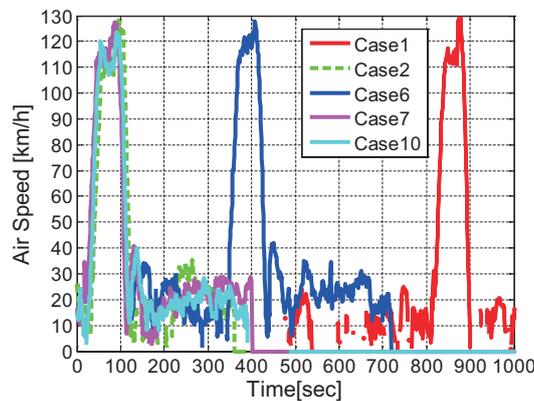


図 4-1-5 ジャンプ飛行における対気速度比較

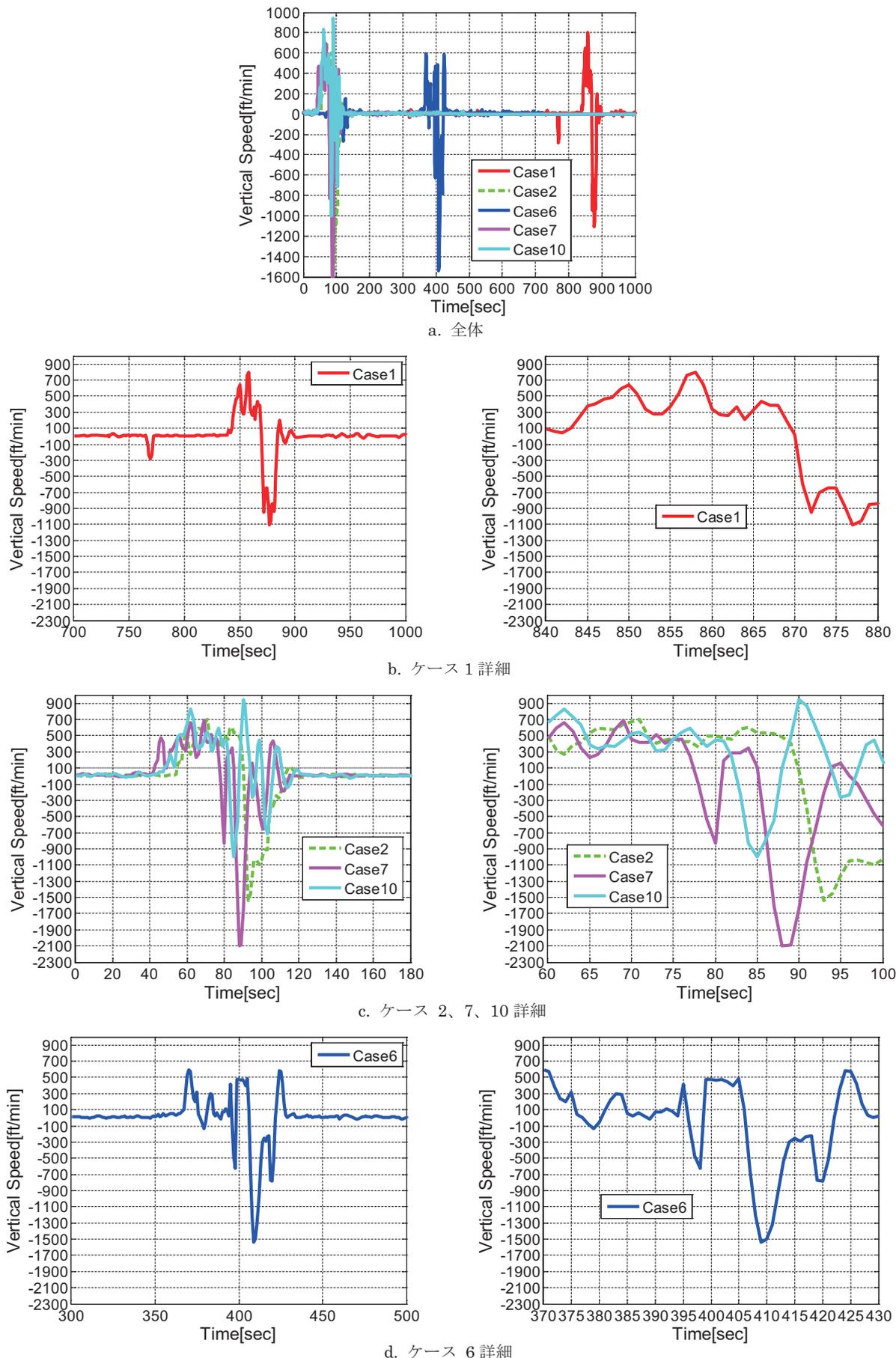


図 4-1-6 ジャンプ飛行における昇降率比較

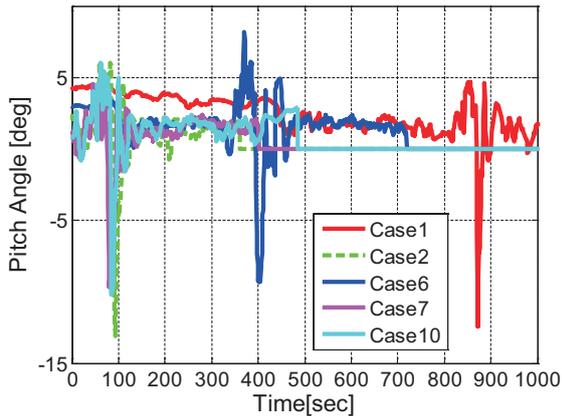


図 4-1-7 ジャンプ飛行におけるピッチ角比較

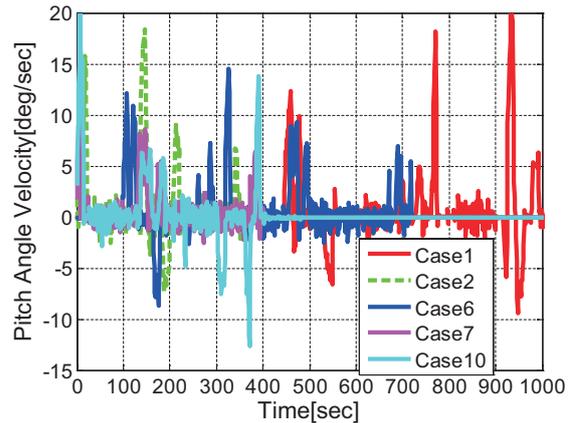


図 4-1-9 ジャンプ飛行におけるヨー角速度比較

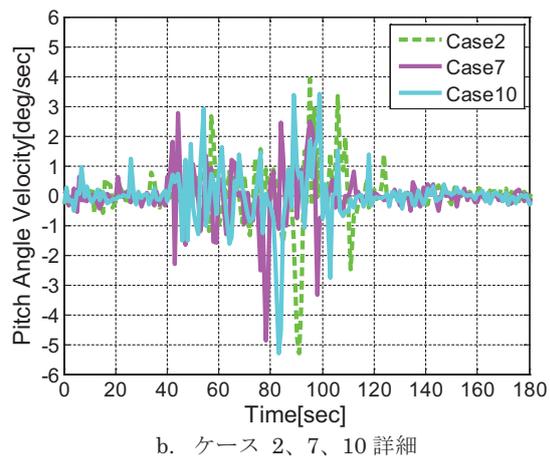
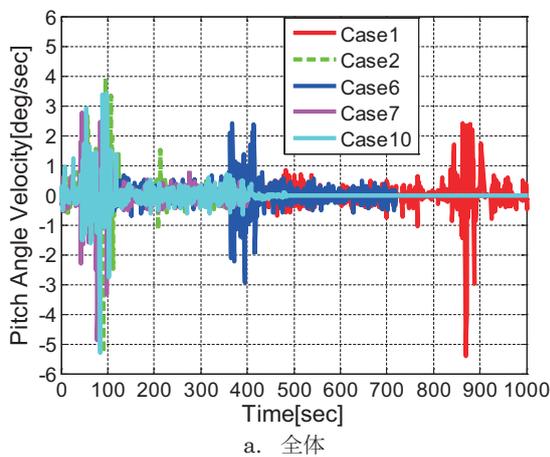


図 4-1-8 ジャンプ飛行におけるピッチ角速度比較

4.2 55kW での 180 度ターン

(1) ワークロード要因

3.2-(2) に述べたように、ケース 3 及びケース 5 の対地 300ft の 180 度ターンで

はタスクが達成できなかったことによりワークロードレーティングが 10 点であった。ケース 8 についてタスクは達成できたがワークロードレーティングは 8 点と高いものであった。ケース 8 においてワークロードが高くなった要因を考察する。

A. 旋回中のデータ抽出

パイロットコメントからワークロード増大の主要因は旋回中にあると考えられることから、旋回時のデータを抽出した。参考のためケース 3、5 のデータも抽出する。ケース 3、5 は旋回中にタスクを断念してパワーをいれているため、パワーを絞ってからパワーを入れるまでの時刻を図 4-2-4 に示す MAP (Manifold Pressure) のデータから抽出した。図 4-2-4-a からパワーを絞ってからパワーを入れるまで、ケース 3 は約 90sec~110sec、ケース 5 は 70sec~90sec であることが分かる。ケース 8 については、パワーを絞ってから滑走路にアラインするまでは、図 4-2-4-a 及び図 4-2-5-a のバンク角データから約 90sec~130sec であることが分かる。ケース 8 において、滑走路にアラインさせやすいように、パワーを絞ってから一端滑走路を外れる方向にバンクを入れ、その後バンクを切り返すという操作をしたため (図

