

第2章 状況適応自動化による離陸操作支援

2.1 はじめに

離陸安全

旅客機の運航では離陸時と着陸時が最も危険とされる。文献 [16] によれば全飛行フェーズにおける離陸・初期上昇時の事故率は 21.1%，最終アプローチ・着陸時の事故率は 48.9%にも上る。しかしながらこの離着陸の時間は全飛行時間のほんの約 4%を占めるに過ぎず、時間にして約 11 分 [59] に相当する。旅客機の事故率を改善する上で、この 11 分間における安全性を高めることが肝要となる。そこで本論では未だ自動化されていない離陸時における安全性を高めることを議論する。

離陸決心速度: V_1

離陸時は最大の出力を出すためエンジンに大きな負荷がかかる。従って内包していた異常が発現しやすくなる。離陸滑走中、一基のエンジン故障が発生したとする。このときパイロットは RTO (Rejected Takeoff, 異常離陸中断) か、離陸継続 (Continued Takeoff) かの判断を行う。この判断の基準となる速度が V_1 である。 V_1 はエンジン故障が発生した場合に、滑走路上で航空機を停止させるために RTO 操作を開始可能な最大速度 (Maximum Abort Speed) であり、また安全に離陸を継続できるための条件 (滑走路末端で高度 35 ft および安全離陸速度 V_2 のクリア) を満たす最小速度 (Minimum Go Speed) である [53]。ただしアメリカ連邦航空局 (Federal Aviation Administration: FAA) の規定により、エンジン故障発生からパイロットが最初の減速手段を開始するまでの時間は 1 秒を要するものとし、 V_1 を最初の減速手段の開始速度として定める。

離陸開始地点から V_1 で RTO 操作を開始し停止するまでの距離 (Accelerate Stop Distance) と、離陸継続を決断し安全離陸条件を達成するまでの距離 (Accelerate Go Distance)，滑走路長 (Runway Distance) の 3 者が一致するときの離陸重量は Balanced Field Length Limit Weight と呼ばれる。

RTO をすべき状況で離陸継続をした場合 機体は十分な加速度がないため、滑走路末端の高度の安全が確保できなくなる。Fig.2.1 は、Boeing 社機材において、 V_1 を定義するエンジン故障発生速度、すなわち V_1 の 1 秒手前でエンジン故障が発生する状況を基準として、更にそれ以前の速度でエンジン故障が発生した場合に、離陸を継続した時の滑走路末端における到達高度を示したものである [53]。2 発機よりも 4 発機の方が 1 基のエンジン故障の影響は少ない。Fig.2.1 によれば V_1 定義のエンジン故障速度より 4 kt 手前、時間にして約 1 秒前のエンジン故障に対して離陸を継続した場合、2 発機では滑走路末端において、約 20 ft しか高度を確保できない。これは安全基準として要求されている 35 ft を大きく下回るものである。滑走路端において機体が安全離陸基準高度を達成できない場合、機体は地上の障害物と接触する恐れが出る。

離陸継続すべき状況で RTO をした場合 機体は滑走路内で停止できず、オーバーランしてしまう。Fig.2.2 は先の例と同様、Boeing 社機材において、 V_1 を定義するエンジン故障発生速度を基準として、それ以降の速度から RTO を行った場合の滑走路末端における機体の速度を示したものである [53]。もし V_1 定義のエンジン故障速度より 4 kt 遅れた速度で RTO を行うと機体は滑走路末端において 60 kt、時速約 100 km/h 以上の速度が機体に残っていることになる。

V_1 付近において判断時間が約 1 秒しかないのにも関わらず、誤った判断をした場合機体は危険な状態になることをこれらのデータが示している。

離陸事故

1959 年から 1990 年までの間に、西側諸国で製造されたジェット旅客機の内、74 件の RTO 事故が発生している (Fig.2.3) [53]。Fig.2.3 によれば近年は RTO 事故が増加傾向にあるが、これは Fig.1.1 と併せて考えると、運航便数の増加が主たる要因であると思われる。

もし離陸重量が Balanced Field Length Limit Weight である場合、 V_1 付近での異常発生に対して、パイロットが何らかの対処をするための時間は約 1 秒しかない。それにも関わらず状況に応じてパイロットは正しく RTO か離陸継続の判断を下さなければならない。しかしながら V_1 を境として、RTO / 異常離陸と全く逆の判断をしなければならず、パイロットは誤判断を引き起こしかねない。また離陸時にはエンジン故障だけではなく、タイヤのバースト、鳥の衝突など様々な事態が発生する可能性があり、エンジン故障との識別が困難になりやすい [61]。このように時間的空間的に厳しい状況下にある離陸時に、不確かな情報から RTO の可否を的確に判断するのは難しく、RTO 失敗の事故は昔から絶えない [72, 73]。

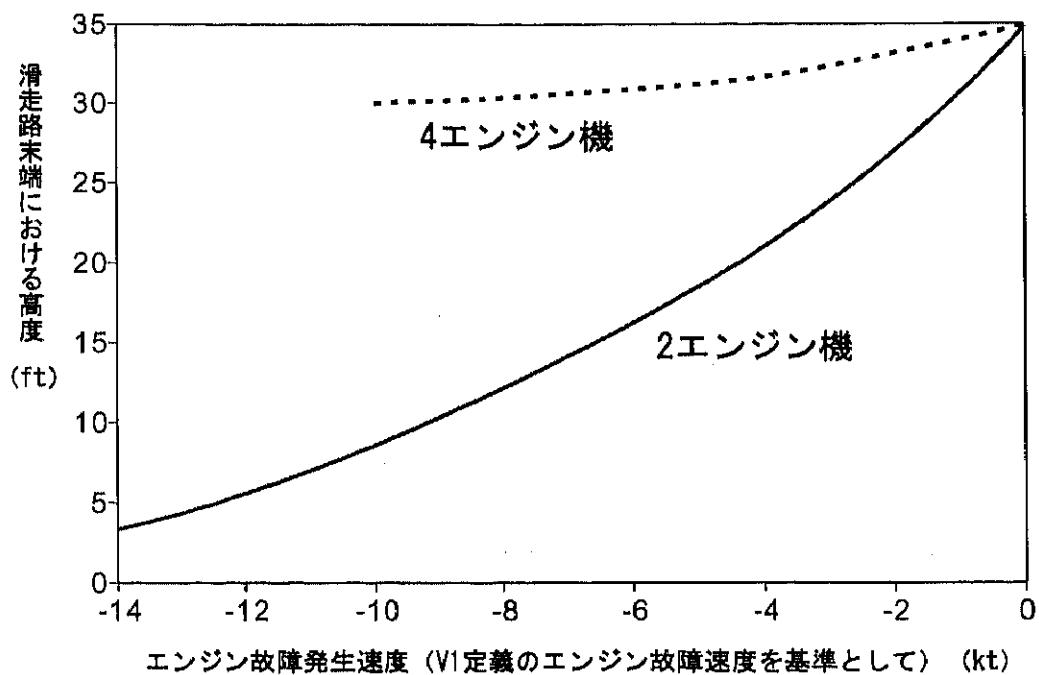


Fig. 2.1: RTO すべき状況で離陸継続した場合の滑走路末端高度 [53]

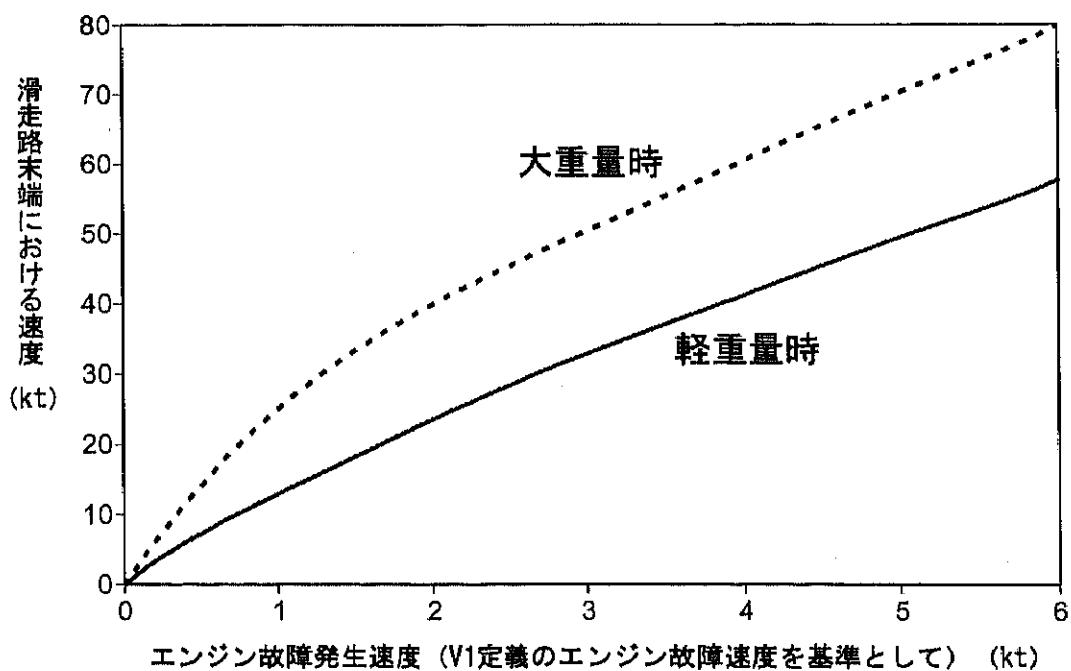


Fig. 2.2: 空陸継続すべき状況で RTO した場合の滑走路末端速度 [53]

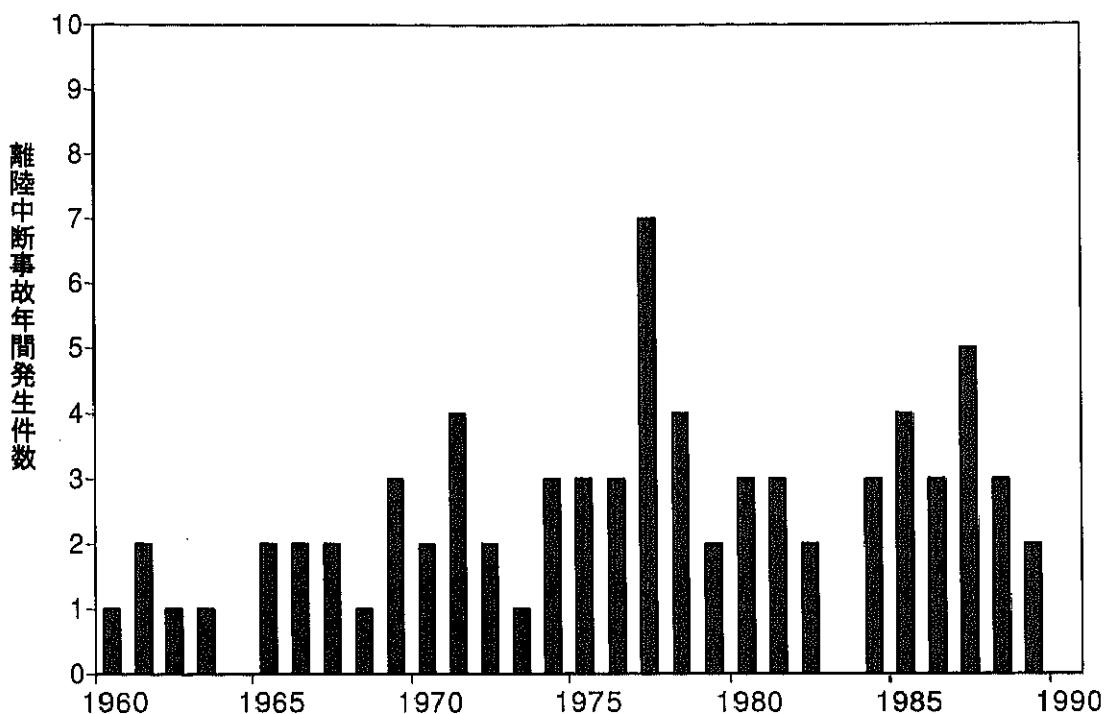


Fig. 2.3: RTO 事故年間発生件数 [53]

米国国家運輸安全委員会 (NTSB) の調査によれば、約 3000 回の離陸に 1 回の割合で RTO が発生し、約 1000 回の RTO に 1 回の割合でオーバーラン事故が起きている [62]。これは年間 6000 回、一日 16 件もの RTO が世界の各地で行われ、年間 6 件の RTO 事故が発生することになる。今後の旅客機需要の増加を考えるとこの数字はもっと大きくなることが予想される。なお 1999 年の離陸・初期上昇時における全損事故及び大破事故の件数は 8 件であった [1]。

NTSB によって調査された、報告されている全ての RTO を行ったときの速度分布は Fig.2.4 のようになっている。80 kt 以下の速度での RTO は全体の 76% も占めており、危険の高い High Speed RTO とされる 120 kt 以上の RTO は全体のほんの 2% に過ぎないことが分かる。しかしながら Fig.2.5 に示すように先の 74 件の RTO 事故の内、RTO 操作開始速度は V_1 を超えてからのものが 58% にものぼっている。この結果から RTO の事故発生は、全体のほんの僅かでしかない 120 kt 以上の高速走行時の RTO に集中していることが分かる。

