

旅客機客席構造の耐衝撃性向上に関する解析的研究

細川 剛史

法政大学大学院工学研究科システム工学専攻博士課程

熊倉 郁夫 峯岸 正勝 岩崎 和夫

独立行政法人航空宇宙技術研究所

武田 洋

法政大学工学部システム制御工学科

航空機が胴体着陸などをした場合に、機体がある程度吸収することができれば、生存率を向上させることが可能となる。しかし、現在の航空機はこのような設計は行われておらず、座席の動的試験基準のみが設けられているに過ぎない。本研究では、航空機が胴体着陸した時に人体に及ぼす衝撃荷重を推定することを目的に、ANSYS/LS-DYNA を用いて、一般的に利用されているワークステーションレベルで胴体着陸時の航空機の挙動を把握する研究を行った。また、航空機のリベット締結部の処理方法などについて材料定数の観点から検討を行った。

1. 研究背景

旅客機が緊急時に胴体着陸などをしてクラッシュした場合の衝撃荷重を人体の容認レベルまで抑制することができれば、搭乗者の生存率を向上させることが可能である。しかしながら、現在の緊急着陸に関する強度設計では、客室座席構造の動的試験基準が設けられているのみで、胴体構造の衝撃吸収を考慮した設計はなされていない。

ここ数年、事故率の低下は見られていない一方で、運行便数は増加の一途をたどっており、将来的な事故件数の増加が懸念されている。

このような現状に鑑み、本研究は、ANSYS/LS-DYNA を用いて、胴体着陸時の航空機の挙動を解析的に表現することを目的とし、材料定数の観点から、解析手法に関する検討を行った。また、同等の構造模型実験を行い、数値解析結果と比較することにより、緊急着陸時の航空機胴体の挙動を数値解析により表現することへの可能性を示す。