4-2-12の飛行軌跡を参照)、図4-2-5-aでバンクの切り返しが終わっている130sec付近を滑走路にアラインしたと判断した。ケース11においては図4-2-4-b及び図4-2-5-bから約440sec~490secであることが分かる。ただしケース11は図4-2-4-bからパワーはアイドルではなく20inHG程残っており、旋回中の約460sec付近でパワーを入れ始めていることに注意が必要である。これらの旋回中のデータに関する時刻を表4-2-1にまとめる。

B. 各諸元における考察

図4-2-1、4-2-2に各ケースの高度変化を示す。これらの図から、各ケースに対する表4-2-1に示す時間における失高は表4-2-2に示す値であることが分かる。また、この区間の降下率の最大値は図4-2-3から

表4-2-3に示す結果であった。

ケース8においては、滑走路にアラインさせやすいように一度滑走路から離れる側に機体を振るべくバンク角を約35度に入れてから逆側に約-20度入れて180度ターンを確立していることが図4-2-5-a、図4-2-12から分かる。通常ファイナルターンなどの低高度ではアプローチ・ターニング・ストールの危険性の増大を防ぐために高バンク角は奨励されていない。⁶⁾失速速度の増加を防ぐためバンク角を浅くしたいところ、旋回半径を小さくして滑走路にアラインさせるためには低高度で高バンク角を入れざるを得なかったことがワークロード増大の要因の一つである可能性がある。また、バンク角を約-20度入れた際に、降下率が約-1800ft/min(図4-2-3-d)、ピッチ角が-15度以上ダウン(図4-2-6)及び230ftの

表 4-2-1 旋回中のデータ抽出

ケース 3	PWR 絞り～ PWR 入れ	約 90 sec ～ 110 sec
ケース 5	PWR 絞り～ PWR 入れ	約 70 sec ～ 90 sec
ケース 8	PWR 絞り～滑走路にアライン	約 90 sec ～ 130 sec
ケース 11	PWR 絞り～滑走路にアライン	約 440 sec ～ 490 sec

