

# 卒業論文要旨

## PRA を用いたジェットエンジンの安全性向上に関する研究

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1200162 山崎 皓平

### 1. 緒言

航空機において運行中に如何なる故障が発生しても安全に飛行を継続し、着陸することが求められる。そのため、航空機に起こりうる故障を予め想定し、故障発生時に重要な装置や機体構造が破壊されないか検証する必要がある。さらに、航空機を開発して運行するためには各国の航空局に安全性が確保されているか示す必要がある。

しかし、日本では航空機の開発経験が未熟であるため、安全性検証のノウハウが不足している。

本研究では、安全性検証の一環として行われている PRA(Particular Risk Analysis)の有用性を示し、さらにジェットエンジンに起こりうるリスクを把握し、ジェットエンジンの安全性向上に向けた研究の方向性を見出すことと定め、過去の航空機事故について調査する。

### 2. 研究方法

#### 2.1 PRA について

1980 年代頃から、航空機の構成品にコントローラが搭載されるようになりソフトウェア制御が主流となるにつれ、ソフトウェアの不具合による事故が多発し、それを防ぐ為に RTCA(Radio Technical Commission for Aeronautics)より DO-178 としてソフトウェア開発プロセスのガイドラインが制定された。そのガイドラインを改訂する際、ソフトウェアへ要求仕様を規定しているシステムや航空機レベルに対しても安全性の観点から開発プロセスを規定する必要があるため、SAE(Society of Automotive Engineers)から ARP(Aerospace Recommended Practice)として ARP4754 が制定された。

ARP4754 では開発プロセスの規定と同時に、ARP4761 で規定されている安全性解析プロセスも並行して進めなければならないことが規定されている。<sup>(1)</sup>

ARP4761 では解析手法が詳述されており、<sup>(2)</sup>航空機のシステムレベルでの潜在的な機能故障及びその故障が航空機へ及ぼす影響度を確認する為に、FHA(Functional Hazard Assessment)が行われる。<sup>(3)</sup>FHA では割り当てられた機能の全ての異常/停止状態を想定し、発生しうる Hazard 事象を網羅的に洗い出し、<sup>(4)</sup>抽出された故障事象(Failure Condition)に対し、飛行安全に及ぼす影響を分析し Severity と呼ばれる、「Catastrophic」、「Hazardous / Severe Major」、「Major」、「Minor」及び「No Safety Effect」までの 5 段階の影響度を設定している。

また「Common Cause Analysis(共通原因解析)」の 1 つとして PRA と呼ばれる解析を行う必要がある。

PRA とは機体のシステム、機器間に跨って影響を及ぼす Particular Risk の影響により「Catastrophic」または「Hazardous / Severe Major」につながる同時発生して

はならない異常現象組み合わせが発生しない、つまり冗長性が保たれている設計であることを機体開発者(機体メーカー)が評価することである。

#### 2.2 調査対象について

PRA 活動の有用性を示すために過去の航空機事事故例を調査することが有効である。ジェットエンジンが関係する事故が発生するおそれがあると認められる事象として航空法第 166 条の 4 第 6 号発動機の破損(Engine failure)、第 7 号発動機の継続的な出力の損失(Loss of thrust)及び第 10 号発動機内における火災(Engine fire)の計 3 項目がある。これを参考に 1970 年から 2019 年までに世界各国で発生したジェットエンジンの故障が主な要因の事故計 63 件を分類し図 1 にまとめ、主な要因を見つけ出した。

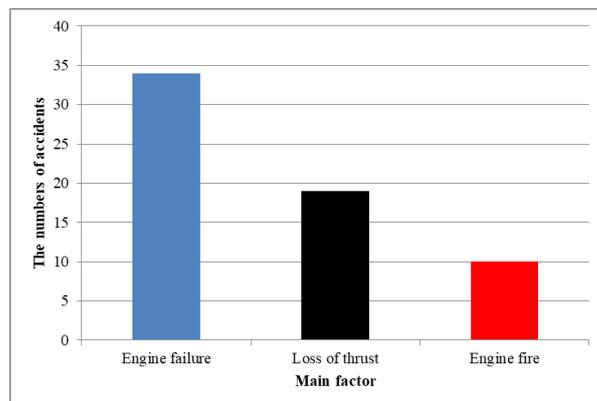


Fig.1 Correlation between the numbers of accidents and main factor

図 1 のように事故の主な要因と PRA の範囲と照らし合わせ、Engine failure によって引き起こされる UERF(Uncontained Engine Rotor Failure) 及び SEI(Sustained Engine Imbalance)、また Loss of thrust の要因の 1 つであるバードストライクが挙げられるため、以上 3 つの Particular Risk について調査を行った。