2. 実験供試体

本研究では、実機を簡略化した実験供試体を開発した。主な寸法緒元と構造模型を図1に示す。

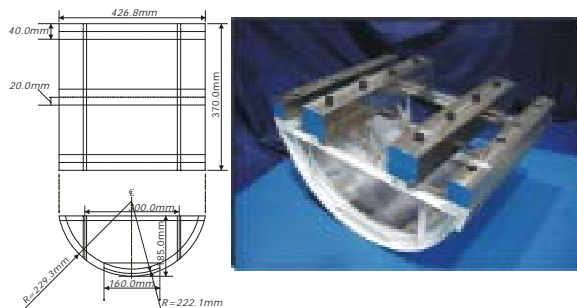


図1 寸法緒元と構造模型

本構造模型は、実機をほぼ忠実にモデル化したものであり、その構成部材は、frame, strut, floor beam, gusset plate

および skin panel である。実際の航空機には、stringer も存在するが、本構造模型では、省略した。

ここで、各々の部材の役割について整理する。

(1) frame

外板を補強するために部材が frame である。

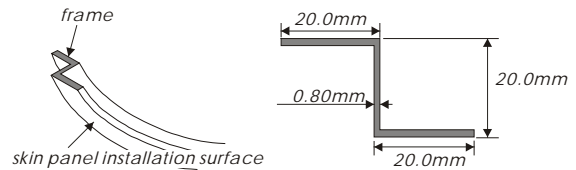


図2 frame

(2) strut

搭乗者客室床(floor beam)を支える部材である。

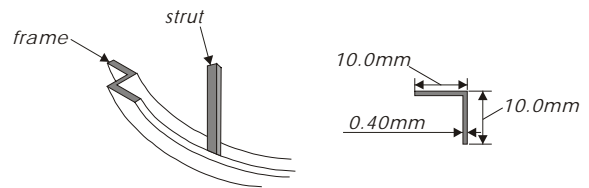


図3 strut

(3) floor beam

座席などが配置されている床部分である。

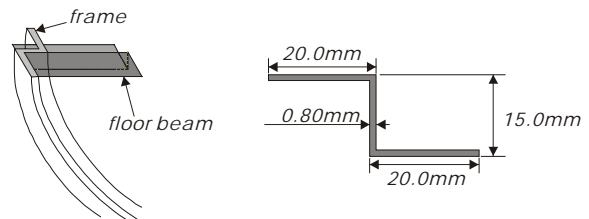


図4 floor beam

(4) gusset plate

貨物用コンテナを収納するために床である．本構造モデルでは，簡略化してモデル化している．

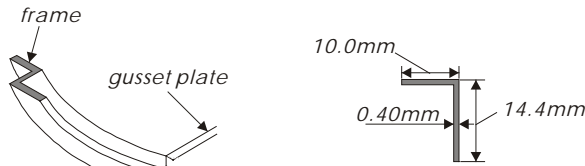


図 5 gusset plate

(5) skin panel

外板と呼ばれる部分で，搭乗者が最も目にする部分である．塗装などが施されている部分と考えると理解しやすいと思われる．本構造モデルでは，板厚 0.80mm とした．

(6) stringer

frame の垂直方向に設置されている補強部材である．本モデルでは省略しているが，実機には設置されており，機体の曲げに対して抵抗する部材である．

3. DYNA モデルの作成

2 に示した構造モデルをほぼ忠実にモデル化した解析モデルを図 6 に示す．

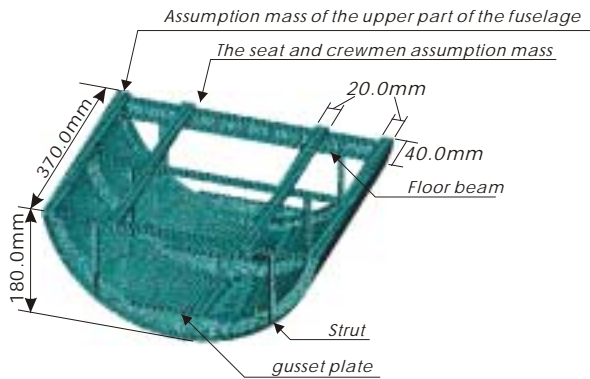


図 6 旅客機胴体構造モデル

解析モデルは，すべてシェル要素(shell163)でモデル化されている．このため，若干板厚などの操作が要求される．その詳細について，以下に示す．

(1) frame と gusset plate 締結部

図 7 に示すように frame と gusset plate は部分的に締結している．そのため 締結部分は frame の厚さ 0.80mm と，gusset plate の厚さ 0.40mm とを加算し，1.20mm としてモデル化する必要がある．

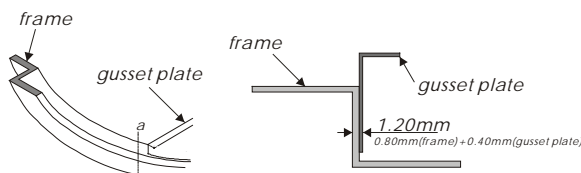


図 7 frame と gusset plate 締結部

(2) frame と strut 締結部

frame と gusset plate の場合と同様，部分的ではあるが frame と strut が図 8 に示すようにリベットで締結されている部分がある．この場合も，frame 厚 0.80mm と strut 厚 0.40mm とを加算し，1.20mm としてモデル化する．

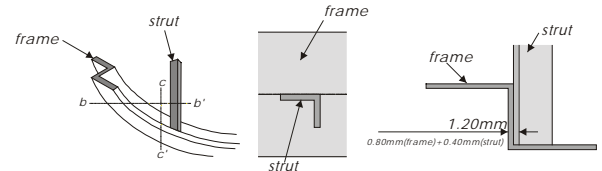


図 8 frame と strut 締結部

(3) frame と floor beam 締結部

図 9 に示すように，frame と floor beam との間にも，部分的に締結部分が存在する．frame 厚 0.80mm と floor beam 厚 0.80mm とを合わせ 1.60mm のシェル要素としてモデル化する．