ケース 11 :PWR 絞り時に 20inHG の出力が残っており、460sec 付近でパワー入れ始めている。

表 4-2-2 各ケースに対する旋回中の失高値 (およその値)

ケース	失高 ft	備考
ケース 3	約 110	約 400 ft ～ 310 ft
ケース 5	約 130	約 420 ft ～ 290 ft
ケース 8	約 230	約 470 ft ～ 240 ft
ケース 11	約 80	約 430 ft ～ 350ft

表 4-2-3 各ケースに対する旋回中の降下率の最大値 (およその値)

ケース	降下率 ft/min	備考
ケース 3	約 -1100	100 sec ～ 110 sec 付近
ケース 5	約 -800	80 sec ～ 85 sec 付近
ケース 8	約 -1800	120 sec ～ 125 sec 付近
ケース 11	約 -3800	475sec 付近

失高（図 4-2-2-c）が生じている。ケース 11 は表 4-2-1、4-2-2、図 4-2-6 から旋回中の最大降下率が約 $-3800\text{ft}/\text{min}$ 、ピッチ角が約 -24deg ダウン、失高が 80ft の諸元でワークロードレーティングは 3 点だったことを考慮すると、ケース 8 のワークロード増大の主要因は旋回中の 230ft の失高であると考えられる。今回は操舵角のデータは取れていないが図 4-2-8、4-2-9、4-2-10 からケース 11 の方がケース 8 に比べて小刻みなデータであり、細かい修正はケース 11 の方が実施している可能性が高い。旋回操作に関する細かい修正による身体的負担よりも、低高度で失高することによる精神的負担の方がケース 8 のレーティング 評点増大に寄与したと考えられる。

ただし、ケース 8 ではバンクを入れた際の失高を抑えるために、減速しない程度のバックプレッシャーが必要になった可能性がある。ラダー操作に関しては、旋回中に一杯の逆ラダーを踏まなければならなかったとのパイロットコメントも得られていることから、今後、操舵角データを取得してワークロード要因の客観づけを ECO 電動化前に行って問題点を明らかにすることを考えている。旋回中に 230ft の失高がある場合、残りの着陸操作の忙しさ等も操舵角データを取得して明らかにしていく。

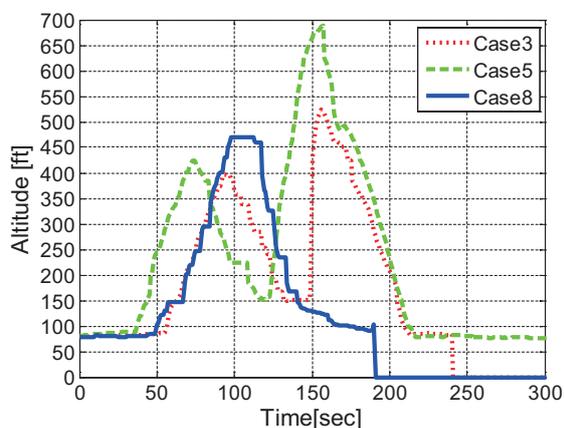
C. 風の影響

3.2-(2) に述べたように、どのケースにおいても、着陸時の背風成分が 5KT 以上存在した。背風成分の値が大きいほど、最良滑空速度を得るためにピッチダウンしての旋回を余儀なくされるため、失高の値も増大すると考えられる。すなわち、背風成分がない場合は失高の増大も抑えられるため、 400ft より低い高度での 180 度ターンは可能であった可能性もある。

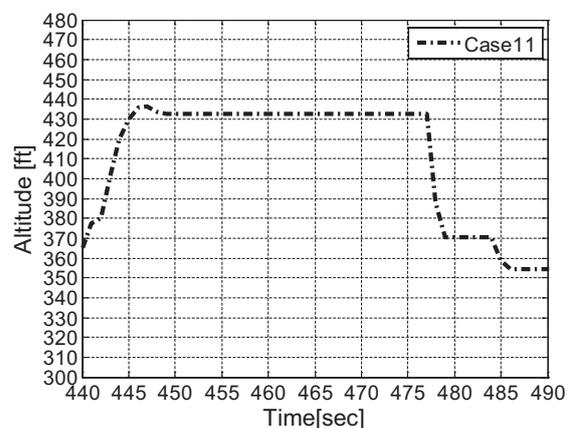
(2) 今後のワークロードを低下させる方法

今回の実験で使用した 2000m 級の滑走路長及び今回の風向・風速の条件化では、ジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度が重なることはなかった。ワークロードは高いものの対地約 400ft で 180 度ターンが可能であったことから、 400ft 以上でジャンプ飛行ができる滑走路長が必要である。文献 (7) より、対地 400ft でジャンプ飛行が可能な滑走路長は少なくとも 2700m 以上必要であるとの結論を得た。

今後、 2700m 級の滑走路において、試験の時期に合わせて電動推進システム故障に備えた原型機での訓練飛行を実施し、故障時に真っ直ぐ降りるか 180 度ターンするかの決心高度とその際のワークロード要因を最終的に確認しておく必要がある。



