

貨物便が着陸の際にバウンドを繰り返し、左主翼が破断、出火炎上

概要：A社所属マクドネル・ダグラス式MD-11F型機は、平成21年3月23日（月）06時49分（日本時間）ごろ、A社の定期貨物便として成田国際空港滑走路34Lへの着陸の際にバウンドを繰り返し、左主翼が胴体付け根付近で破断して出火した。機体は炎上しながら左にロールして裏返しとなり、滑走路西側の草地に停止した。

同機には、機長及び副操縦士1名が搭乗していたが、両名とも死亡した。

同機は大破し、火災により機体の大部分が焼損した。

事故発生に至る経過（推定）

事故要因の解析

【成田空港における定期飛行場実況気象等】

06時30分 風向 320°、風速 26kt、GUST 40kt/13kt、卓越視程 10km以上、P/RR（プレッシャー/ライジングラピッドリー）

06時50分 風向 310°、風速 27kt、GUST 39kt/16kt、卓越視程 10km以上、P/RR（プレッシャー/ライジングラピッドリー）

電波高度 200ft までオートパイロット及びオートスロットルがオンの状態で、ほぼグライドスロープに乗って飛行していた

オートスロットルに依存し、積極的かつ適切にオーバーライドして手動による操縦を行わなかったため、風速が変化する中、速度保持が困難であったものと推定される



電波高度 20ft を通過のころ

電波高度約 200ft  
オートパイロットのみがオフとされ、以降はPF（主として操縦業務を担当する操縦士）である副操縦士による手動操縦が行われた。オートスロットルはオフにされることなく使用される

ピッチ角が急に増減し、正しい進入経路よりも低くなっていったものと推定される



最初の接地

電波高度約 20ft  
フレアが遅れて開始される  
フレアの操作量及び操作速度は大

06時48分18秒

高度 20ft を切ったころ、それまで 1.1° で一定していたピッチ角が一時的に 0.7° に減少、その後、操縦桿が後方に操作され、約 1 秒後（48分18～19秒）にピッチ角が連続的に増加を続けた

飛行自体を危険とする程度のウインドシアー（※1）は発生していなかったものと推定される  
同機の機長及び副操縦士は、風向風速の変化や気流の乱れについて、体感していたことに加え、管制官からの情報により認識していたものと推定される

通常より大きな沈下率（約 7fps）で接地したために強い地面反力を受けたこと、及び接地時の揚力が機体を浮き上がらせるのに十分な大きさ（接地直前の垂直加速度は約 1.24G）であったことから、接地後に同機はバウンドしたものと推定される



最初のバウンド

48分19～20秒

操縦桿が前方に大きく操作（1.1° ～ -4.9°）、最初に接地するころまではピッチ角は 4.2° から 4.6° に増加を続けた

同機はバウンドしながらピッチ角が減少していたために、パイロットの目線は継続的に地面に近づく状況となってPFはバウンドしたとの認識を持つことは困難であった可能性が考えられる

最初のバウンド

1 回目の接地前後に操縦桿が大きく前方に操作されたため、バウンド中に同機の機首は急激に下がった

バウンド時にとるべき対応操作として、バウンド・リカバリー操作又はゴーアラウンドすることが必要であった

48分22秒

2 回目の接地  
前脚が先に接地し、地面からの反力を受けピッチ角が急激に増加した

同機は 1 回目の接地以降にピッチ角を上下させながら接地とバウンドを繰り返す状態、いわゆるポーポイズ（※2）となったが、これは、PFがバウンド中の同機をピッチ角の制御のみでコントロールしようとして操縦桿を大きく操作したこと、及び 2 回目の接地後に機首が大きく上がってしまったことが主要因と考えられる

48分24～25秒

2 回目のバウンド  
操縦桿の前方への操作に伴ってピッチ角は急激に減少し、同機は上昇から降下に転じた

※1：風向風速の突然の変化。低空でウインドシアーに遭遇すると墜落に至ることもある危険な気象現象である。

※2：降下速度の過大または着陸姿勢が不適切な場合に、着地による縦揺れと再浮揚を繰り返す現象をいう。

前ページから

48分25秒

バウンドの最高点 (約16ft)

2回目のバウンド中の時点でも、バウンド・リカバリー操作やゴーアラウンドによる本事故の回避が可能であった



2回目のバウンドの最高点

48分27秒

3回目の接地  
前脚接地直後、主脚の中では一番先に接地した左主脚から、左主翼構造に伝えられた垂直方向が卓越した荷重が設計荷重(終極荷重)を大幅に上回っていた

PFはバウンド中のピッチ角と高度を正確に判断することが困難であった可能性があり、スラスト・レバー操作の必要性を感じることなく、操縦桿のみの操作で対応できると判断した可能性が考えられる