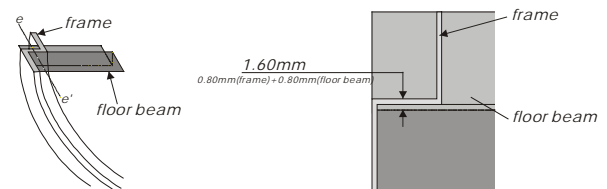


図 9 frame と floor beam 締結部

(4) frame と skin panel 締結部

frame と skin panel との締結部分も図 10 に示すように板厚を考慮すべき点がある．(1) ~ (3) と同様に評価することができるが，frame と skin panel とは異なる材質のため，さらに考慮すべき点がある．これについては，後に検討を行う．

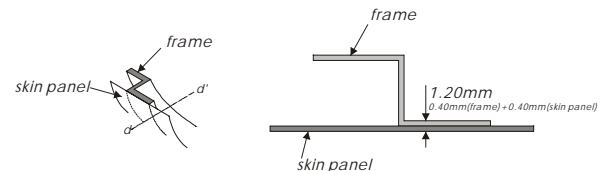


図 10 frame と skin panel 締結部

4. 材料定数の推定

本研究の構造モデルを構成している材料は 2 種類である．材料の使用部分を表 1 に整理する．

表 1 材料の分布

The use part	The use material
skin panel	Al2024-T3 sheet
frame, strut, floor beam, gusset plate	Al7075-T6 sheet

本モデルは skin panel がアルミニウム合金 Al2024-T3，その他の部分がアルミニウム合金 Al7075-T6 で構成されている．

(1) アルミニウム合金 Al2024-T3

本研究では，その材料特性を把握するために，JIS 標準試験片による引張強度試験を行った．試験結果の応力

ひずみ関係を図 11 に示す。また、数値解析に必要な 2 直線近似の結果も併せて示す。

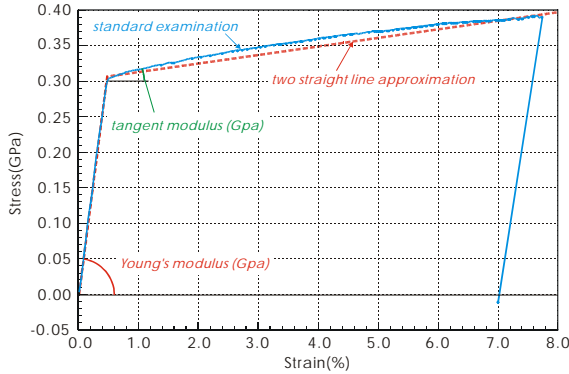


図 11 Tensile stress-strain relation of Al 2024-T3

素材の厚さ毎に 3 回以上試験を実施したが、結果にはほとんど差異を見出すことができなかった。

また、降伏応力の定義はいくつかあるが、ここでは一般的な 0.2% 残留ひずみの点とすると、図 11 より 0.30GPa であり、降伏後の接線剛性係数はひずみの増加とともに若干低下するが、破断までの直線近似で弾性係数の 2.0% 程度であった。さらに、破断時ののびは約 7.7% であった。

弾性係数は、実験結果より 64.7239GPa ~ 65.7046GPa となっている。

また、航空機材料に適用される米軍規格 MIL-Spec. の材料ハンドブック MIL-HDBK-5F によれば、Al2024-T3 sheet の引張降伏点は 44.0 ~ 45.0ksi 以上であるとされており、これは、0.30 ~ 0.31GPa に相当する。この結果は、JIS 標準試験片の結果にも対応している。

以上の考え方より、引張が支配的な条件下での Al2024-T3 の材料定数を表 2 に示すように設定した。

表 2 Al2024-T3 材料定数 (引張)

Young's modulus(GPa)	65.2142
Poisson ratio	0.300
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶
Yield stress(GPa)	0.300
Tangent modulus(GPa)	1.200

(2) アルミニウム合金 Al7075-T6

Al7075-T6 についても、(1) と同様に JIS 標準試験片による引張強度試験を行った。試験結果および 2 直線近似の応力 ひずみ関係を図 12 に示す。