74 件の RTO 事故の、RTO が行われた事由は Fig.2.6 のようになっている [53]。この結果によれば V_1 を基準とするエンジン故障による離陸の可否が本当に必要であったのは全事故の内 24% でしか無く、それ以外はタイヤのバーストや、フラップ設定などの離陸形態の異常に起因した要因や警報装置の誤報、鳥の衝突やパイロットと航空交通管制 (Air Traffic Control) に起因した問題など

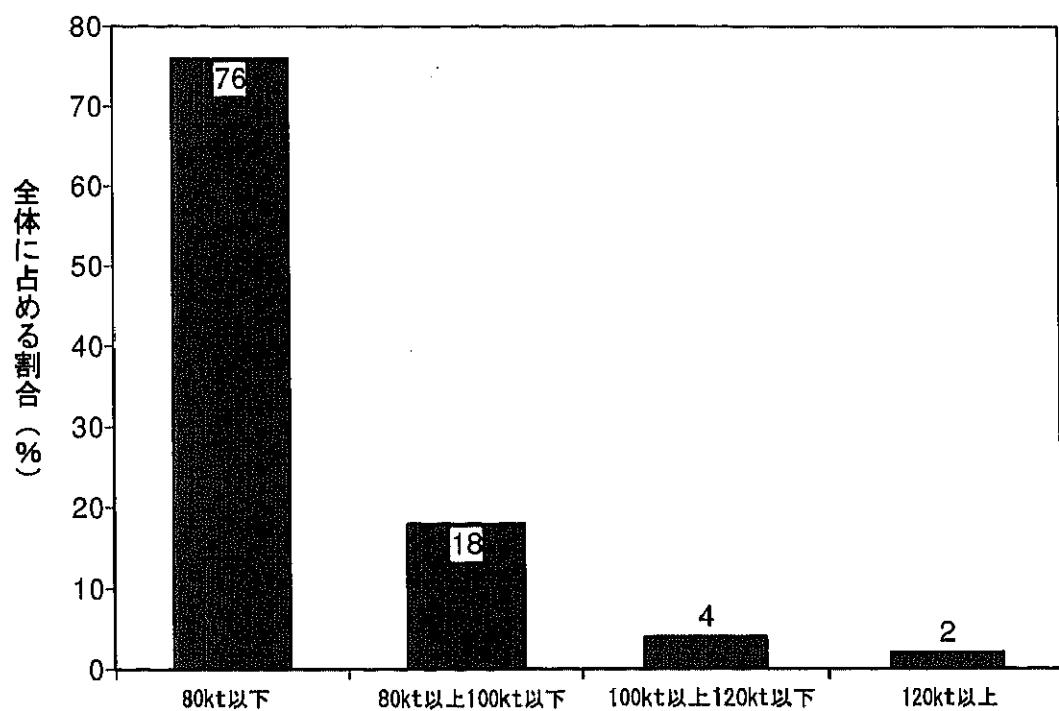


Fig. 2.4: 報告されている全ての RTO 操作開始速度の割合 [53]

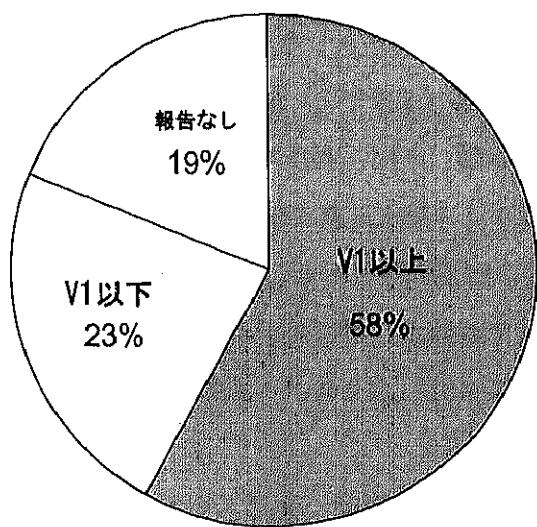


Fig. 2.5: 事故になった RTO における操作開始速度の割合 [53]

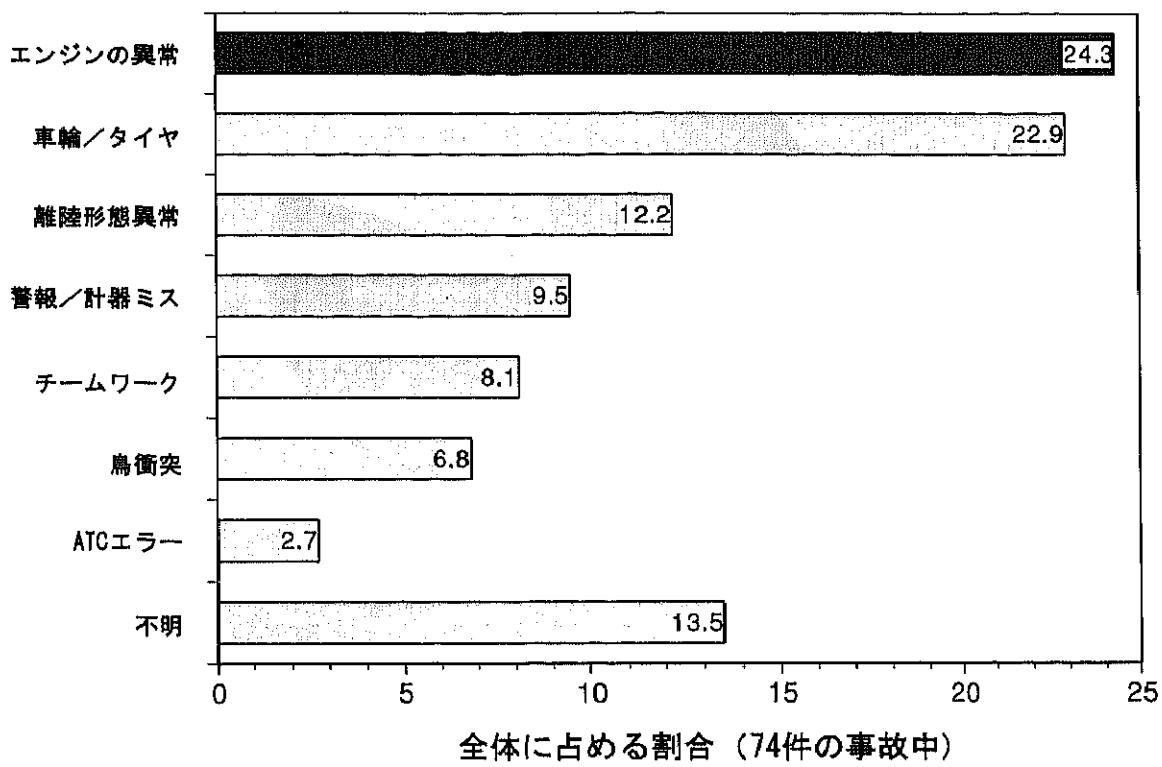


Fig. 2.6: RTO の原因 [53]

となっている。例えば離陸滑走中にタイヤがバーストした場合、機体の速度が低ければ停止することができるが、高速走行時のタイヤバーストによる RTO を試みることは、高速道路を走行中のパンクした自動車の急ブレーキと同じように大変危険である。この場合車輪の転がり抵抗の不均衡により機体の制御が困難となり、またパンクしたタイヤの分の加重を他のタイヤが受け持った状態で、ブレーキがかかるため連鎖的にタイヤがパンクする。制御が困難になった旅客機の運動次第では空港や空港周辺の機材への被害が及ぶ可能性も出る。統計によれば離陸時にタイヤ破裂が発生した場合、RTO を行うよりも、離陸して機体重量を軽くしてから着陸する方が危険が少ないことが明らかになっている [74]。もし離陸時にフラップ角の設定ミスなどがあった場合、機体は滑走路内で離陸することができなくなる。従って旅客機では離陸中、機体の離陸形態の設定が適切かどうか、自動診断される。もし不適切であった場合は、Take-Off Warning を発し、パイロットに警告する。

以上の結果の分析から Fig.2.7 にあるように事故の 80% は離陸継続を行うか、正しく RTO 操作がなされれば避けられたとする結論が得られている [53]。すなわち RTO 事故の大半はパイロットの人的エラーということになる。しかしこれらの結果をもってパイロットに誤判断の全責任を追求するのは、その任務の困難性から考えて必ずしも適切ではないと思われる。なぜなら RTO の

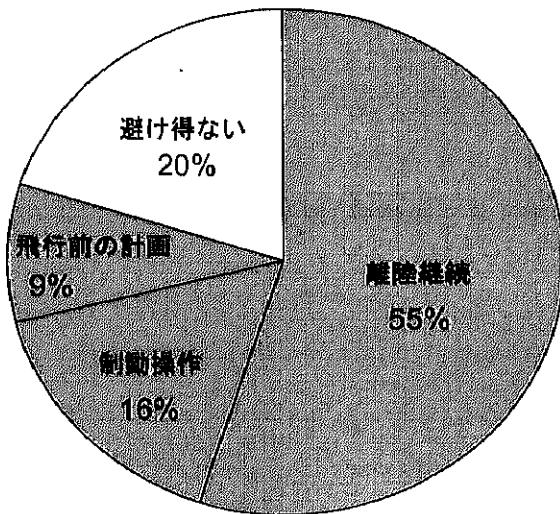


Fig. 2.7: RTO 事故回避分析 [62]

操作そのものは V_1 を基準とした単純なルールに帰着されるが、離陸滑走中の高速走行時にコックピット内で得られる情報は制約されており、短時間で異常診断と対処という高次の知能活動をパイロットに要求するからである。

離陸重量

実運用では離陸重量は Balanced Field Length Limit Weight 以下であり、離陸の安全余裕ができる。しかしながら RTO でオーバーランした事故のほとんどは Field Length Limit Weight ではない場合に生じている (NASA CV-990, カリフォルニア, 1985.7 等) [53]。このことから多少の安全余裕を増やす程度では抜本的な改善は見られないものと思われる。離陸重量が Balanced Field Length Limit Weight より小さければ RTO も離陸継続も可能な領域ができる。この領域の最低速度 Minimum V_1 と最大速度 Maximum V_1 の間で、運行において採用する V_1 を定めることとなる。これは RTO 側に安全マージンを取るか、離陸継続側に安全マージンを取るか、という航空会社のポリシーに委ねられる。もしこの安全余裕をエンジンの離陸推力を下げるという形で利用すれば、エンジン・ライフを延長し、整備コストを低減する経済効果を得ることができる。

離陸操作の自動化

自動化が多く取り入れられている第 4 世代機でも離陸操作は自動化がなされておらず、滑走路状態を自動的に監視する装置の調査研究が端緒についたばかりである [55]。古田 [75] によれば自動

化による機能配分 (Task Allocation) が可能となるには次の諸条件を満たすことが要求される。

1. 機械に要求される機能がその時点の技術レベルで十分可能である
2. 機械に配分される機能は人が行うより機械が行う方が信頼性が高い
3. 機械に機能を配分することによって人間信頼性に悪影響を与えない

例として次世代の宇宙往還機として考案されているスペース・プレーン (Aero-Space Place) [76, 77, 78, 79] は飛行領域が広く Mach 10 以上の高速飛行を行うことから、もはや人間には操縦することがままならないとされており、制御はオン・ボード・コンピュータによる自動飛行になるといわれている [80]。これは 2 の必然的な要求による。

現代の旅客機ではパイロットに離陸操作を委ねる様々な事由が存在している。例えば RTO に至る要因は多数あり、自動化するためには機体の状態を常時監視し、機体各部の機能低下を診断する必要がある。しかしこの監視を積極的に行っているのは現在 EICAS, FADEC だけ [55] であり、これらのシステムは離陸可否を判断する一部分に過ぎない。従って滑走路状態や機体全体の機能監視を行うシステムを構築する必要がある。しかしエンジン故障やタイヤのバーストなどの異常事態が発生した場合、狭い滑走路内を高速走行する離陸時において、発生する異常事態に適切にかつ迅速に対処しうる柔軟な判断力を持った自動化システムの構築は、技術レベル、機器の信頼性、コスト等から現実的ではない。また離陸の自動化にあたっては地上の運航環境の整備も行われなければならない。しかしこれは関連当局との折衝や地元住民への説得等の働きかけが必要となる。すなわち自動化システムが誤作動を起こして事故が発生した場合、周囲の住民も事故に巻き込まれる恐れがある。代替のない人を運ぶという使命を帯びている以上、離陸操作の自動化は安易にできない。したがって現時点では離陸操作はパイロットが行っている。しかしながら離陸操作を人が行うことによって発生する人的エラーは決して少なくない。離陸操作はパイロットが行わなければならぬが、 V_1 付近のエンジン故障発生時の判断の困難さにより多くの人的エラーが発生してしまうジレンマがある。

Inagaki の意思決定モデル

離陸の自動化に関して、Inagaki による確率論的な意思決定モデルを用いた安全性の評価が行われた [64, 65]。本項では Inagaki により導かれた離陸における数理モデルの概説を行い、離陸の自動化議論を整理する。