a. ケース 3, ケース 5, ケース 8 に焦点

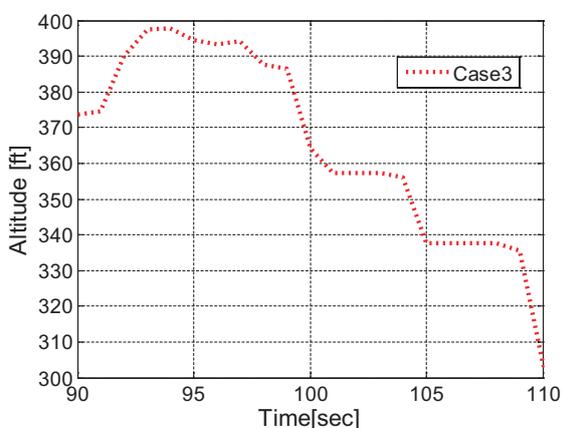


b. ケース 11 に焦点

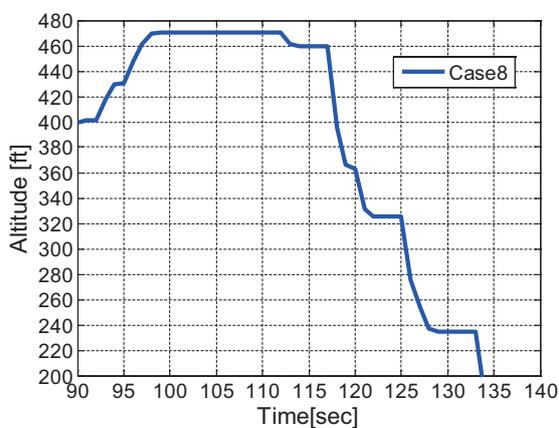
図 4-2-1 180 度ターンに関する高度比較

ワークロードレーティングが何点以下なら訓練は十分であるとの客観的指標はないものの、パイロットが評点を4~5点とした時は、「問題なし」とのコメントが得られていることから一つの目安として4~5点を目指したいと考えている。一方で、どうしてもワークロードが下げられない場合は、事前に問題点を明らかにしておく必要がある。電動化した場合は新し

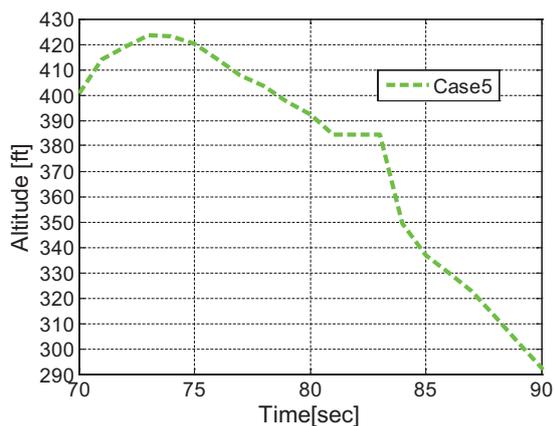
い推進システムにより通常・非通常操作手順・パワー操作に関する操縦性・計器で確認する項目も既存機とは異なるものとなる。これは既存機に比べて余裕が少なくなりワークロードが高くなる可能性を意味しており、原型機の訓練においてできるだけワークロードを低下させておくことが望ましい。



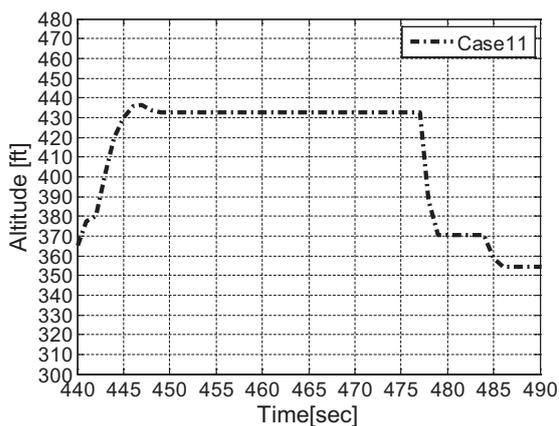
a. 180度ターン（PWR絞り～PWR入れ）に対するケース3の失高
ケース 3 詳細 対地300ft 旋回中に約100（400-300）ft失高



c. 180度ターンに対するケース8の失高
ケース 8 詳細対地400ft：旋回を終了した（滑走にアライン）であろう130secのところで、470-240=230ftの失高