試験結果と MIL-Spec. の数値を参考にした、引張支配下の Al7075-T6 の材料定数を表 3 に示す。

表 3 Al7075-T6 材料定数 (引張)

Young's modulus(GPa)	64.0000
Poisson ratio	0.300
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶
Yield stress(GPa)	0.480
Tangent modulus(GPa)	0.500

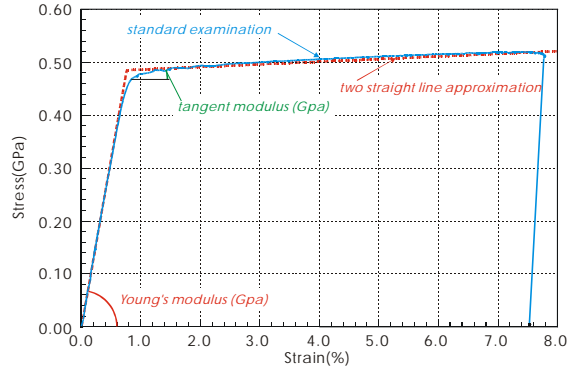


図 12 Tensile stress-strain relation of Al7075-T6

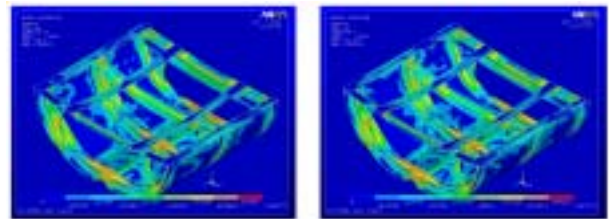
5. 解析条件

数値解析を行うのに際し、以下に示す条件を設定した。
機体上部を想定した mass は 12.50kgf とする。
座席、搭乗者を想定した mass は 12.00kgf とする。
解析モデルは拘束せず、完全な自由落下とする。
4.10m/sec で剛体平面に垂直落下させる。

6. 数値解析例

数値解析例 では、4 で算出した材料定数を使用し、実際に解析を試みた。すなわち、解析モデル全体が引張支配であると仮定した場合の解析である。

図 13 に端部および搭乗者部分の最大変形時の変形図および Von Mises 応力分布を示す。



端部最大変位時 搭乗者位置最大変位時
図 13 数値解析例

frame および gusset plate には大きな応力が生じ、変形に対して抵抗している様子が伺える。一方、skin panel には大きな応力は観察できなかった。これは、材料特性から考えても妥当な結果であると思われる。

次に、搭乗者を想定した mass および機体上部を想定した mass の時間 変位関係を考察する。先に実施した構造模型実験の結果と併せ、図 14 に示す。なお、構造模型実験での変位測定位置は、模型端部(機体上部想定 mass 上)である。

時間 変位関係を考察すると、構造模型実験に比してその変形量が非常に小さいことがわかる。

図 13 および図 14 から以下の点が指摘できる。

モデル全体を引張が支配すると仮定しているが、必ずしも引張支配と断言するだけの材料は得られなかった。

mass を構成する部材も、密度以外は Al2024-T3 と同一材料を用いているため、mass 自身が変形してしまい、構造模型実験との対応関係に疑問が残る。

Al2024-T3 と Al7075-T6 との締結面に対する材料定数の検討を行っていない。そのため、締結面の剛性が高めに評価されている可能性がある。理論値では衝突速度 4.10m/sec としていたが、模型実験の結果を検討した結果、衝突時の速度は 4.40m/sec であることが確認された。従って、構造模型と比較するためには、衝突速度を 4.40m/sec とする必要がある。