このモデルではパイロットと自動化システム、それぞれが離陸操作を行った場合の期待損失の

評価を行う。

期待損失 事故の期待損失として z_{em} : 一基のエンジンが故障し離陸後に燃料放出 (Fuel Dump) して再び滑走路に緊急着陸する場合の損失, z_{ab} : 本来必要でない RTO が行われることにより発生する損失, z_{or} : 高速 RTO によるオーバーランの損失, とした時, これらの関係は一般に次のようなものと仮定できる。

$$z_{ab} < z_{em} < z_{or} \quad (2.1)$$

Engine Failure Caution エンジン故障をセンサーが検出し EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System) が Engine Failure Caution を出した場合, 正報と誤報の 2 種類の状態を持つ。この事象をそれぞれ c , f として記述する。また Engine Failure Caution が正報を出す確率を p_c , 誤報を出す確率を p_f とする。

パイロットの Policy パイロットが Engine Failure Caution に対し, 正報であると考えた場合, “ c ” と書き表す。また誤報であると考えた場合には “ f ” と書く。 V_1 以前の速度で Engine Failure Caution が出された場合, パイロットの取る方策は離陸中断を行う場合を RTO, 緊急離陸継続を行う場合を CTO (Continued Take-Off) として書くと,

$$“c” \rightarrow RTO \quad (2.2)$$

$$“f” \rightarrow CTO \quad (2.3)$$

となる。しかしながら状況が曖昧で、決断を躊躇している状態も考えられる。この場合を “ h ” と書く。但しパイロットは躊躇した後に何らかの判断を行わなければならない。そこで次のような 2 種類の Policy を持ったパイロットを考える。

1. Trustful Policy (TP)

躊躇した後, アラームを肯定的なものと解釈し行動する。

$$“h” \rightarrow RTO \quad (2.4)$$

2. Distrustful Policy (DP)

躊躇した後, アラームを否定的なものと解釈し行動する。

$$“h” \rightarrow CTO \quad (2.5)$$

離陸滑走時における安全性評価

Phase 1 Engine Failure Caution の発生が V_1 到達の遙か以前であり、パイロットが RTO の操作を即座に行ったとしても、躊躇した後に行ったとしても操作の開始時が V_1 以前となるような速度領域を考える (Fig.2.8)。自動化システムは Engine Failure Caution 発生後、即座に RTO 操作

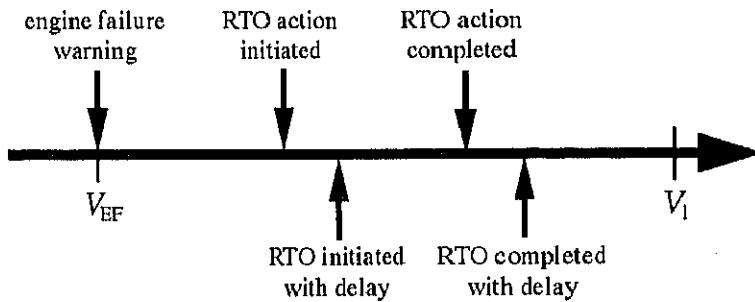


Fig. 2.8: Phase 1 でのエンジン故障 [81]

を開始するので操作開始時は V_1 以前となる。この Phase では Engine Failure Caution が発生しても、機速は小さく時間的余裕があるため、パイロットはその原因をじっくり考えたり、機体の状態を観察することによって誤報を見抜くことができる。しかしながら、TP のパイロットは判断に躊躇した場合、誤報を正報と判断するため DP のパイロットより期待損失が大きくなる。Phase 1 における各期待損失は次のようになる。

$$L_{TP} = p_f \{P("c" | f) + P("h" | f)\} z_{ab} \quad (2.6)$$

$$L_{DP} = p_f P("c" | f) z_{ab} \quad (2.7)$$

$$L_{AS} = p_f z_{ab} \quad (2.8)$$

3 者の大小関係は次のように表される。

$$L_{DP} \leq L_{TP} \leq L_{AS} \quad (2.9)$$

Phase 2 機速が上がるにつれ、Engine Failure Caution が発生した場合にパイロットが RTO 操作を即座に行ったならば、操作は V_1 以前に開始できるが、躊躇してしまうと V_1 以降になってしまい速度域に入る (Fig.2.9)。この Phase でも自動化システムは瞬時に RTO 操作を行うため、操作開始は V_1 以前である。ここでパイロットが躊躇して、もはや RTO をするには遅すぎる状況に

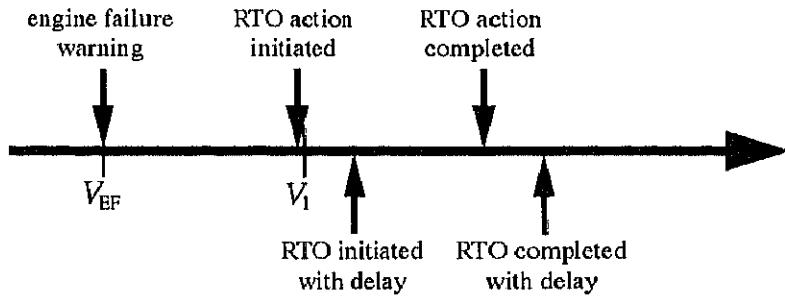


Fig. 2.9: Phase 2 でのエンジン故障 [81]

あることに気づかない確率を w とすると、各期待損失は次のようになる。

$$\begin{aligned} L_{TP} &= w [p_c \{P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) z_{or}\} + p_f \{P("c" | f) z_{ab} + P("h" | f) z_{or}\}] \\ &\quad + (1 - w) [p_c \{P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) z_{em}\} + p_f P("c" | f) z_{ab}] \end{aligned} \quad (2.10)$$

$$L_{DP} = p_c \{P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) z_{em}\} + p_f P("c" | f) z_{ab} \quad (2.11)$$

$$L_{AS} = p_f z_{ab} \quad (2.12)$$

L_{TP} と L_{DP} の大小関係は

$$L_{TP} - L_{DP} = w \{p_c P("h" | c) (z_{or} - z_{em}) + p_f P("h" | f) z_{or}\} \geq 0 \quad (2.13)$$

となるので次式が成立する。

$$L_{DP} \leq L_{TP} \quad (2.14)$$

L_{AS} と L_{TP} , L_{DP} の関係は条件に依存する。各 Policy のパイロットが自動化システムに対し有利となる条件は次のようにある。

1. TP の場合

$$\begin{aligned} L_{TP} &> L_{AS} \quad if \\ \frac{p_c}{p_f} &> \frac{z_{ab} - P("c" | f) z_{ab} - w P("h" | f) z_{or}}{P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) \{w z_{or} + (1 - w) z_{em}\}} \\ &= \alpha_2 \end{aligned} \quad (2.15)$$

2. DP の場合

$$\begin{aligned}
 L_{DP} &> L_{AS} \quad if \\
 \frac{p_c}{p_f} &> \frac{\{P("f")|f) + P("h")|f)\} z_{ab}}{\{P("f")|c) + P("h")|c)\} z_{em}} \\
 &= \beta_2
 \end{aligned} \tag{2.16}$$

以上の結果をまとめると Fig.2.10 のようになる。

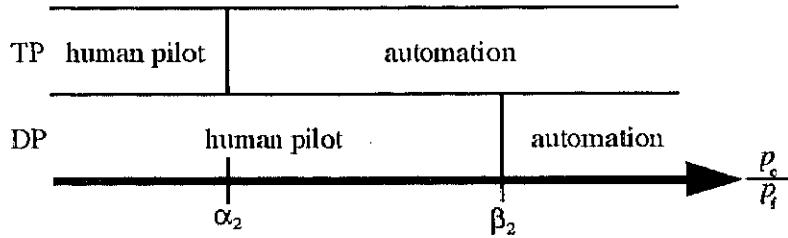


Fig. 2.10: Phase2 におけるパイロットと自動化システムの機能配分条件 [81]

Phase 3 Phase 2 から更に速度が増加し、パイロットが Engine Failure Caution に対して RTO を即座に行つても、躊躇した後に行つても、操作開始が V_1 以前には間に合わず、その一方で自動化システムは V_1 以前に RTO 操作を開始できる速度域を考える (Fig.2.11)。但しこの Phase では躊躇して RTO を行うと、RTO 開始時の速度が増加する分、運動エネルギーが増すので期待損失が増大すると考えられる。この増分 Δz_{or} を損失に加える。各期待損失は次のようになる。

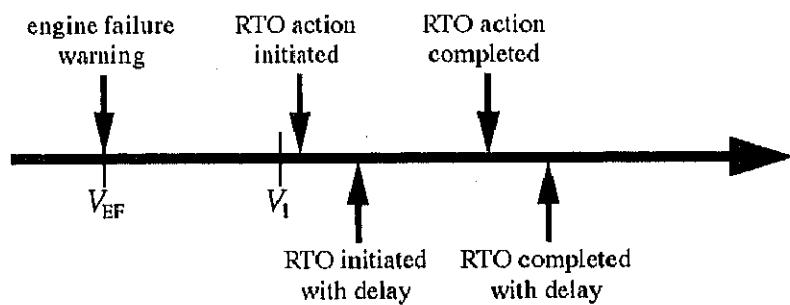


Fig. 2.11: Phase3 でのエンジン故障 [81]

$$\begin{aligned}
L_{TP} = & w [p_c \{P("c" | c) z_{or} + P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) (z_{or} + \Delta z_{or})\} \\
& + p_f \{P("c" | f) z_{or} + P("h" | f) (z_{or} + \Delta z_{or})\}] \\
& + (1 - w) p_c z_{em}
\end{aligned} \tag{2.17}$$

$$\begin{aligned}
L_{TP} = & w [p_c \{P("c" | c) z_{or} + P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) z_{em}\} + p_f P("c" | f) z_{or}] \\
& + (1 - w) p_c z_{em}
\end{aligned} \tag{2.18}$$

$$L_{AS} = p_f z_{ab} \tag{2.19}$$

TP と DP のパイロットの期待損失については次式が成立する。

$$\begin{aligned}
L_{TP} - L_{DP} = & w \{p_c P("h" | c) (z_{or} + \Delta z_{or} - z_{em}) + p_f P("h" | f) + (z_{or} + \Delta z_{or})\} \\
\geq & 0
\end{aligned} \tag{2.20}$$

各 Policy のパイロットが自動化システムに対し有利となる条件は次のようである。

1. TP の場合

$$\begin{aligned}
L_{TP} > L_{AS} & \text{ if } \\
\frac{p_c}{p_f} > & \frac{z_{ab} - w \{P("c" | f) z_{or} + P("h" | f) (z_{or} + \Delta z_{or})\}}{w \{P("c" | c) z_{or} + P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) (z_{or} + \Delta z_{or})\} + (1 - w) z_{em}} \\
= & \alpha_3
\end{aligned} \tag{2.21}$$

2. DP の場合

$$\begin{aligned}
L_{DP} > L_{AS} & \text{ if } \\
\frac{p_c}{p_f} > & \frac{z_{ab} - w P("c" | f) z_{or}}{w \{P("c" | c) z_{or} + P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) z_{em}\} + (1 - w) z_{em}} \\
= & \beta_3
\end{aligned} \tag{2.22}$$

期待損失が小さくなる権限所在の条件をまとめると Fig.2.12 のようになる。

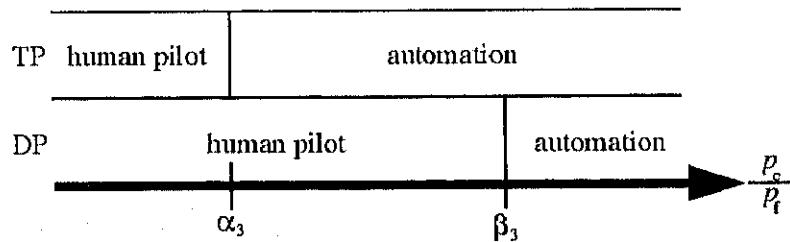


Fig. 2.12: Phase 3 におけるパイロットと自動化システムの機能配分条件 [81]

Phase 4 Phase 3 から更に速度が増加し、パイロットが Engine Failure Caution の発生に対し RTO 操作を即座に行っても、躊躇して行っても V_1 以前には間に合わず、また自動化システムも間に合わない速度域を考える (Fig.2.13)。各期待損失は次のようになる。