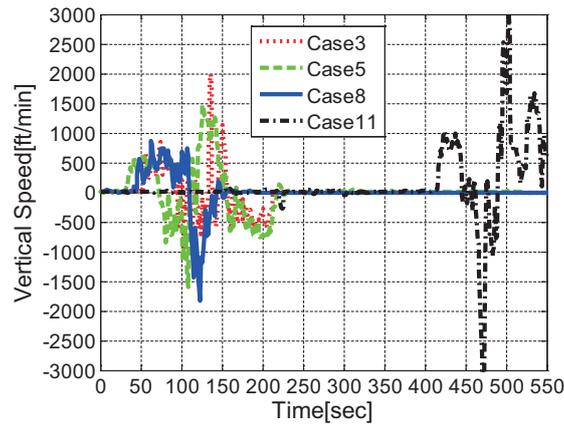


b. 180度ターン（PWR絞り～PWR入れ）に対するケース5の失高
ケース 5 詳細対地300ft 旋回中に約130（420-290）ftの失高

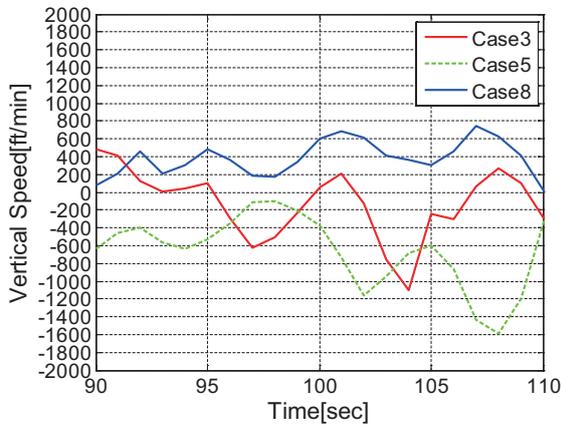


d. 180度ターンに対するケース11の失高
430-360=70ftの失高

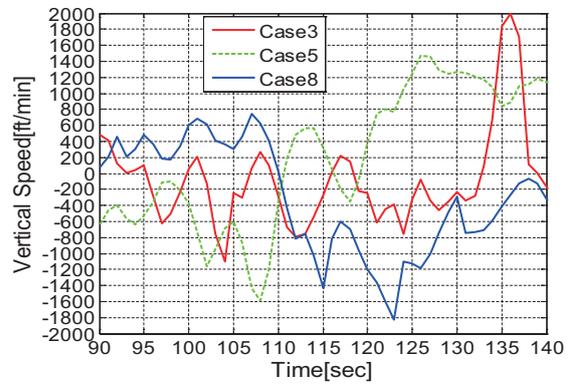
図 4-2-2 180度ターンに対する各ケースの失高



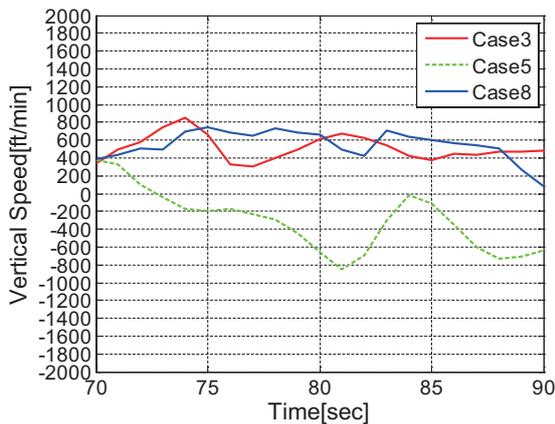
a. 概観



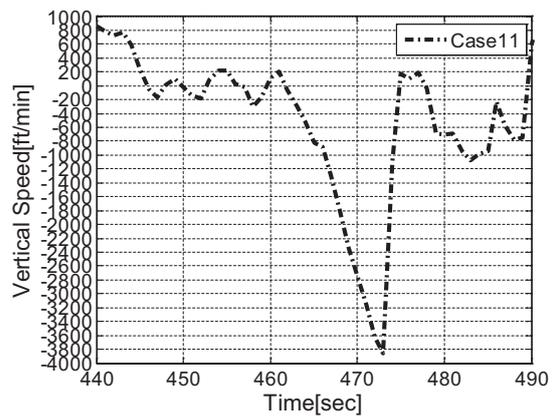
b. ケース3 詳細 (最大約 -1600ft/min)



d. ケース8 詳細 (旋回中の90sec~130secの間に、最大約-1800ft/min)

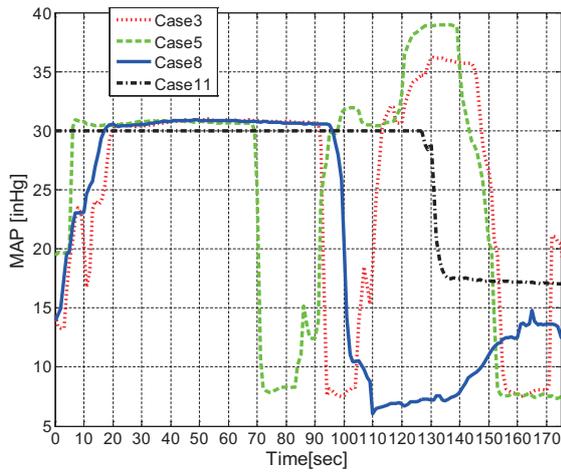


c. ケース5 詳細 (最大約 -800ft/min)

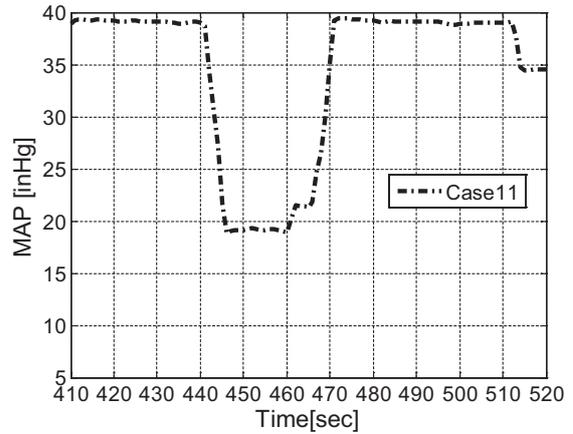


e. ケース11 詳細 (旋回中の470sec~480secの間に、最大約-3800ft/min)