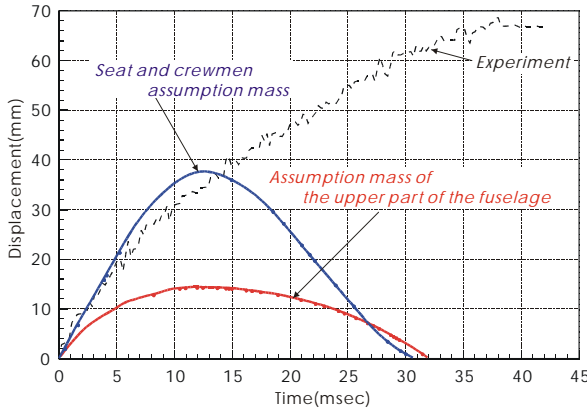


図 14 数値解析例 (時間 変位関係)

以上の様な観点から、さらに材料定数および解析条件に関して見直す必要があると思われる。

しかしながら、全体の変形傾向や応力分布に関しては一般に考えられる状況であり、その挙動は十分に把握できていることを明示できたと考える。

7. 材料定数の見直し

ここまでは、引張が支配的と考えていたため、交付点などは引張試験の結果を採用してきた。しかしながら、数値解析例の結果からかなりモデル全体が引張支配を受けることへの妥当性を見出すことができなかった。

そこで、圧縮側の材料定数を検討し、部材によって材料定数を変更する手法を試みた。

(1) アルミニウム合金 Al2024-T3

本来ならば、圧縮試験を行い結果を考察するところであるが、本研究では圧縮試験は行わず、既出の米軍規格 MIL-Spec. を参考に推定することとした。

MIL-Spec. の材料ハンドブック MIL-HDBK-5F によれば Al2024-T3 sheet の圧縮降伏応力は 36.0 ~ 39.0ksi (0.24 ~ 0.26GPa) 以上と記されている。

引張降伏応力 0.30GPa と比較した場合、概ね 20.0% 程度の降伏応力低下を考えれば良いことになる。そこで、降伏応力を 20.0% 低下させ 0.24GPa とし、表 3 に示すような材料定数を設定した。

表 4 Al2024-T3 材料定数 (圧縮)

Young's modulus(GPa)	65.2142
Poisson ratio	0.240
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶
Yield stress(GPa)	0.300
Tangent modulus(GPa)	1.200

(2) アルミニウム合金 Al7075-T6

Al7075-T6 に関しても、Al2024-T3 と同様に、圧縮試験は行わず、米軍規格 MIL-Spec. を参考に推定することとした。同様の手法を採用し、降伏応力を 20.0% 低下させることにより、圧縮側降伏応力とする。

設定した材料定数を表 4 に整理する。

表 5 Al7075-T6 材料定数 (圧縮)

Young's modulus(GPa)	65.2142
Poisson ratio	0.384
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶
Yield stress(GPa)	0.300
Tangent modulus(GPa)	0.500

(3) Al2024-T3 と Al7075-T6 との締結部分

3(4) で述べたように、本解析モデルには、部分的に Al2024-T3 と Al7075-T6 との締結部分が存在する。舞台的には frame と skin panel との間である。

図 15 に示すように、frame は Al7075-T6 を使用し、skin panel には Al2024-T3 が使用されている。

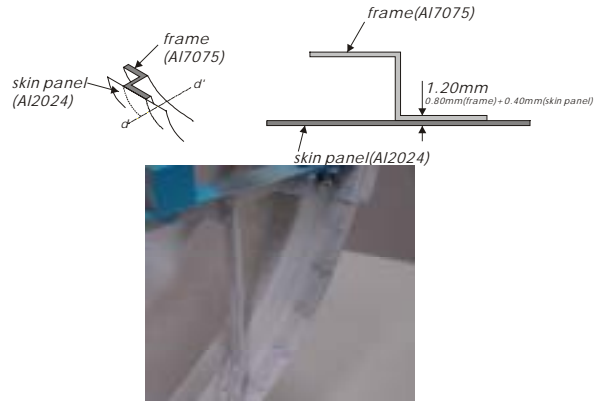


図 15 frame と skin panel との締結部

frame と skin panel を 1 枚のシェル要素として取り扱うには材料定数に微妙な処理が要求される。本研究では、板厚は単純に加算することとし、Young's modulus, yield stress, tangent modulus の 3 点について修正を加えることとした。

frame の板厚は 0.80mm, skin panel の板厚は 0.40mm である。すなわち、この比率は 2:1 であり降伏点も Al7075-T6 と Al2024-T3 との中間点 2:1 の位置であると考えられる。また、ほぼ影響はないと思われるが Young's modulus および tangent modulus に関しても、2:1 の比率で計算することとした。