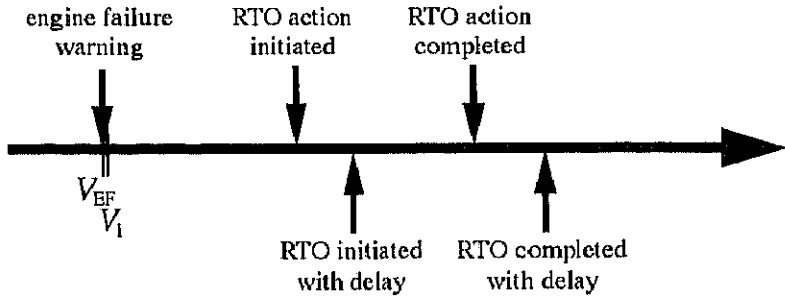


Fig. 2.13: Phase4 でのエンジン故障 [81]

$$\begin{aligned} L_{TP} = & w [p_c \{P("c" | c) z_{or} + P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) (z_{or} + \Delta z_{or})\} \\ & + p_f \{P("c" | f) z_{or} + P("h" | f) (z_{or} + \Delta z_{or})\}] \\ & + (1 - w) p_c z_{em} \end{aligned} \quad (2.23)$$

$$\begin{aligned} L_{DP} = & w [p_c \{P("c" | c) z_{or} + P("f" | c) z_{em} + P("h" | c) z_{em}\} + p_f P("c" | f) z_{or}] \\ & + (1 - w) p_c z_{em} \end{aligned} \quad (2.24)$$

$$L_{AS} = p_c z_{em} \quad (2.25)$$

TP と DP のパイロットの期待損失の大小関係は Phase 3 と変わらない。

$$L_{DP} \leq L_{TP} \quad (2.26)$$

Phase 4においては恒常的に自動化システムが有利となることが次式によって示される。

$$\begin{aligned} L_{DP} - L_{AS} = & w \{p_c P("c" | c) (z_{or} - z_{em}) + p_f P("c" | f) z_{or}\} \\ \geq & 0 \end{aligned} \quad (2.27)$$

結局、期待損失の大小関係は次のようになる。

$$L_{AS} \leq L_{DP} \leq L_{TP} \quad (2.28)$$

2.2 状況適応自動化機構の構築

Inagaki の数理モデル [64, 65] の示すところでは、離陸操作を「常に人間に任せる形態」、もしくは「常に自動化システムに任せる形態」のように権限の所在を固定するのではなく、状況適応的

な自動化機構 (Situation-Adaptive Autonomy: SAA)^[57] を取り入れることが離陸安全を高めるとしている。そこで本章では SAA の構築とその有効性について議論をする。

Inagaki の数理モデルでは Phase 1 におけるエンジン故障の発生に対しては人間が操縦の権限を有しているほうが期待損失が小さいとしている。これはエンジン故障を検知するセンサーが誤報を発した場合、自動化システムが機体を誤停止することによるものである。この場合、空港内の Traffic Control に混乱を来たし、運行ダイアに乱れが発生する。このような混乱は空港を利用するエア・ラインや乗客にとって大きな損失になるばかりでなく、旅客輸送に対する信頼にも悪影響を及ぼす。1999 年から 2000 年にかけての旅客機の総運行便数は 1970 万便^[1] であり、1 日あたり約 5 万回以上の離着陸が行われていることになる。また現在、世界中で 1 万数千機の旅客機が運行されており、1 機あたりの 1 日平均の離着陸回数は 3, 4 回ということになる。もしエンジン故障を検知するセンサーが 10 万回の離陸に 1 回誤報を出すとすると、年間 200 回もの誤報が発生することになる。もし離陸中断操作を自動化する場合、極めて高い信頼性を持つセンサーを採用しなければ運行上の損失発生が多発することになる。しかし離陸時はエンジン故障だけでなく様々な異常事態が発生する可能性があり、エンジン故障のみを的確に検出するセンサーの実現は極めて困難である。以上の理由から離陸中断操作を自動化することは受け入れざるものであると考えられる。従って Phase 1, 2, 3 のエンジン故障に対する RTO 操作の自動化はすべきでないと結論付けられる。

次に離陸継続操作の自動化について考える。Inagaki の数理モデルによれば、Phase 4 の領域におけるエンジン故障発生において、人間は誤って RTO してしまう可能性があるのに対して、自動化システムは誤りなく離陸継続を行うため期待損失は自動化システムのほうが小さい。機器の現実的な性質からエンジン故障を検知するセンサーは誤報を含むものと考えられる。もし仮に Phase 4 の速度領域においてセンサーが誤報を発したとしても自動化システムは離陸継続操作を行うために損失にはならない。従って Phase 4 におけるエンジン故障発生に対して、操縦権限を人間から自動化システム側に移行し離陸継続操作を行わせることで、 V_1 を超えての RTO という人的エラーを防止することが可能になると考えられる。

Phase 2, 3 におけるエンジン故障の発生について考える。RTO 操作の自動化はセンサーの信頼性の制約から現実的ではない。従ってこの領域におけるエンジン故障発生の対処は人間に委ねられることになる。しかし人間が判断・操作をする以上、人的エラーの可能性が常に潜在する。例えば V_1 直前のエンジン故障に対し、RTO 操作を行うのに僅かに躊躇した場合、機体の速度増加によりもはや RTO を行うには遅すぎる状況になる。この時、もしパイロットがもはや RTO を行う

には遅すぎることに気づかなかつた場合、RTO 操作が開始されオーバーラン事故になる。そこでこのような人的エラーを防ぐための自動化を考える。Phase 2, 3 におけるエンジン故障が発生し、RTO するタイミングを逸した場合、離陸を続行する以外に選択の余地はない。このような RTO をするタイミングを逸して離陸継続する場合、機体が滑走路末端において安全離陸条件を確保できなくなる (Fig.2.1) が、RTO を行った場合オーバーランになるのは確実である。実運行では湿潤滑走路 (Slippery Runway) の場合、RTO したときのオーバーラン・リスクを小さくするために V_1 の値を下げる (Reduced V_1) 離陸継続領域を拡大する [59]。この結果、 V_1 以降の加速に要する距離が伸びるため、滑走路末端における達成高度を 15 ft として運用される [60]。以上の事由から Phase 2, 3 において RTO をするタイミングを逸してしまった場合、自動化システムが離陸継続操作を行うことが次善の策として採用できると考えられる。なお、Fig.2.1において、2 エンジン機で滑走路末端で高度 15 ft を達成できるのは、 V_1 定義のエンジン故障速度よりも約 6 kt 手前のエンジン故障までである。従って V_1 到達の約 2 秒前のエンジン故障であれば、離陸継続を行っても滑走路末端で 15 ft の高度に達することができる。予備的な実験から Phase 2 は V_1 到達の 2 秒以内であることが分かつており、本論において述べられる SAA による離陸継続操作は、湿潤滑走路状態での滑走路末端到達高度に関する安全基準をクリアする。SAA が離陸継続操作に入つてから、何らかの理由で離陸継続を行わないほうがよい場合が発生する可能性は皆無ではない。しかし、これまでの旅客機運行において、離陸滑走中のエンジン故障発生に対し、離陸継続を行つて墜落や事故に至った事例はない [82]。従って SAA が操縦権限を有している状況下で、人間が離陸を中断するために操縦権限を自動化システム側から人間へ再び移行することは、人的エラーの危険から考慮しない。

ここまで考察をまとめると、実現可能な SAA の作動論理は次のようなものとして構築できる。

- Phase 2, 3 においてエンジン故障を検知し、RTO を行うにはもはや遅すぎる状態となった場合、操縦の権限を人間から自動化システム側に移行し自動化システムは離陸継続操作を行う。
- Phase 4 以降のエンジン故障発生に対して、即座に操縦の権限を自動化システム側に移行し、離陸継続操作を行わせる。

このようにして構築された SAA が離陸安全にどのように寄与するのかは実際的な安全評価が必要である。それと同時に人間にとつて SAA の導入が受け入れられるものなのか、SAA に対する受容性が評価されなければ人間一機械系の不協和からシステムに潜在的な危険を残しかねない。本 SAA ではエンジン故障時に、操縦の権限を人間から自動化システムに委譲することになる。特に Phase 2, 3 の速度領域におけるエンジン故障の発生に対して、人間が対応し切れず RTO のタイミ

ングを逸した場合、SAA に操縦の権限が移行する。この時 SAA は人間に権限移行の確認を取る時間的な余裕がないために、人間の許可なく操縦権限を移行する。これがパイロットや離陸安全にどのような影響をもたらすのかは、人間の心理に由来したものであるため実際的な評価を行わなければならない。プラントなどの比較的時定数の高い系での SAA の有効性は以前の認知工学的研究によって示されている [83, 84, 66]。しかし V_1 付近における権限移行は急激であり、人間が権限移行を認識するのに失敗した場合、Automation Surprise を引き起こす可能性がある。そこで SAA の有効性を実証する上で、人間の心的な評価を行う必要がある。Muir [44, 45, 46] や Parasuraman [23, 85] らの研究から人間と自動化システムの関係において自動化システムへの信頼感 (Trust: T) が重要な働きをすることが報告されている。また Lee, Moray [48, 49] は Trust と共に、自己の技量に対する自信 (Self-Confidence: SC) が自動化システムの導入されたシステムにおける人間の挙動に影響を与える要因として指摘している。そこで SAA 導入による人間への心的影響を評価する上で、この Trust と SC に着目する。SAA 導入による離陸安全への寄与と人間の受容性を評価するために、被験者を用いた評価実験を行う。この認知工学的な実験では実験条件の統制や実験に伴う危険性を考慮し、コンピュータ・シミュレータを使用した。

2.3 離陸時における航空機のモデル化

実験シミュレータにおける機体の運動を考えるために、本項では航空機の離陸運動のモデル化を行う。

2.3.1 記号の説明

本節で用いられる記号の意味を記す。

m : 機体の質量, S : 主翼面積, C_L : 揚力係数, C_D : 抗力係数,

$C_{Dpm\min}$: 最小有害抗力係数, e : 飛行機効率, A : 主翼アスペクト比,

C_R : 逆噴射効率, L : 揚力, D : 抗力, W : 重力, T : 推力,

F : 滑走路とタイヤの摩擦力, μ : 滑走路とタイヤの動摩擦係数, V : 速度,

a : 加速度, t : 時間, V_S : 失速速度, V_1 : 離陸決心速度,

V_R : ローテーション速度, V_{LO} : リフト・オフ速度, V_2 : 安全離陸速度,

ρ : 空気密度, g : 重力加速度

2.3.2 機体運動のモデル

離陸の流れは Fig.2.14 のように示される。

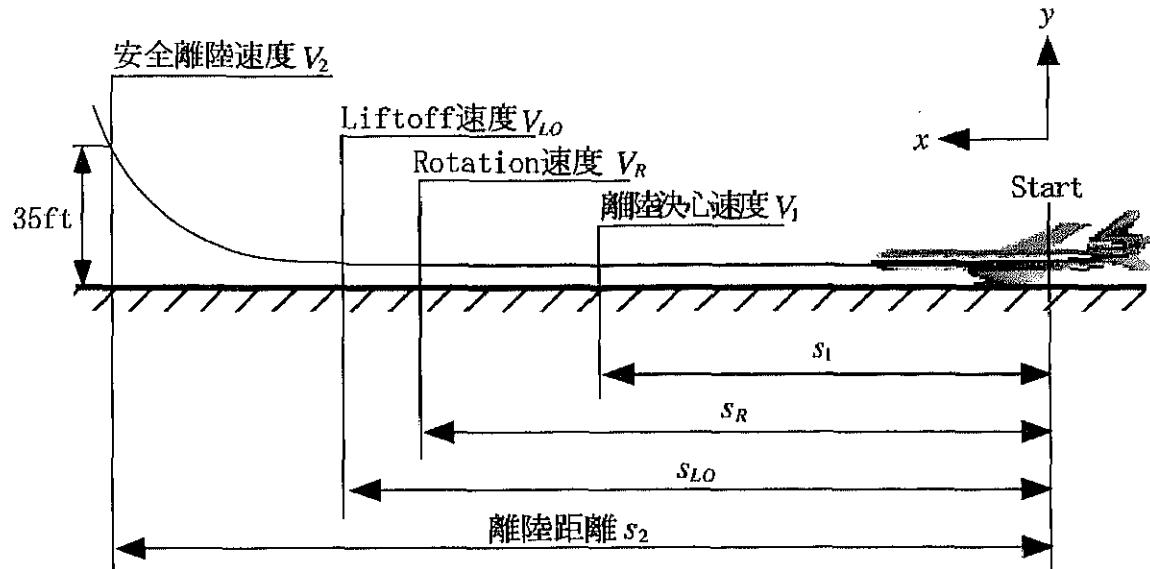


Fig. 2.14: 離陸の流れ

リフト・オフ前

リフト・オフするまでの機体が滑走している状態での、機体に加わる力を Fig.2.15 に示す。揚

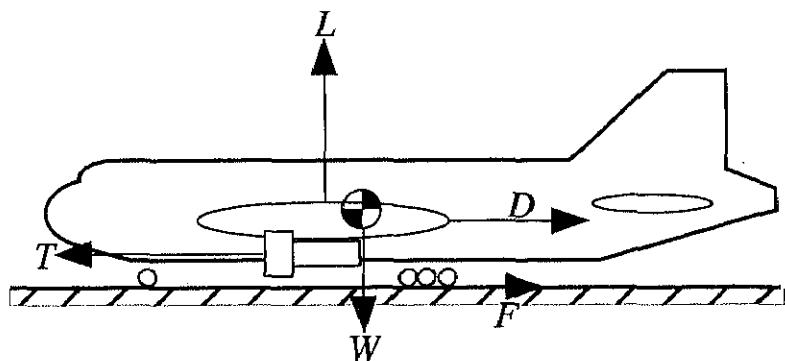


Fig. 2.15: 離陸滑走中に機体に加わる力

力、抗力、重力、滑走路とタイヤの摩擦抗力は力の作用点がそれぞれ異なるので剛体としてモデル化する場合には力のモーメントを考慮しなければならない。しかしながらここでは簡略化のために機体を質点として扱うこととする。また地面効果 (Ground Effect) [86] の影響は重力や揚力