図 4-2-3 180度ターンに対する昇降率の比較

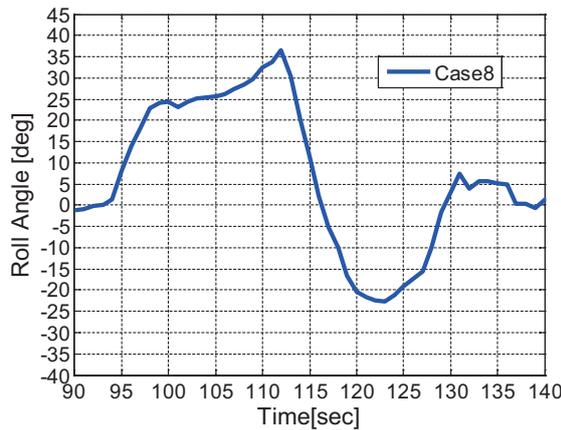


a. ケース 3、5、8 に焦点

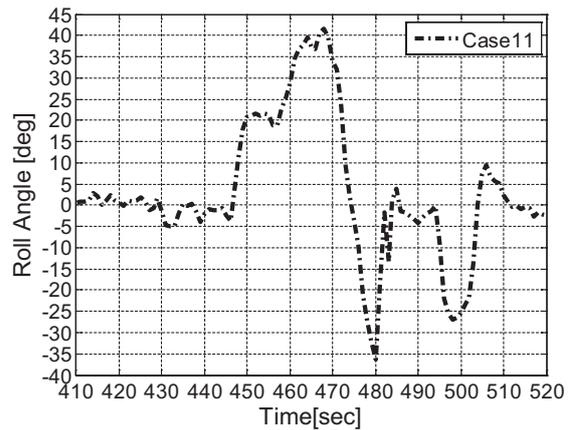


b. ケース 11 に焦点

図 4-2-4 180 度ターンに対する MAP の比較

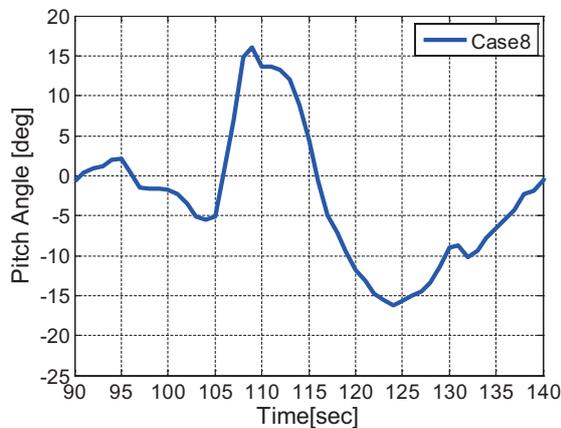


a. ケース 8 に焦点

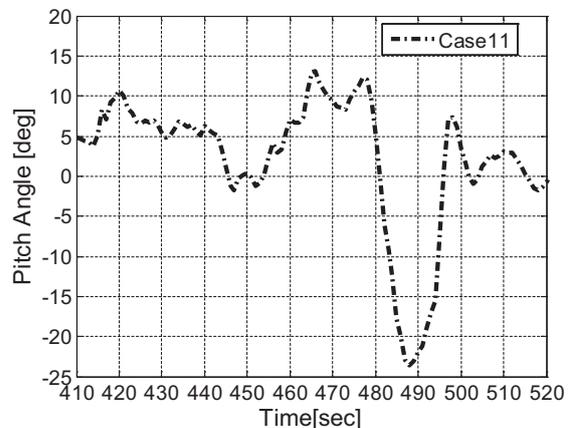


b. ケース 11 に焦点

図 4-2-5 180 度ターンに対するロール角の比較



a. ケース 8 詳細 PWR を絞ってから GA するまで



b. ケース 11

図 4-2-6 180 度ターンに対するピッチ角の比較

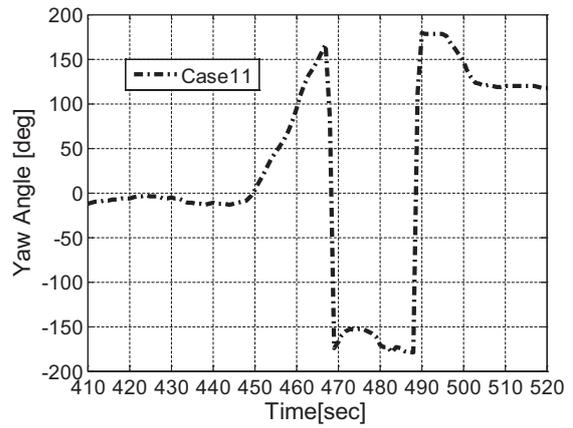
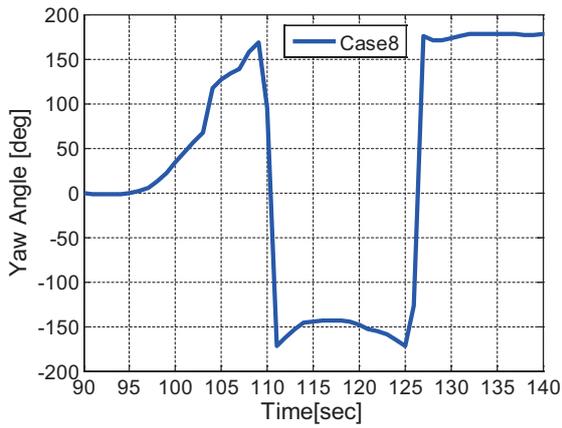
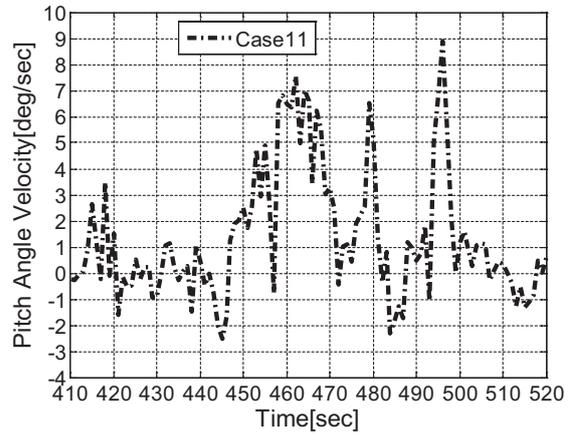
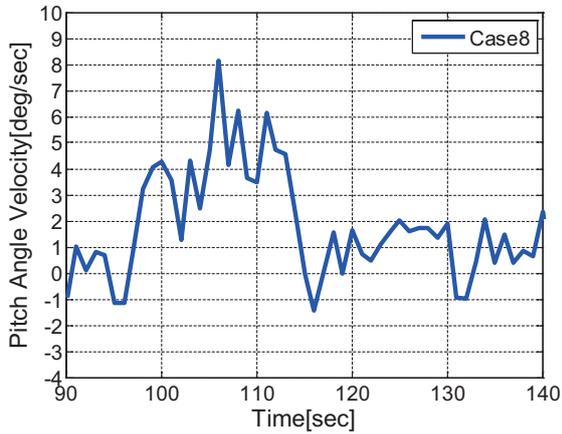