#### 2.3 調査項目について

各々の Particular Risk の調査項目として概要、事故発生日月、便名、事故要因及び影響範囲について整理した。

#### 2.4 情報収集先について

本調査では各事故の調査を担当した航空局が公開している事故調査報告書を参考にすることが有効であり、これを検索するためインターネットサイトである Lessons Learned From Civil Aviation Accidents Home(Federal Aviation Administration)及び Aviation Safety Network

(FLIGHT SAFETY FOUNDATION)を参考にした。

## 2.5 体制について

本研究は三菱航空機株式会社との共同研究の一環として行っており、三菱航空機株式会社の航空機開発の経験を参考に、筆者が作成した文書に誤りがないか校閲して頂いた。

## 3. 調査結果

### 3.1 UERF

#### 3.1.1 概要

UERF とはエンジン内部にあるローターが損傷した際に破片がエンジン外部に飛散する Particular Risk である。飛散した破片は機体を貫通する程に十分なエネルギーを有しており、火災、推力の損失、機体の制御機能の損失及び機体構造に損傷を引き起こす恐れがある。これにより UERF は冗長系を有するシステムに同時に損傷を与える Common Cause となる可能性があり、Particular Risk の代表例として考えられている。

#### 3.1.2 事故要因

UERF に関連する事故として2010年11月4日に発生したカンタス航空 32 便の事故を調査した。本事故では Internal oil feed stub pipe の製造ミスによる疲労破壊を起こし、それに伴いオイル火災の発生した。また中圧タービンディスクの故障を防ぐための過回転防止機能が設計通り機能せず、ディスクが破損した。

#### 3.1.3 影響範囲

タービンの飛散によって受けた損傷を図 2 及び図 3 に示す。タービンディスクの破片が左翼に貫通したため燃料タンク、油圧システム、配線系統が損傷した。それにより燃料タンク内で短時間、低強度のフラッシュ火災の発生と燃料漏洩、第 1 エンジンのスラストリバーサーとスラットの機能喪失、エルロンとスポイラーの機能低下など飛行制御を行うシステムが多数損傷した。

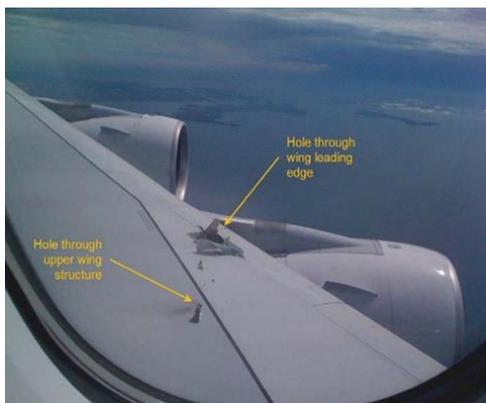


Fig.2 Damage on a wing



Fig.3 Damage on wiring systems

#### 3.1.4 考察

本事故ではシステムが多数損傷した中、安全に着陸することができた。これは PRA によって飛行と着陸に必要な機能が喪失しないように設計できていることが予め確認されていたからだと考えられる。

また、UERF はエンジン内部に高速回転体があるため発生する。そのため圧縮機、タービンの段数を少なくするなど回転体が少ないエンジンを開発する必要があると考えられる。

しかし、圧縮機の回転体を少なくするには、1段当たりの圧力比を高める必要があるため、より高度な翼列設計が要求される。

### 3.2 SEI

#### 3.2.1 概要

SEI とは、ファンブレードの故障により、機体全体に振動が発生しエンジン、ナセル、パイロン、ギアボックス、アビオニクス、コックピット及び機体の主要な構造が損傷する可能性がある Particular Risk である。

さらに航空機全体に振動は伝搬し、特にコックピットでは飛行中重要な決定を下し、必要なタスクを実行するフライトクルーの能力をディスプレイや機器が振動することによって損なう可能性がある。