に比べて小さいので無視して考える。機体の縦面内の運動方程式は次のように書ける。

$$ma = T - D - F \quad (2.29)$$

$$= T - D - \mu(W - L) \quad (2.30)$$

ここで T, L, D は対気速度や空気密度 ρ に対して変化するが、 T は離陸中常に一定とし、また L, D も次の代表速度 V_{m1} を使用し滑走中一定のものとする^[87]。空気の圧縮性は Mach 0.3 以下においてはほとんど影響がないため無視する。従って空気密度 ρ は離陸中一定とし

$$V_{m1} = \sqrt{\frac{1}{2} V_{LO}^2} \approx 0.7 V_{LO} \quad (2.31)$$

ここで V_{LO} はリフト・オフ速度である。 V_{LO} は次式のものとする。

$$V_{LO} = 1.1 V_R \quad (2.32)$$

V_R はローテーション速度であり、運行規定から失速速度 V_S より安全に見積もる^[88]。

$$V_R = 1.15 V_S \quad (2.33)$$

なお、 V_S は次式より得られる。

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (2.34)$$

また L, D は次のように計算される。

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.35)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.36)$$

リフト・オフ後

次にリフト・オフ後の運動について考える。リフト・オフ後、機体は一定の経路角を持って上昇するものとし、運動方程式は Fig.2.16 から次式として得られる。

$$ma_x = T \cos \theta - L \sin \theta - D \cos \theta \quad (2.37)$$

$$ma_y = T \sin \theta + L \cos \theta - D \sin \theta - W \quad (2.38)$$

ここでも T, L, D は一定とし、 L, D に関しては次の代表速度 V_{m2} をもって一定とする^[87]。

$$V_{m2} = \frac{V_2 + V_{LO}}{2} \quad (2.39)$$

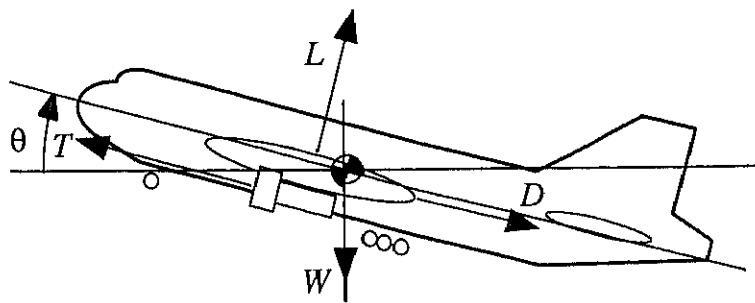


Fig. 2.16: リフト・オフ後の機体に加わる荷重

安全離陸速度： V_2 は次式のように定める [88].

$$V_2 = 1.3V_S \quad (2.40)$$

安全運行基準から機体は滑走路末端において以下の条件を満たすことが要求される.

$$L = 1.15 \left(\frac{1}{2} a_x (t_2 - t_{LO})^2 + V_{LO} (t_2 - t_{LO}) + S_{LO} \right) \quad (2.41)$$

$$h_2 \leq \frac{1}{2} a_y (t_2 - t_{LO})^2 \quad (2.42)$$

h_2 は安全運行基準より 35 ft として定まっている. なお本来は

$$V \geq V_2 \quad (2.43)$$

の条件も加わるが、シミュレータでは適切な操縦を行えば V_2 を満たす離陸が行われる条件のものを V_1 として選出するので、陽にこの条件を要求する必要はない.

2.3.3 V_1 の計算

機体が Balanced Field Length Limit Weight で、滑走路長に安全余裕が全くない場合を想定し、 V_1 を計算する.

RTO の場合

パイロットが V_1 で RTO 操作を開始する状況を考える. もしエンジンが故障した場合は、即座に推力を失うものとする.

エンジン故障発生までの運動 滑走を開始してからエンジン故障が発生するまでの時間を t_f , その時の速度を V_f , 滑走距離を S_f とすると次式の関係がある.

$$V_f = at_f \quad (2.44)$$

$$S_f = \frac{1}{2}at_f^2 \quad (2.45)$$

エンジン故障発生から RTO 操作開始までの運動 エンジン故障発生から RTO 操作開始までの時間を t_d , 滑走を開始してから RTO 操作を開始するまでの時間を t_1 , その時の速度を V_1 , 滑走距離を S_1 とすると, それぞれは次式の関係を持つ.

$$t_1 = t_f + t_d \quad (2.46)$$

$$V_1 = a_c t_d + V_f \quad (2.47)$$

$$S_1 = \frac{1}{2}a_c t_d^2 + V_f t_d + S_f \quad (2.48)$$

a_c は 1 基のエンジンが故障した場合の機体の加速度である.

$$a_c = \frac{T}{2m} - \frac{D}{m} - \frac{\mu}{m}(W - L) \quad (2.49)$$

FAA の規定 [53] より, $t_d = 1$ [sec.] として定められている.

RTO 操作開始から機体が停止するまでの運動 RTO 操作を開始すると, 即座に全制動装置が最大限の性能を發揮すると仮定する. 運動方程式は次のようである.

$$ma' = \frac{C_R T}{2} - D_S - \mu_B (W - L_S) \quad (2.50)$$

各記号は次の意味を持つ.

a' : RTO 時の機体加速度, C_R : 推力逆噴射効率,

D_S : グラウンド・spoiler を立てた後の抗力,

μ_B : 車輪ブレーキをかけたときの動摩擦係数

L_S : グラウンド・spoiler を立てた後の揚力

運動方程式中にはエンジン逆噴射による制動力が考慮されているが, 実運行においてはエンジン逆噴射は V_1 の計算中には含めていない [53] ので, $C_R = 0$ として考える. 逆噴射が行える場合は運行において安全余裕となる. またアンチ・スキッド装置 [39] の使用を想定し, ブレーキ時のタイ

ヤのロックはないものとする。 V_1 の定義より RTO 開始後、機体は滑走路末端において静止する。滑走開始から機体が停止するまでの時間を t_{RTO} とすると、次式の関係が成り立つ。

$$S_2 = \frac{1}{2}a'(t_{RTO} - t_1)^2 + V_1(t_{RTO} - t_1) + S_1 \quad (2.51)$$

$$0 = a'(t_{RTO} - t_1) + V_1 \quad (2.52)$$

離陸継続の場合

エンジン故障の発生に対してパイロットが離陸を継続した場合の運動を考える。

エンジン故障発生からリフト・オフするまでの運動 リフト・オフ前までの運動方程式は次のようになる。

$$ma_c = \frac{T}{2} - D - \mu(W - L) \quad (2.53)$$

機速が V_R に達すると機首上げ（ローテーション）を行い、 V_{LO} になると機体は浮揚（リフト・オフ）する。滑走開始からリフト・オフするまでの時間を t_{LO} 、滑走路距離を S_{LO} とすると次の関係が成り立つ。

$$V_{LO} = a_c(t_{LO} - t_f) + V_f \quad (2.54)$$

$$S_{LO} = \frac{1}{2}a_c(t_{LO} - t_f)^2 + V_f(t_{LO} - t_f) + S_f \quad (2.55)$$

リフト・オフしてから滑走路末端に達するまでの運動 リフト・オフ後は機体は浮揚し、運動方程式は加速度を \hat{a} とすると次のようになる。

$$m\hat{a}_x = \frac{T}{2} \cos \theta - L \sin \theta - D \cos \theta \quad (2.56)$$

$$m\hat{a}_y = \frac{T}{2} \sin \theta + L \cos \theta - D \sin \theta - W \quad (2.57)$$

推力が半減する以外は正常な離陸をする場合と同じである。機体は浮揚後、滑走路末端で次の安全運行基準を満たさなければならない。

$$S_2 = \frac{1}{2}\hat{a}_x(t_{CTO} - t_{LO})^2 + V_{LO}(t_{CTO} - t_{LO}) + S_{LO} \quad (2.58)$$

$$h_2 \leq \frac{1}{2}\hat{a}_y(t_{CTO} - t_{LO})^2 \quad (2.59)$$

ただし t_{CTO} は機体が滑走開始から滑走路末端に達するまでの時間である。

V_1 の決定

V_1 を求めるためには式 (2.51), (2.52), (2.58), (2.59) を連立して解けばよい。実運行においては滑走路は固定長であるので、滑走路の長さに対し安全要件を満たすような V_1 になるべく機体重量を調整することが行われる。

例題

実際に値を代入して V_1 を計算してみる。機体諸元は次のものを用いる。

$$S = 122.4 \text{ [m}^2\text{]}, \quad m = 6.0 \times 10^4 \text{ [kg]}, \quad T = (1.25 \times 10^5) \times 2 \text{ [N]}, \quad C_R = 0 \text{ [-]}, \\ \mu = 0.02 \text{ [-]}, \quad \mu_B = 0.5 \text{ [-]}, \quad A = 9.4 \text{ [-]}, \quad e = 1 \text{ [-]}$$

・RTO 操作開始前の空力特性

$$C_L = 1.5 \text{ [-]}, \quad C_D = C_{Dpmmin} + \frac{C_L^2}{\pi e A} \text{ [-]}, \quad C_{Dpmmin} = 0.015 \text{ [-]}$$

・RTO 操作開始後の空力特性

$$C_{LS} = 0.9 \text{ [-]}, \quad C_{DS} = C_{DSpmin} + \frac{C_{LS}^2}{\pi e A} \text{ [-]}, \quad C_{DSpmin} = 0.03 \text{ [-]}$$

その他の変数は次のように設定する。

$$\rho = 1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]}, \quad g = 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]}$$

Balanced Field Length Limit Weight が $6.0 \times 10^4 \text{ [kg]}$ とした場合の離陸に必要な滑走路長、 V_1 の計算を行った。RTO / 離陸継続に要する滑走路長を Fig.2.17 の表に示す。横軸はエンジン故障発生速度であり、破線は離陸継続の場合にリフト・オフし安全離陸条件である高度 35 ft を達成するまでに必要な滑走路長を示す。図の交点が本離陸重量が Balanced Field Length Limit Weight であった場合の Balanced V_1 で、 $V_1 = 76.0 \text{ [m/s]} (= 147.7 \text{ [kt]})$ であった。この時の滑走路長は $S_2 = 1810.3 \text{ [m]}$ である。

もし V_R 以上の V_1 が計算から導かれた場合は $V_1 = V_R$ になる。これはローテーション速度で既に機体が浮揚できる速度に達しているため、計算の結果 V_R 以上の速度が V_1 として得られても、もはや意味をなさないからである。小型軽飛行機を、大型旅客機で使用するような長大な滑走路から離陸させる場合がその例となる。大型旅客機では滑走路長に余裕が余り無いので通常 $V_1 < V_R$ である。

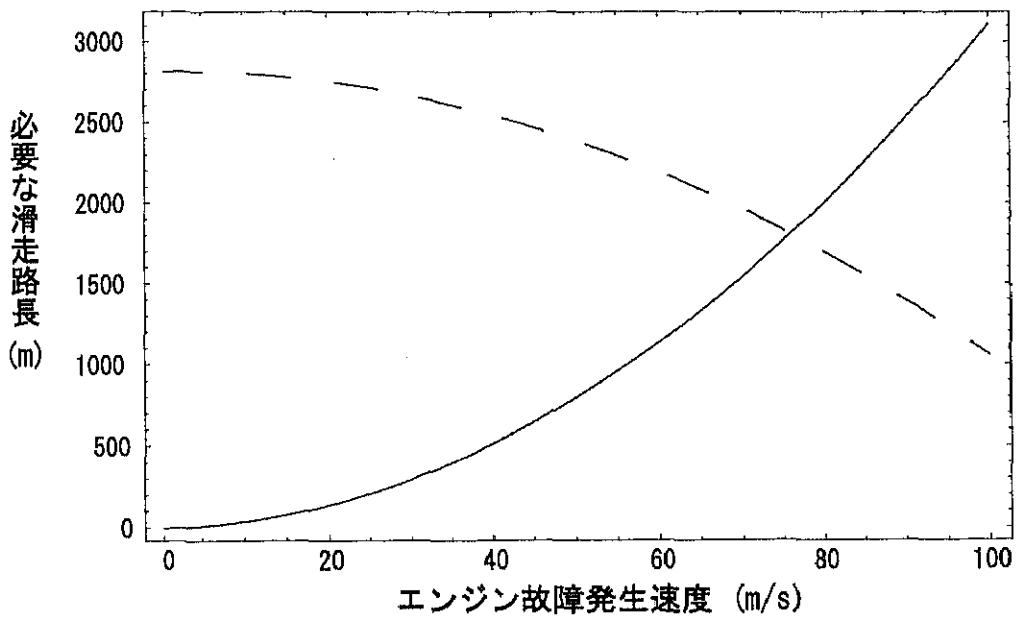


Fig. 2.17: RTO / 異常離陸継続曲線

2.4 実験装置

2.4.1 システム構成

実験に用いるシミュレータはグラフィック・ワークステーション O₂ (Silicon Graphics, Inc.) 上で、インターフェース開発環境 VAPS (Virtual Prototype Inc.) をもとに開発した。シミュレータの概観を Fig.2.18 に示す。また被験者の入力装置として FlyBox (BG Systems, Inc.) を使用した。この入力装置には Yawing の補正やローテーション操作のためのコントロール・スティックと試行開始を合図するためのトリガー、エンジン出力を変えるためのレバーが装備されている (Fig.2.19)。FlyBox と O₂ の接続は RS232C ケーブルを介して行う。実験の様子は Fig.2.20 のようになる。シミュレータのモデルとして Boeing 777 型機クラスの双発グラス・コクピット機を想定し、機体重量は Balanced Field Length Limit Weight とする。機体の運動は前節で記述したモデルに準ずる。シミュレータの画面 (コントロール・パネル) は大きく分けて 3 つの部分より構成されている (Fig.2.21)。上部にある視界画面では、滑走路のセンター・ラインが白い破線で描かれており、横風やエンジン故障によって発生する機体の Yawing が視認できるようになっている。左下部には PFD (Primary Flight Display) 様の画面が配置されている。右下部には EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System) を模した画面が配置され、エンジン・パラメータ、警報などが表示されるようになっている。扇状の四つの計器がエンジン計器である。上段のものが左右エンジンそ