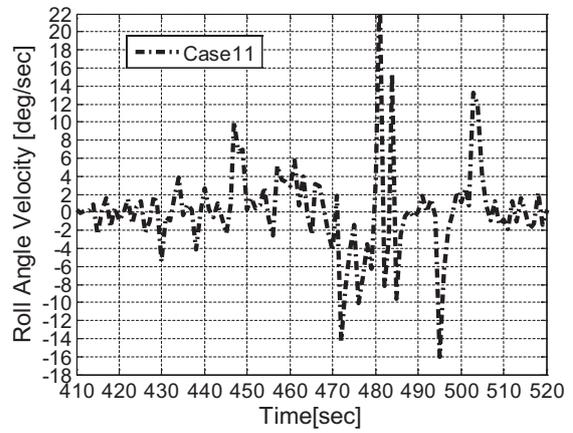
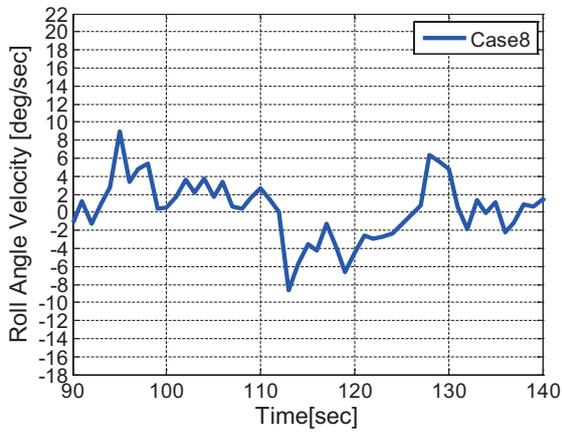
図 4-2-7 180 度ターンに対する方位角の比較