PRA として扱う理由は、SEI による振動が機体全体に及ぶことにより冗長系を有するシステムを同時に喪失する可能性があり、十分な設計上の予防策を講じる必要があるためである。

#### 3.2.2 事故要因

SEI に関連する事故として2018年2月7日に発生したシンガポール航空 449 便の事故を調査した。本事故では金属疲労破壊によりファンブレードが損傷しエンジンに空力的負荷がかかることで風車状態となり、さらにエンジン内部のシャフトの変形により機体全体に大きな振動が持続した。

#### 3.2.3 影響範囲

他の PRA では、軌跡または物理的に影響を受けた範囲において Particular Risk の影響を調べるが SEI においては振動が航空機全体に伝わるため、振動による影響を受けるシステムや装置がインストールされている箇所が影響範囲になる。

本事故ではエンジンにある燃料パイプが破損した。

#### 3.2.4 考察

振動が持続している状況下であっても、パイロットは

適切な対処を行い、機体構造及び機器に大きな損傷もなく着陸に成功した。これはPRAによって、SEI発生時のパイロット、機体構造及び機器等への影響が解析されており、安全に飛行を継続し、着陸することが可能であることを予め確認できているからだと考えられる。

また、SEIではファンブレード損傷時にエンジンがアンバランスになり発生する。そのため、アンバランスにより発生する振動が発散しないような設計が必要である。

### 3.3 バードストライク

#### 3.3.1 概要

バードストライクは風防、胴体、翼、エンジン等に鳥の衝突により構造的な損傷／貫通を引き起こす Particular Risk である。

またバードストライクは胴体、翼及びエンジンへの損傷がEWIS(electrical wiring interconnection system)や油圧等の複数のシステム損失につながり、冗長系を有するシステムに同時に損傷を与える Common Cause とする可能性があるため、PRAで取り扱われる。

#### 3.3.2 事故要因

バードストライクに関する事故として2011年11月10日に発生したデルタ航空1619便を調査した。本事故では鳥の衝突によりECAM(electronic centralized aircraft monitor)に機内が減圧しているという表示があった。また右側座席の対気速度の表示が不安定になった。着陸後の検査では図4から理解できる通り前方圧力隔壁の損傷が見られた。

また、事故要因としてバードストライクは飛行機の離陸直後や着陸の直前など鳥が存在する低高度で自然的に発生する。



Fig.4 Damage on forward pressure bulkhead

#### 3.3.3 影響範囲

バードストライクの影響範囲は航空機が飛行中後退しないことから航空機を真正面から見たときに見える箇所である。つまり胴体前部、エンジン、尾翼の前縁、スラット及び脚である。

#### 3.3.4 考察

3.3.2節より鳥衝突により前方圧力隔壁等に損傷があっても制御システムや電気系統に大きな損傷なく着陸に成功したことについて考察する。これはPRAによって、鳥衝突の可能性のある場所を想定し、万が一衝突があっても飛行及び着陸に必要なシステムが損傷しないよう

に対策が取られていたためだと考えられる。

また、バードストライクは鳥が存在する限り発生する。そのため鳥が衝突しても良いように、影響範囲にある機器等を衝撃から保護する、または影響範囲外に分離することが有効であると考えられる。

さらに、エンジンに関しては避けられない現象であり、そのためにもUERFについて十分に対策し、さらに後方の圧縮機への影響を最小限に抑える設計が重要である。

## 4. 結言

調査結果は航空機に故障が発生しても安全に飛行を継続し、着陸することができようPRAによって必要な機能が維持されていることが確認できていることを示しており、各考察からPRAの有用性が示された。また3つのParticular Riskで共通している対策として配線システム(油圧、電気)や制御システム等の機能が失われないよう、最小限の被害で済むように設計されており、これらのシステムは飛行を維持するための重要な装置であることが理解できた。また、3.1.4節で述べたエンジン実現に向け、例えば最適な圧縮機の翼型形状模索が有効であり、今後の重要な研究課題である。

## 文献

- (1) (公財) 航空機国際共同開発促進基金 【解説概要 29-4】， pp1
- (2) (公財) 航空機国際共同開発促進基金 【解説概要 29-4】， pp3
- (3) (公財) 航空機国際共同開発促進基金 【解説概要 29-4】， pp3-4
- (4) 山口泰弘， “MRJ 開発における安全性”， pp. 118