それぞれの低圧コンプレッサーの回転数 N_1 を表し、下段は左右エンジンの排気温度 EGT(Exhaust Gas Temperature) を表す。もしエンジン故障が発生すると、そのエンジンの N_1 ならびに EGT 計器値が低下し、Boeing 777, 747-400 などの実機と同様「ENG FAIL」の Caution メッセージが EICAS 画面に提示される。また機体の推力不均衡のため激しい Yawing が発生し、機体が滑走路センター・ラインからずれていく。この Yawing は横風によるものとの区別が付くように変位量は横風の 3 倍になっている。変位の設定は、全日本空輸株式会社の協力により、運行乗務員訓練用の 3 軸ライト・シミュレータの観察に基づいて行った。機体の速度が 80 [kt], V_1 , V_R において、それぞれコンピュータが速度をコール・アウトする。これは実運行における PNF (Pilot Not Flying) の手順に準ずるものである。



Fig. 2.18: RTO シミュレータのシステム概観

2.4.2 被験者のタスク

被験者のタスクは旅客機の離陸を行い、異常発生時には適切な判断・操作を行うことである。

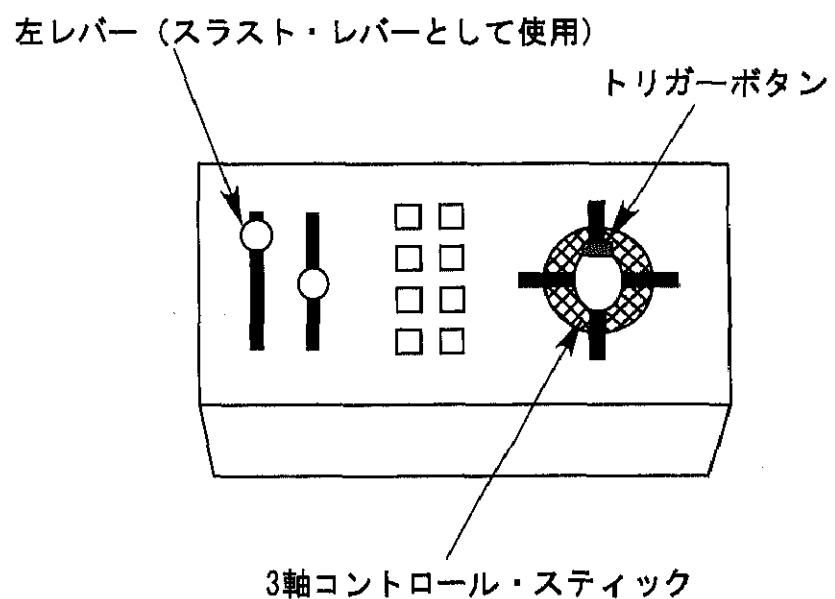


Fig. 2.19: 被験者入力装置 FlyBox 説明図



Fig. 2.20: 実験の様子

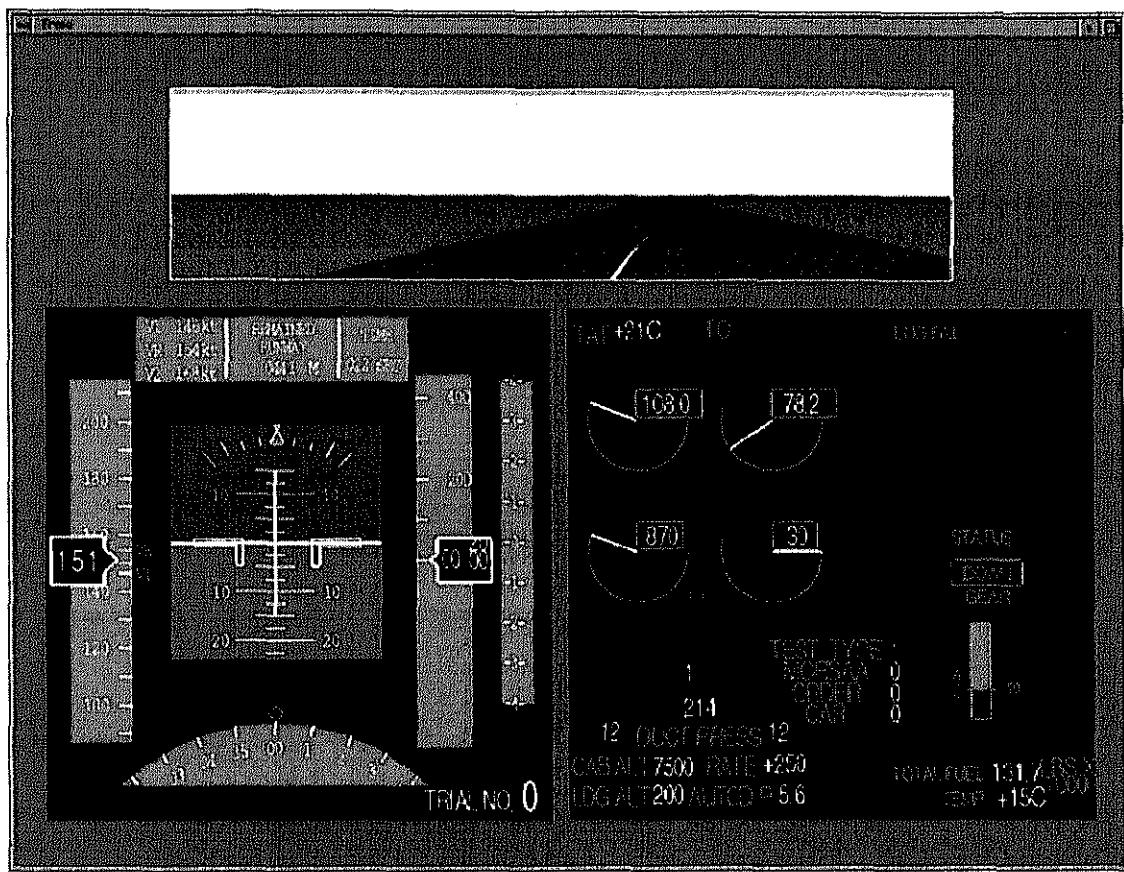


Fig. 2.21: コントロール・パネル

正常運航時

正常運航時の離陸の手順は次のようにして行う。

1. コントロール・スティックのトリガー・ボタンを引き試行開始する
2. エンジン 2 基の推力が離陸推力に達したら、自動的にパーキング・ブレーキが解除され機体は滑走を始める
3. 機体がセンター・ラインに対し真っ直ぐになるよう制御しながら加速する
4. 機速が V_R に達したらコントロール・スティックを引きローテーションする
5. 機体が滑走路末端に達したところでその試行が終了する

離陸滑走中は横風による Yawing が発生するので、被験者はコントロール・スティックを用いて補正操作を行わなければならない。

エンジン故障発生時

エンジンが故障した場合には RTO / 離陸継続の判断・操作を行う。

- V_1 以下の速度でエンジン故障が発生した場合

離陸中断すべく入力装置の左レバーを手前に引き、推力をアイドルにする。するとオート・ブレーキが作動し機体は減速する。推力が不均衡なため激しい Yawing が発生するので機体を滑走路から外れないように制御する。ただし RTO 操作開始が V_1 以前には間に合わず、オーバーランをすると判断された場合には、離陸を継続する。

- V_1 以降の速度でエンジン故障が発生した場合

Yawing を押さえながらそのまま滑走を続け、 V_R に達したらローテーションを行う。

各試行が終了すると被験者の取った行動に対する試行の正否が表示される。

2.4.3 試行の正否

結果は実運行で発生するような状況を想定し、5種類に分類した。

1. 安全な離陸

運行基準を満たす離陸（滑走路末端において高度 35 ft 以上を達成）が安全に行われた場合を安全な離陸とする。エンジン正常時や Phase 3 以降でエンジン故障が発生した場合、適切にローテーション操作を行うと「安全な離陸」になる。

2. 安全限界の離陸

運行基準によって要求されている滑走路端での高度 35 ft が達成できなかったが、ともかく離陸できた場合を安全限界の離陸とする。しかしながら前方に障害物がある可能性を考えると安全運行上は好ましい状況ではない。

3. RTO 成功

エンジン故障発生に対して正しく RTO 操作ができ、機体を滑走路内で停止させることができた場合は RTO 成功となる。

4. 間違った RTO

エンジン故障が発生していなかったにもかかわらず RTO してしまった場合、間違った RTO となる。もし離陸続行に支障がないのに機体を誤停止するとパイロットは所属会社に損害をもたらし、パイロットの判断・技量の信用が失われる。

5. オーバーラン

V_1 を過ぎて RTO を行うなど不適切な RTO 操作を行ったり、滑走路内でリフト・オフできなかつた場合には機体は滑走路をオーバーランする。

2.5 実験の方法

2.5.1 実験計画

実験は以下の 3 要因で計画する。

1. エンジン故障の発生時刻 (Phase)

Phase 2, 3 におけるエンジン故障の発生に対する人間の応答と、人間と自動化システムの協調関係の評価を行う。予備実験 [89] の結果から V_1 到達時刻を T_{V1} としたとき、 $T_{V1} - 1.68$ 秒から $T_{V1} - 0.84$ 秒の間を Phase 2, $T_{V1} - 0.84$ 秒から T_{V1} の間を Phase 3 として定義した (Fig.2.22)。

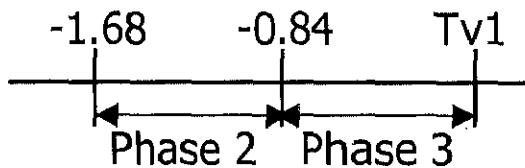


Fig. 2.22: Phase 2, 3 の領域

2. 制御モード (Control Mode)

操縦権限の所在の在り方として、手動 (Manual: M) モードと SAA モードの 2 種類を設定する。M モードでは離陸操作の全ての権限が人間にあり、人間自身が判断操作の全責任を負う。SAA モードでは SAA をシミュレータに実装した上で、人間と自動化システムが協調して離陸操作を行う。実験では被験者は両方の制御モードでの離陸任務を遂行する。

3. モード体験順序 (Order of Presentation)

制御モードの体験順番は実運行では意味のないものであるが、学習の転移 (Transfer of Training) [90] の不均一な効果を均質化するために、被験者の内、半分の人数は先に M モードで実験を行い、次に SAA モードの実験を行う ($M \rightarrow SAA$)。残り半分の人数は先に SAA モードで実験を行い、次に M モードで実験を行う ($SAA \rightarrow M$)。

モード体験順序は被験者間（Between Subject）要因、Phase と制御モードは被験者内（Within Subject）要因として実験を行った。

2.5.2 被験者

実験には工学系の学部生および大学院生 12 名が被験者として参加した。全ての被験者は本実験に関する予備的な経験を持たない。各被験者には報酬として 1,500 円を実験終了後に支払った。また実験において 1. RTO を成功させる、2. 安全離陸を行う、3. Yawing を巧みに制御する、これらの点について高い成績を挙げた者には、成績に応じて 200 円、500 円のボーナスを支払うことで、被験者の実験に対する動機付けを高めることを試みた。

2.5.3 手順

実験は一人の被験者につき約 2 時間にわたって行われた。実験の実施手順を以下に示す。

1. 教示

実験の目的、シミュレータの使用方法、コントロール・パネルの見方、離陸タスク、謝金について書面で説明する。

2. トレーニング

安全離陸の遂行や的確な RTO を行う技術、Yawing の制御法などを習得するため各被験者に最低 10 回の試行を体験させる。被験者が連續して 9 回以上間違いない事態に対処できるようになるまで M モード環境下でトレーニングを行った。SAA モードの実験前には SAA の機能について書面で説明し、SAA モード環境下で正常運行、エンジン故障時の対応を理解・習得させるために計 5 回のトレーニングを行った。