左にロール

左主翼が胴体側で破断した。  
右主翼の揚力のみとなり左にロールした

詳細は「左主翼構造の破壊」(次ページ)を参照

48分29秒

左エンジンの後方付近で火炎が発生した

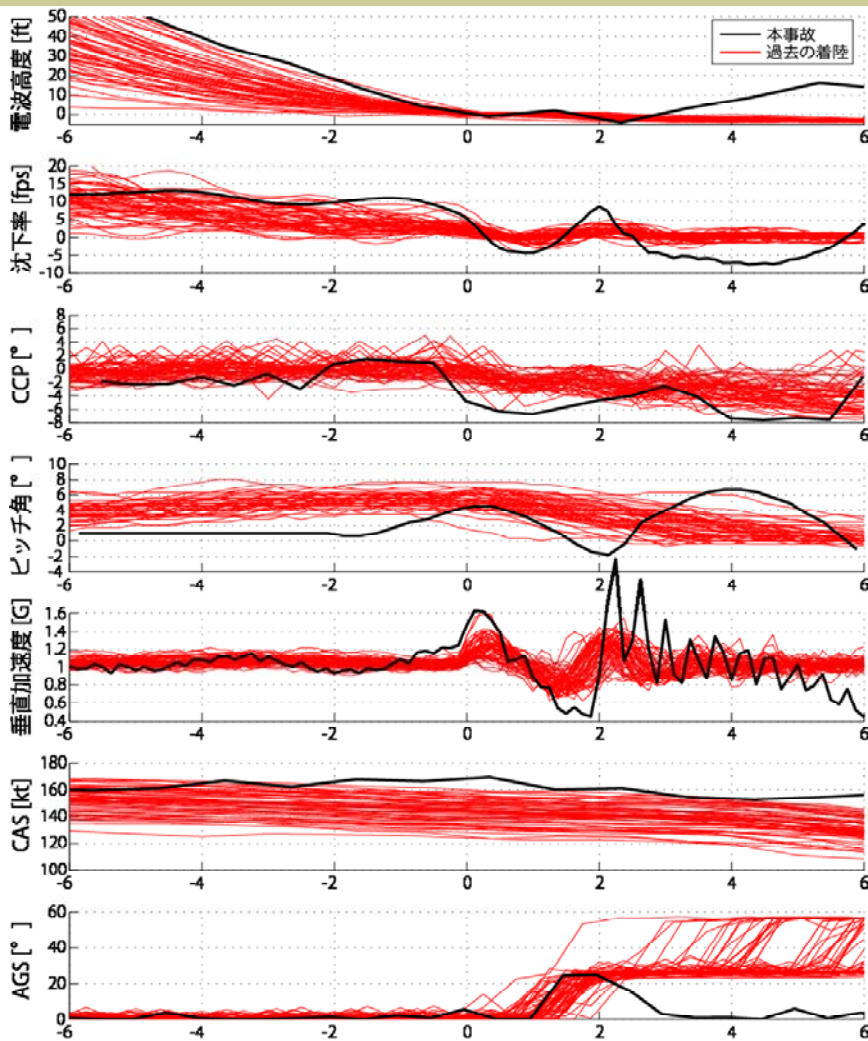
同機には、可燃性の液体が約400kg積載されており、主なものは以下のとおりであった。  
ポリシラザン 5.00×75個  
エタノール 7.50×2個



火炎発生

機体炎上

### 同機の本事故の着陸と本事故前60回の着陸との比較



1回目の接地からの経過時間(秒) (クイック・アクセス・レコーダ(QAR)の記録)

【本事故と本事故前60回の着陸を1回目の接地のタイミングで合わせて比較した際の本事故の傾向】

- ▶ 接地までの進入角が大きく沈下率が大きい
- ▶ 接地前後の操縦桿の操作量が大きい (CCP:操縦桿の位置)
- ▶ 接地前後の機首の上下変動が大きい
- ▶ AGS (オート・グラウンド・スポイラー) が最大の60°まで展開せず、接地の約2秒後から収納
- ▶ 着陸時における垂直加速度の変化量が大きい