a. ケース 8

b. ケース 11

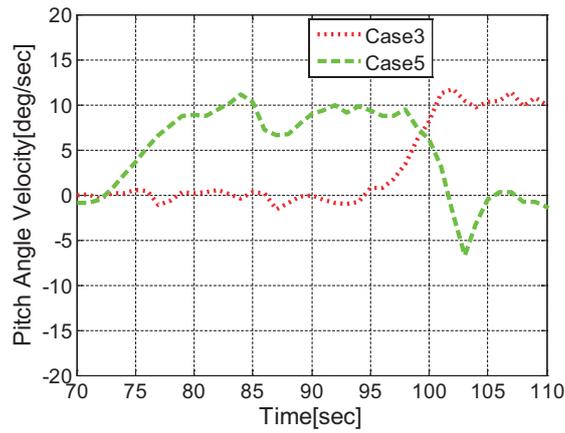
図 4-2-8 180 度ターンに対するピッチ角速度の比較



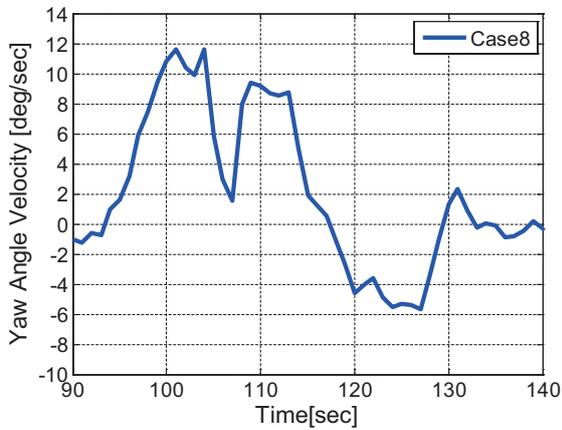
a. ケース 8

b. ケース 11

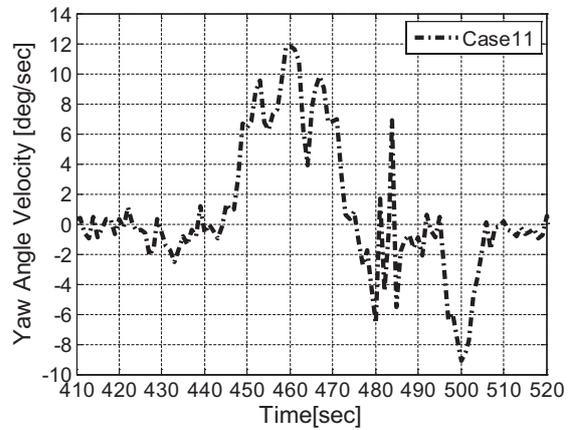
図 4-2-9 180 度ターンに対するロール角速度の比較



a. ケース 3、ケース 5 に焦点

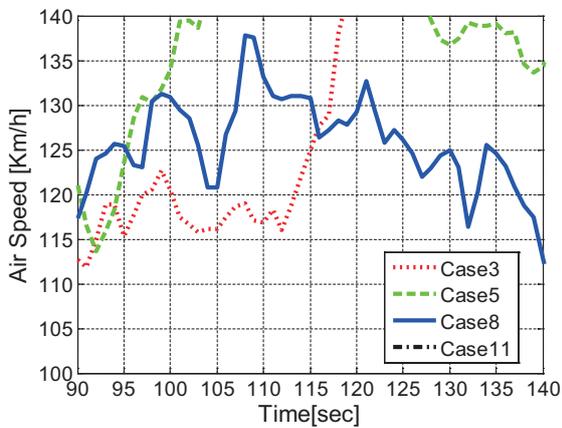


b. ケース 8 に焦点

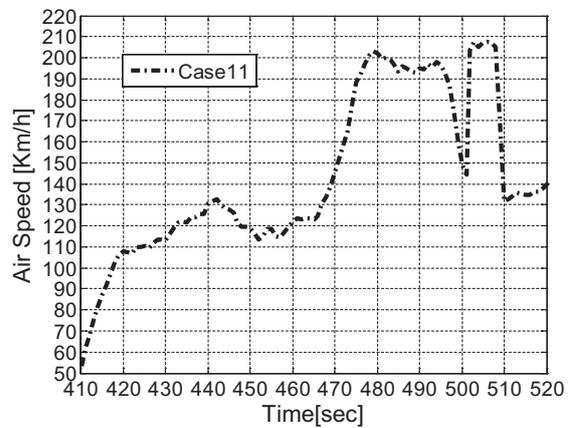


c. ケース 11 に焦点

図 4-2-10 180 度ターンに対するヨー角速度の比較

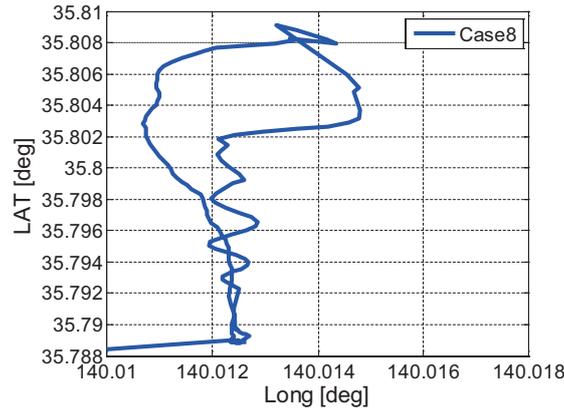


ケース 8 に焦点



ケース 11 に焦点

図 4-2-11 180 度ターンに対する対気速度の比較



a. ケース 8

図 4-2-12 飛行軌跡

4.3 場周飛行

場周飛行に関しては 3.2-(3) よりワークロードレーティングも 2 点と低く問題がないと考えられるため、特に考察はしなかった。一般的に場周飛行中の高高度での推進システムの故障は、離陸・上昇中の低高度の推進システム故障に比べて対処する余裕がありワークロードは低いとされている。

4.4 試験時の風向・風速

今回の風向・風速の条件下において 400ft での 180 度ターンは可能であった。しかし、4.2-(1)-C にも述べたように 400ft は数値上の目安であり風向・風速によって多少の増減があることに注意されたい。逆進入中に向かい風成分があれば、失高を防げるため反転可能な最低高度が 400ft より低くして達成できるが、一方で背風成分が 10KT 近くも吹いていれば 400ft よりも高い高度でしか 180 度ターンは達成できない可能性がある。

電動化航空機の試験時期は北西風が卓越し、故障により 180 度ターンを余儀なくされる場合には、5KT 以上の背風成分が存在すると想定するのが妥当である。

電動化航空機の試験を実施する際には、直近の風向・風速のデータを取得し、ジャ

ンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度の値を毎回導出し、決心高度の目安をパイロットに伝えることが望ましい。

5. まとめ

本稿では電動推進システム故障模擬試験を実施し、ワークロードレーティングと飛行データからジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度を導出した。今回の試験環境における飛行試験により得られた結果は以下の通りである。

- (1) 滑走路長 2000m 級ではジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度を重ねることは不可能であることが明らかとなった。
- (2) 2000m 級の滑走路長では、対地 300ft より高い高度でジャンプ飛行を実施することは困難である。
- (3) ジャンプ飛行では着陸して停止するまでの滑走路残距離が短くなる程、パイロットのワークロードが高くなる傾向である。滑走路残距離が短くなる程、昇降率変化も大きくなり、ワークロード増大の要因の一つであると考えられる。
- (4) 離陸・上昇中の電動推進システムの故障を想定した際に、対地 300ft で

- 180度ターンして逆進入するというタスクは達成できなかった。
- (5) 対地 300ft の 180 度ターンでタスクを達成できなかった理由は、旋回中に失高が大きかったためである。失速速度の増加を防ぐためバンク角を浅くすると旋回半径が大きくなり、その際の失高が大きい。また、着陸時の背風成分が約 10KT あったことも、失高を増大させた原因の一つであると考えられる。
- (6) 離陸・上昇中に電動推進システムが故障した際に、対地 400ft で 180 度ターンして逆進入は可能であるが、ワークロードレーティングが 8 点と非常に高かった。
- (7) (6) におけるワークロード増大の理由は、滑走路にアラインさせるために旋回中に低高度で高バンク角を取ること、及び旋回中の失高が考えられる。この時、着陸時の背風成分が約 6KT あったことも、失高を増大させた原因の一つであると考えられる。
- (8) 今回導出したジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度は、数値上の目安であり、風向・風速の条件により、多少結果が変わる可能性がある。試験を実施する際には、直近の風向・風速のデータを取得し、ジャンプ可能な最高高度と反転可能な最低高度の値を毎回導出するのが望ましい。
- (9) ポッドを取り付けた際のエンジンを停止しての着陸は、パイロットワークロード上、問題のないことが確認できた。
- (10) ECO を電動化した際には新しい推進系による操作、慣れない表示による確認ということを考慮するとワークロードは既存機の模擬故障時より高くなる可能性がある。
- (11) 今後、対地 400ft でのジャンプ飛行及び 180 度ターンでの逆進入が可能な滑走路長である 2700m 級の飛行場において、試験の時期を合せて電動推進システム故障に対処する訓練飛行を実施する。
- (12) (11) の訓練終了後、ワークロードレーティングを 8 点から 4~5 点に低下させられることを目指す。また、やむを得ず、ワークロード低下が不可能な場合には問題点を明らかにしておく。

6. 参考文献

- 1) 航空プログラムグループ 電動化航空機技術の開発 (FEATHER)
<http://www.apg.jaxa.jp/research/kitaigijutsu/feather.html>
- 2) 日本モーターグライダークラブ (株)、ダイヤモンド・エアクラフト式 HK36TTC-ECO 型 JA07EC 個別飛行規程、株式会社
- 3) ROTAX, Operator' s Manual for all versions of ROTAX 914.
- 4) 日本モーターグライダークラブ (株)、電動航空機用飛行環境試験実施報告書、平成 24 年 3 月
- 5) A. H. Roscoe; Assessing Pilot Workload in Flight. Flight Test Techniques, In Proceeding of NATO Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) (AGARD-CP-373), Neily-sur-Seine, France; AGARD; 1984.
- 6) 航空振興財団、飛行機操縦教本第三版、平成 21 年 3 月 26 日
- 7) 小林宙、飯島朋子、西沢啓、原型機飛行試験による航空機用電動推進系の仕様検討、JAXA-RM-14-005、平成 26 年度出版予定