3. データ収集

被験者に割り当てたモード体験順序に応じて、いずれかのモードで 30 回の試行を実施した。エンジン故障発生はランダムに行われる。実験目的から Phase 2、3 での人間と自動化システムの協調を評価したいのでエンジン故障は Phase 2、3 付近で発生しやすくしている。ただし被験者のエンジン故障の予測を困難にするため、エンジン故障発生速度は Phase1 や Phase4 も含めてランダムに生成される。

4. インタビュー

実験終了後に、被験者の異常診断や自動化システムへの心象を分析するためにインタビュー

を行う。なおインタビューは被験者の実験中の情報処理を外在化するために用いるのであり、内省を求めるためのものではない。

2.5.4 評価指標

実験では次のような評価指標に対してデータを収集した。

1. エンジン故障発生時刻
2. 発生したエンジン故障に対する対処
3. RTO 操作を開始するまでに要する時間
4. 機軸とセンター・ラインとの 2 乗平均誤差 (Root Mean Square Error: RMSE)
5. 試行の正否
6. 被験者自身の判断・操作に対する自信 (Self-Confidence: SC)
被験者はどの程度の自信を持って RTO あるいは離陸継続の判断・操作を行えるか
7. SAA に対する信頼感 (Trust: T)
SAA による離陸操作への被験者の信頼感はどの程度か
8. SAA に対する依存感 (Reliance: R)
エンジン故障発生の際に、被験者はどの程度 SAA に離陸継続操作を任せられるか

4, 5 は各試行終了後に画面に表示し被験者に報告する。画面の提示例を Fig.2.23 に示す。

6, 7, 8 は被験者の主観的な尺度 (Subjective Rating Scale: SRS) で、0 から 10 までの 11 段階での評価をさせた (Fig.2.24)。なお、6 の SC に関しては RTO 手順の手技的技能及び自身の判断力に関する質問である。これは離陸を中断する判断を下した場合、RTO の操作そのものは単にスラスト・レバーを倒すだけであり困難は無いこと、及び離陸中断の意思決定とほぼ同時に操作を実行するため両者を分離して考えることに意味がないと思われるからである。7, 8 の Trust と Reliance に関して、SAA による介入があった場合に被験者に主観的尺度評価させることでデータを収集した。

2.6 実験結果と考察

2.6.1 実験設定の適切性

本実験で定義された Phase 2, 3 の時間領域設定の妥当性を検証する。

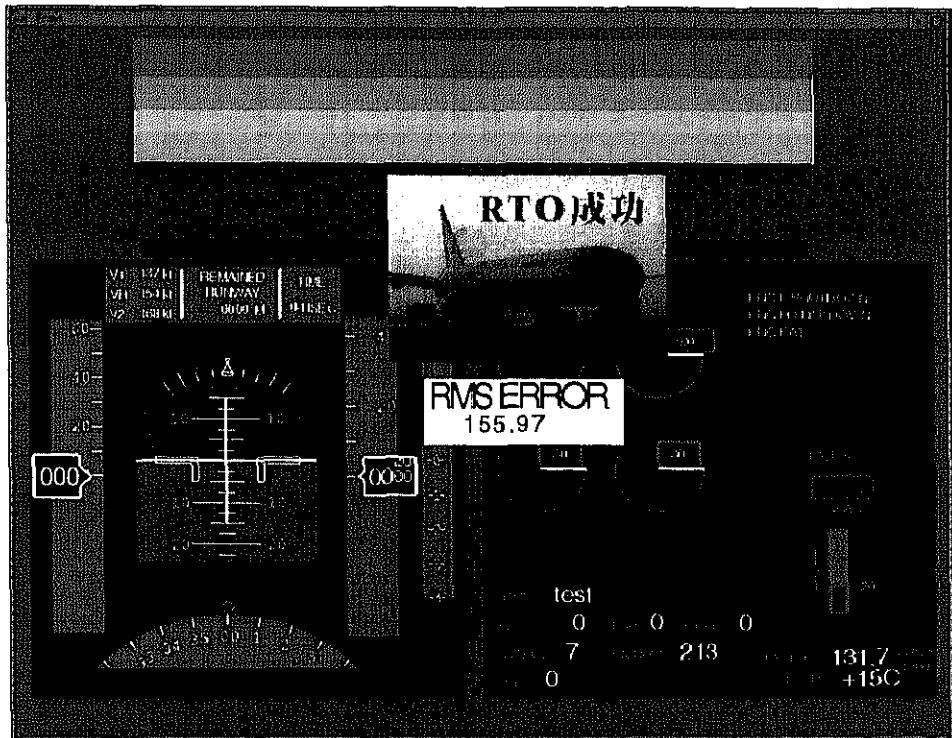


Fig. 2.23: 試行正否の告知例

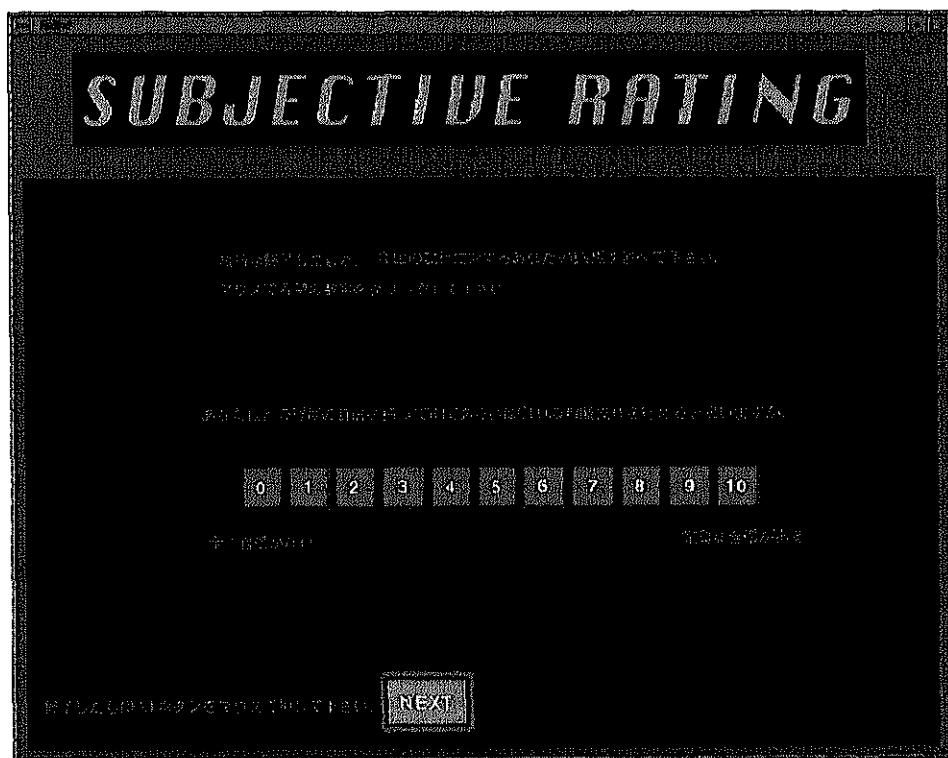


Fig. 2.24: SCに関する主観的尺度評価画面

Phase 3 のエンジン故障では被験者は RTO を行うことが困難であり、もし SAA モード下であれば、被験者が RTO を試みようと離陸継続を決断しようと SAA による介入が行われるはずである。逆に Phase 2 のエンジン故障に対しては被験者は RTO を成功させることができ可能である。もし RTO に成功すれば SAA による介入は行われない。従って各 Phase における SAA の介入率を調べることで、本実験で設定した Phase 2, 3 の妥当性が検証できる。Fig.2.25 に Phase による SAA の介入率の違いを示す。Phase 3 のエンジン故障ではほとんどの試行において SAA による介入が

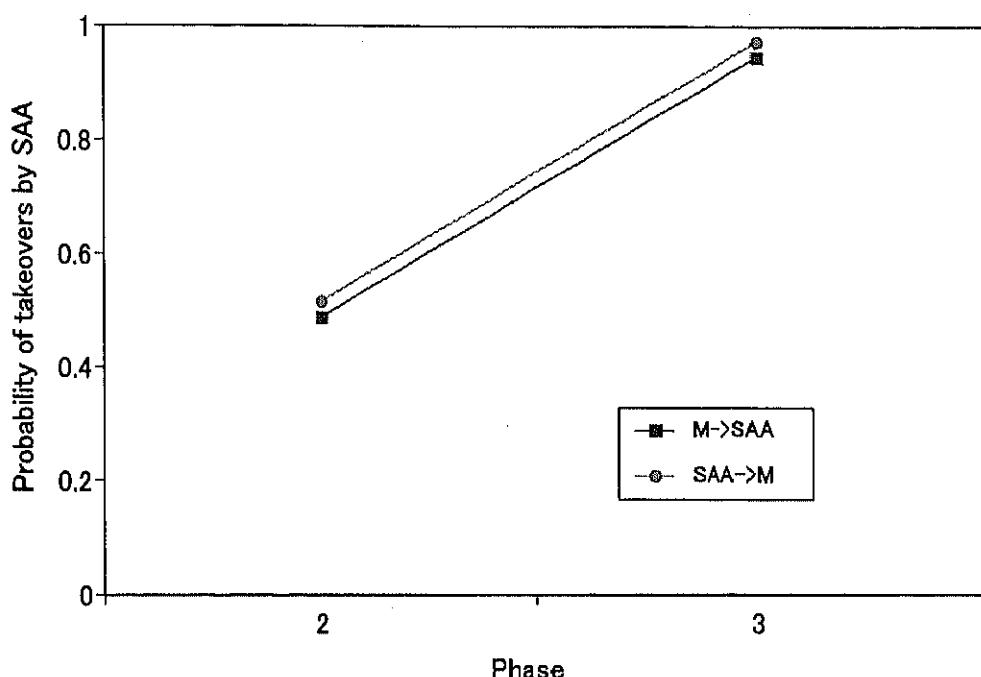


Fig. 2.25: SAA モード実験における SAA 介入率

行われていることが分かる。従って被験者は本実験で設定された Phase 3 におけるエンジン故障に対して、RTO を行うこととは困難であると考えられる。一方の Phase 2 のエンジン故障に対しては約半数の試行でしか SAA による介入が行われていない。このことから残りの半分のエンジン故障に対して被験者は RTO を試みたことになる。以上の結果より本実験において設定した Phase の定義は妥当なものであると思われる。

2.6.2 自動化システムの支援効果

各 Phase における、エンジン故障に対して安全離陸を達成できた割合を安全離陸達成率

$$\text{安全離陸達成率} = \frac{\text{安全離陸になった試行数}}{\text{各水準における総試行数}}$$

として被験者毎に集計し、安全離陸に対する要因効果を調べた。分散分析の結果、Phase と制御モードの間に高い有意性を持った交互作用が検出された ($F(1, 10) = 4.17, p < 0.069$) (Fig. 2.26)。Phase 2におけるエンジン故障に対して被験者は RTO を行うことから、安全離陸への関与はない。

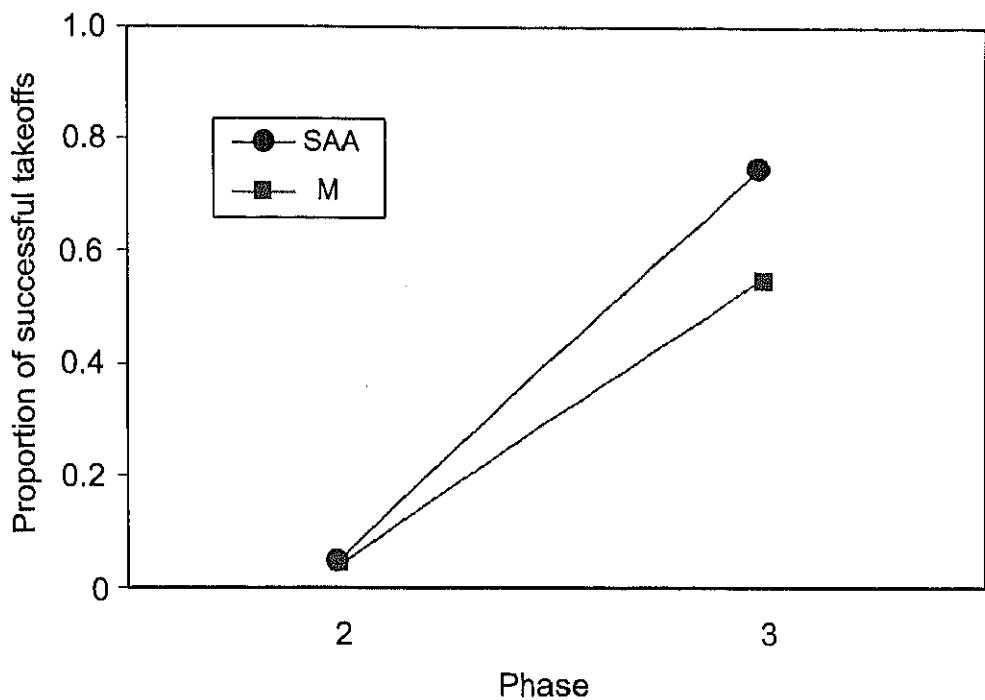


Fig. 2.26: 安全離陸達成率 (Phase と制御モードの交互作用)