## 左主翼構造の破壊

### 3回目の接地

- ・前脚が接地した後、左主脚、中央脚、右主脚の順に接地したものと推定される
- ・沈下率 21.5fps、同機の垂直方向の力学的エネルギーが、構造に対する設計要求値（終極荷重）の約 6.8 倍に達していたものと推定される
- ・接地時において垂直方向の加速度が卓越していたものと推定される（記録された加速度：垂直方向：3.06G、後方：0.39G、横方向：0.5G）
- ・一番先に接地した左主脚からの垂直方向の過大な荷重により、左主翼が左主脚取付部近傍の胴体側で破断したものと推定される

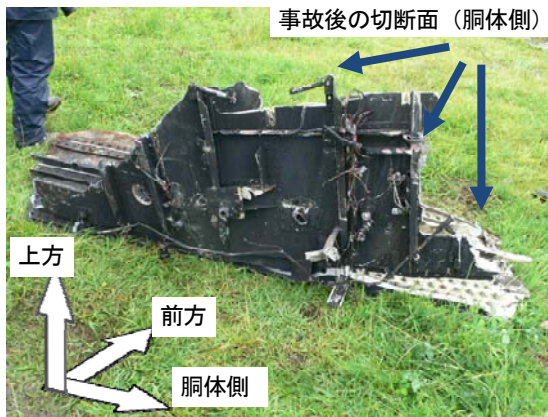
### 左主翼破断後

- ・左主翼が破断し、同機に発生する揚力が右主翼の揚力のみとなり、同機は左にロールを続けて裏返しになったものと推定される

### 火災の発生

- ・左主翼の後桁及び外板は燃料タンクを構成する構造であったことから、これら構造の破壊と同時に燃料が漏れ出し、火災に進展したものと推定される

## 構造破壊による燃料の流出



左主翼破断部（胴体側）



裏返しとなった事故機（左主翼破断部）

- ・同型式機には、主脚の取付構造にヒューズ・ピンが組み込まれ、過大な荷重を受けた際には破断し、燃料タンクが損傷しないよう主脚を分離するよう設計されていた
- ・しかし、本事故では、同ピンは垂直方向（上方向）の過大な荷重によって破断せず、主脚は分離されなかった

- ・主脚が分離していれば、脚の周辺の燃料タンクを構成する構造部材が最初に破壊して胴体の燃料タンクから燃料が急速に漏れる事態は軽減された可能性がある
- ・ただし、本事故のように力学的エネルギーが過大な場合には、脚だけで吸収しきれず、最終的に主翼が破断することは防げなかった可能性がある

## 脚の設計基準

- ▶ 同型式機に適用された設計基準では、離着陸時の上方及び後方への向きを勘案した過大な荷重を受けて破壊した場合、燃料漏れが火災の原因とならないよう設計することが求められ、同型式機には、主脚の取付構造にヒューズ・ピンが組み込まれていた
- ▶ 本事故において同ヒューズ・ピンが破断しなかったことについては、同型式機の型式証明（設計審査）において、審査当時の基準の解釈により、垂直方向が卓越した過大荷重による破壊モードが想定されていなかったことが関与
- ▶ FAA は、現在、後方向荷重と垂直方向荷重とのあらゆる合理的な組合せを適用するように解釈（この基準解釈を当てはめれば同系列型機は不適合となる）
- ▶ FAA は、基準改正の手続きを進めているが、基準の改正案には垂直荷重が卓越する場合の想定は含めず、ボーイング式 787 型機等の新型機に対して適用している新しい基準解釈については、基準の改正ではなく解釈指針として発行する予定
- ▶ 解釈指針は適合性を証明するための方法を例示するものにすぎない。解釈指針ではなく基準そのものを改正し、垂直方向が卓越する場合の想定を義務化することが必要
- ▶ 同型式機について、設計変更を行うことが望ましいが、それが行われない場合は、ハードランディング等の発生頻度を極力低下させるための対策を徹底して行うことが必要

## 事故の発生に関する分析

### 原因

本事故は、同機が、成田国際空港滑走路 34L に着陸した際、ポーポイズに陥り、3 回目の接地時に左主脚から左主翼構造に伝わった荷重が設計値（終極荷重）を大幅に上回るものとなったため、左主翼が破断したものと推定される。同機は左主翼から漏れ出した燃料に着火して火災を起こし、左にロールしながら進み、同滑走路の左側にある草地に裏返し状態で停止したものと推定される

### 直接的な要因

- (1) 1 回目の接地前から接地後にかけて操縦桿を大きく前方に操作したため、1 回目のバウンド中に急激に機首が下がり、この結果 2 回目の接地が前脚からとなって接地後に地面からの反力で機首が大きく上がり、2 回目の大きなバウンドが生じたこと
- (2) 2 回目のバウンド中に、推力を使用せずにピッチ角の制御のみで同機をコントロールしようとして、操縦桿を大きく操作したこと

### 間接的な要因

- (1) 風向風速の変化や気流の乱れにより、速度やピッチ角が安定せず、降下率が大きな状態で進入したこと
  - (2) フレアの開始が遅れ、急激で大きなフレア操作となり、1 回目のバウンドが生じたこと
  - (3) バウンド中のピッチ角の急激な変化により、運航乗務員がバウンド中のピッチ角と高度（主脚の滑走路高）を正確に判断することが困難であった可能性があること
  - (4) PM のアドバイス、オーバーライド及びテイクオーバーが十分に行われなかったこと
- また、左主脚支持構造のヒューズ・ピンが破断し主脚が分離していれば、燃料タンクの損傷が軽減され、急速な火災の広がりが抑制された可能性がある。同ヒューズ・ピンが破断しなかったことについては、審査当時の基準の解釈により、垂直方向が卓越した過大な荷重による破壊モードが想定されていなかったことが関与したものと考えられる

## 提言（安全勧告）

当委員会は、本事故調査の結果を踏まえ、同種事故の再発防止に資するため、米国連邦航空局に対し、以下の措置をとることを勧告（安全勧告）しました。

### 米国連邦航空局が講ずるべき措置

- (1) MD-11 系列型機の設計審査当時の基準解釈により、同系列型機は FAR25.721(a)（編注：燃料漏れによる火災を防止するための主脚の設計基準）の要件に適合していると評価されていたものの、垂直方向の卓越する過大な荷重による破壊モードでは構造破壊を生じ、火災に至る燃料漏れが発生する可能性のある設計になっていたものと推定される。今後このような設計が認められるべきではないので、解釈指針ではなく基準そのものを改正し、垂直荷重が卓越する場合の想定を義務化すること。
- (2) 本事故における機体の火災では、事故発生後の早い時期に火災による熱、煙等が操縦室に到達していた可能性が考えられ、このことが迅速な外部からの救助活動を困難にした可能性が考えられる。搭乗者の生存性を高めるため、機体に火災が発生した場合に、熱、煙、有毒ガス等が搭乗者区画に入り込みにくくなる区画の分離方法について研究を行い、実効性のある改善策があれば、それを実機に適用することについて検討すること。

### 同機的设计・製造者である B 社に対して指導すべき措置

MD-11 系列型機において、主脚から垂直方向が卓越する過大な荷重が主翼構造に伝達された場合に、燃料タンクを構成する主翼構造が破壊し、燃料漏れを生じて火災を発生するおそれのある設計となっていることについては、過去の事故事例でも指摘されているところである。B 社が、これまでに過大な荷重を抑制する効果を有する飛行制御プログラムの改善等を行ったことについては、一定の評価ができるが、抜本的なものではなく、主翼構造に垂直方向の過大な荷重がかかる事態はその後発生しており、それだけで十分とも言えない状況にあるものと考えられる。

米国連邦航空局は B 社に対し、同種事故の再発を防止するとともに事故発生時の被害の拡大を抑止するため、主脚取り付け構造の設計変更及び以下に記した項目について検討を行うよう指導すること。

- (1) MD-11 系列型機の主脚及びその支持構造に過大な荷重が加わるような激しいハード・ランディングやバウンドの発生の可能性を低減させるため、LSAS（編注：縦安定増大システム）の更なる機能向上や AGS 展開遅れ時間の短縮などによる操縦・運動特性を改善すること。  
LSAS の機能向上の例としては、MD-11 系列型機の構造破壊を伴ったハード・ランディング事例で共通している接地前後の操縦操作による急激な機首下げが生ずるのを抑制する機能、及びバウンド後のバウンド・リカバリー又はゴーアラウンド操作を支援する機能等が考えられる。
- (2) 過大なバウンドへの対応及び操縦者のゴーアラウンドの判断に資するため、継続的に主脚が滑走路にあること、あるいはバウンドしていることを視覚表示装置及び音声警報装置により運航乗務員が容易に知ることができるよう、MD-11 系列型機を改善すること。

本事例の調査報告書は当委員会ホームページで公表しております。(2013 年 4 月 26 日公表)

<http://www.mlit.go.jp/jtsb/aircraft/rep-acci/AA2013-4-2-N526FE.pdf>