従ってここでは Phase 3 に着目する。SAA モード下の試行の方がマニュアル・モード下での試行よりも安全離陸を高い割合で達成している。このことから SAA は Phase 3 における離陸継続の支援効果があることが確認された。すなわち SAA モードの場合、仮に人間が Phase 3 で RTO を行っても SAA が自動化システム側に権限委譲を行って自動化システムが離陸継続操作を行うために安全離陸を達成できる。なお、Phase 3 のエンジン故障において離陸継続を行った場合、 V_1 の定義より必ず安全離陸となる。

また安全基準を満たせずに離陸を行った安全限界の離陸に対する要因効果を調べるために、安全限界離陸率を

$$\text{安全限界離陸率} = \frac{\text{安全限界の離陸になった試行数}}{\text{各水準における総試行数}}$$

として被験者毎に集計したところ、Phase の違いにより安全限界離陸率に違いが認められた ($F(1, 10) = 25.18, p < 0.001$)。これは Phase 2 のエンジン故障に対して、離陸継続を行った場合は Phase 3 に極めて近い領域でのエンジン故障の場合を除いて安全限界の離陸となることによる。制御モード

による安全限界離陸率への寄与は認められなかった。すなわち制御モードをマニュアル、SAA どちらで試行を行っても被験者の安全限界離陸率には違いがなかった。このことは本来 RTO しなければならない Phase 2 におけるエンジン故障に対して、離陸継続を行う自動化システムを導入しても、過剰な GO-Mind にならないことを示すものである。

各 Phase のエンジン故障に対して、RTO を成功することができた割合を RTO 成功率

$$\text{RTO 成功率} = \frac{\text{RTO を成功した試行数}}{\text{各水準における総試行数}}$$

として被験者毎に集計し RTO 成功に対する要因効果を調べた。分散分析の結果、Phase 3 よりも Phase 2 の方が RTO 成功率は高い ($F(1, 10) = 49.96, p < 0.001$) (Fig.2.27) ことが確かめられた。前項の結果を併せて考えると、Phase 3においては被験者は RTO をすることが困難であるため、

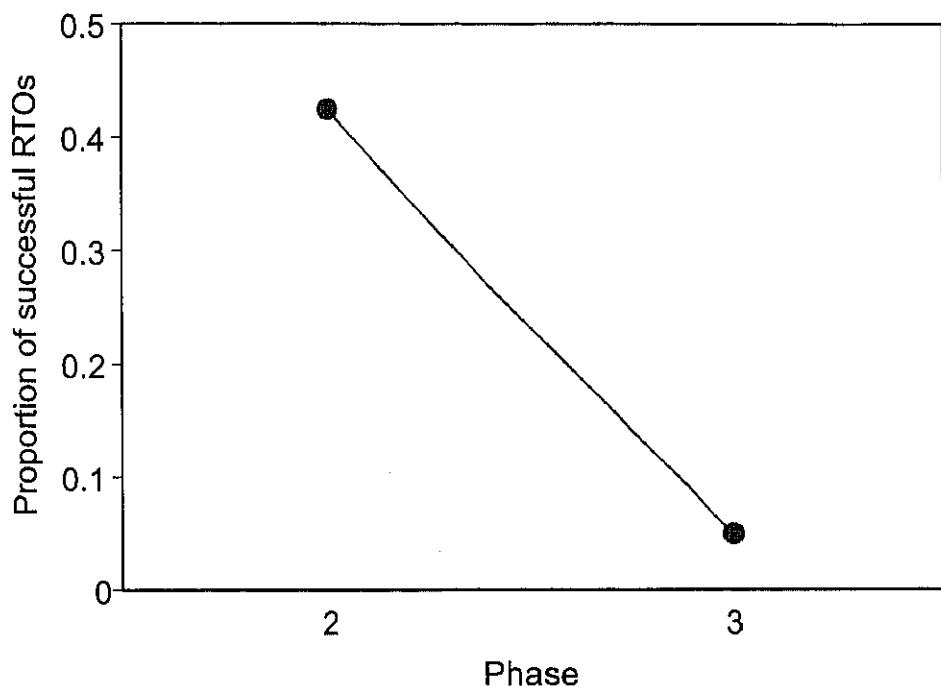


Fig. 2.27: RTO 成功率 (Phase に関して)

離陸継続の意思決定を行うと考えられる。その結果 Phase 3 におけるエンジン故障に対して RTO を試みることが少なかったため、この Phase における要因主効果が得られたものと思われる。

各モードでオーバーランになった試行数を調べたところ、SAA モードにおいては全試行中 3 件のオーバーランであったのに対し、M モードではオーバーランは 144 試行中、74 件であった。

以上の結果から SAA を導入することにより、特に Phase 3 における不適切な RTO のために発生するオーバーランを防止し、安全離陸となる効果が得られることが分かった。

2.6.3 状況適応自動化による人間の Self-Confidence への影響

前項までの結果から SAA の離陸安全への寄与が確かめられた。しかしながら SAA の介入による人間の心理的な効果については語られていない。そこで本項では自信 (Self-Confidence: SC) への SAA の寄与を調べる。分散分析の結果、制御モードとフェーズの間に交互作用が見られた (Fig.2.28)。Sheffe 検定から Phase 2 におけるモード間に有意な差が検出された。これは M モー

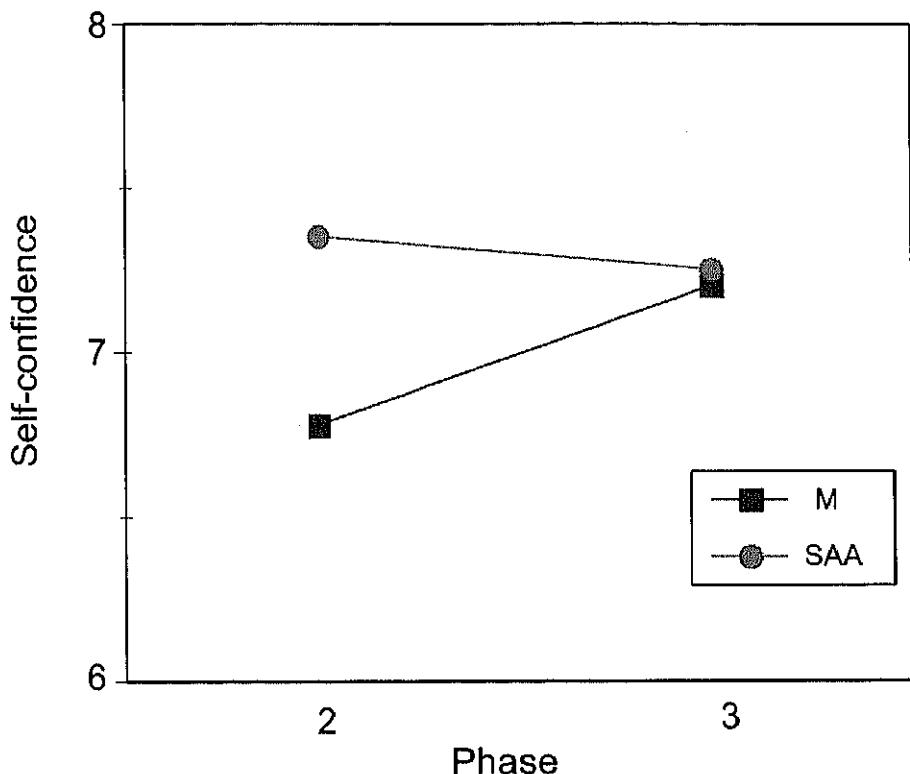


Fig. 2.28: Self-Confidence (Phase と制御モードの交互作用)

ド下 Phase 2 でエンジン故障が発生すると、被験者は自信を持った判断ができないことを意味する。すなわち Phase 2においては本来 RTO を試みるべきであるものの、もし操作が遅れるとオーバーラン事故となってしまい甚大な被害が発生する。従って決断に躊躇が生じる可能性を示唆する。もし躊躇した後、RTO を行っても Phase 2 では RTO は間に合わない。また離陸継続を行った場合でも機体の推力が不十分なため滑走路末端における安全高度を達成できない。

RTO の様な困難な判断を要求される状況において、自分の行う判断に対する安全保障が有る場合、自信を持った決断が行える。このような効果が SAA を導入することによって得られるものと思われる。

2.6.4 人間と自動化システムの意図相違発生の影響

SAA モードにおいて V_1 を過ぎてから人間が RTO した場合、SAA が人間から自動化システム側に操縦の権限を移行し、自動化システムが離陸継続を行う。この時、人間と自動化システムの間に意図の相違が発生する。人間の RTO 操作と SAA の介入は約 1 秒の間の出来事であるため、被験者は現在の状況認識に混乱をきたす恐れがある。その場合の被験者的心象にもたらす影響を主観的尺度評価を用いて分析する。ここでは被験者が様々な経験をする中での主観的尺度の評価を試みるために、SAA モードの試行全体で SAA と被験者の意図が同じであった場合と、異なっていた場合とを分けて比較した (Fig. 2.29)。分散分析の結果、被験者と SAA の意図の相違が発生

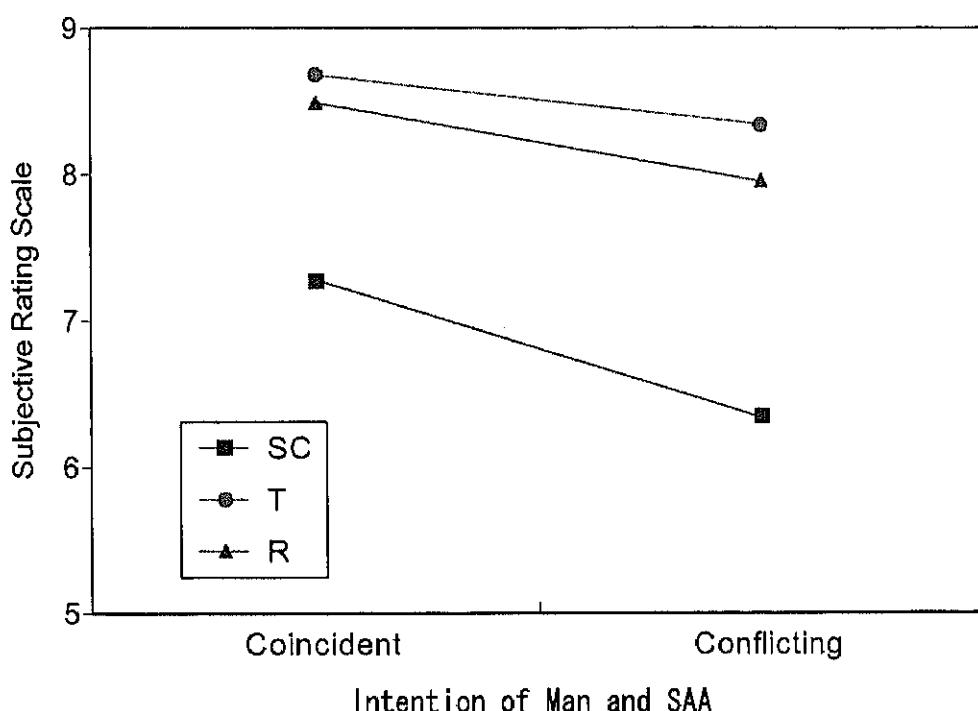


Fig. 2.29: 人間と自動化システムの意図相違の心的影響

すると SC ($F(1, 208) = 11.20, p < 0.0001$) と Reliance ($F(1, 208) = 5.04, p < 0.03$) は低下することが分かった。Trust に関しては有意差は検出されなかった。これらの結果は次のように解釈される。人間が RTO を行おうとしたのに、SAA によって離陸継続がなされると被験者は自分の判断に対する自信を失ってしまう。また SAA による離陸継続は正しい判断であるにもかかわらず、人間と SAA の意図が不一致が発生すると SAA に対する依存感が失われてしまう。実験後のインタビューから「自分が RTO したにもかかわらず、機体が離陸を続けていったときショックがあった。」「RTO できると思って行動を起こしたのにもかかわらず、自動化システムに操縦を取られるのは

不満だった。その後、気持ちの切り替えが必要だった。」といった声が聞かれた。このことから本 SAA が行う急激な自動化システムへの権限移行は人間に Automation Surprise^[25, 26, 27, 28, 91] を引き起こすことがあったものと考えられる。

2.7 むすび

本章の結果は以下のようにまとめられる。SAA を導入することにより人間の誤判断によるオーバーランを防ぎ離陸安全を高める効果があることが確かめられた。また SAA を導入することによる人間の過剰な GO-Mind は認められなかった。SAA の存在により Phase 2 におけるエンジン故障への対応が、自信を持って行える効果があることが分かった。しかしながら SAA の導入には注意が必要である。すなわちたとえ SAA が正しい動作を行っても、人間の意図と一致しない場合 SAA に対する依存感が失われてしまう。人間の判断と SAA の介入は 1 秒くらいのごく短い時間に行われる。従って人間が不適切な RTO の操作をして、SAA による介入が行われても人間はすぐには何が起ったのか理解できなくなる。これが Automation Surprise の引き金になると考えられる。従って SAA を導入する上で Automation Surprise の発生を緩和する方策が議論されなければならない。