以上の条件で設定した、締結部の材料定数を表 5 に示す。

表 6 リベット締結部の材料定数一覧

	Al2024-T3	Al7075-T6
Young's modulus(GPa)	65.2142	64.0000
Poisson ratio	0.300	
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶	
Yield stress(GPa)	0.240	0.384
Tangent modulus(GPa)	1.200	0.500

(4) 板厚の検討

各部材の板厚に関しては、3 で検討を行ったが、frame と gusset plate の間に関しては、若干検討する余地があると思われる。

実際の構造模型は図 16 に示すように frame と gusset plate はリベットでのみ締結されている。図 17 に示すように、解析モデルでは、シェル要素でモデル化する観点から、単純に双方の板圧を加算していたが、実際の挙動として、frame と gusset plate が一体となって曲げに抵抗するとは考えられない。

そこで、本研究では、板厚を小さく評価することとした。すなわち、frame と gusset plate の締結部は frame のみの板厚である 0.80mm として計算を行うこととした。

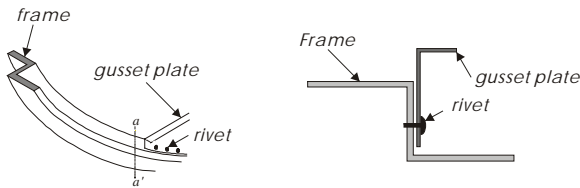


図 16 frame と gusset plate の構造模型締結部

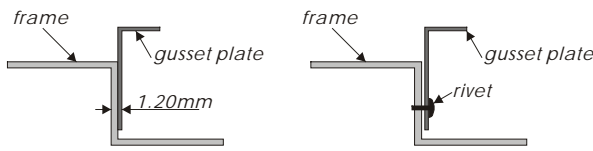


図 17 解析モデルと構造模型との相違

(5) 材料定数の分布

数値解析例の結果から、引張支配部材と圧縮支配部材と概ね推測することができる。

そこで、モデル全体を引張支配や圧縮支配とするのではなく、部材毎に設定することとした。

具体的には、floor beam のみが引張支配と考えられ、それ以外の、frame, strut, gusset plate, skin panel は圧縮支配と考えた。材料定数の分布を図 18 に示す。

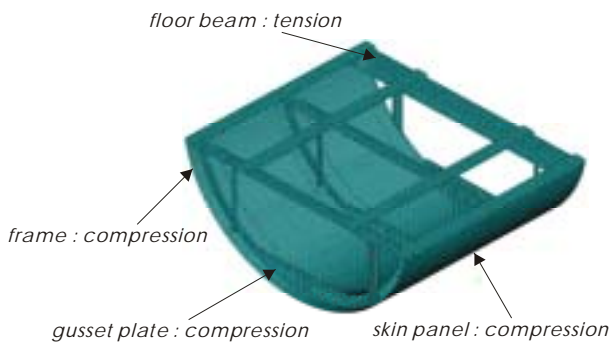


図 18 材料定数の分布関係

(6) 想定 mass の変形の抑制

数値解析例では、機体上部想定 mass および搭乗者想定 mass に変形が見られ、構造模型実験と単純に比較することができなかった。

そこで、機体構造モデルと比較して、想定 mass の合成

を高め、その変形を抑制することとした。

具体的には、Young's modulus を 1000.0 倍とし解析を実施した。

8. 数値解析例

7 で検討した材料定数を使用し、実際の数値解析を試みた。図 19 に端部最大変位時と搭乗者位置最大変位時の変形図および Von Mises の相当応力を示す。

また、時間 変位関係を図 20 に構造模型実験の結果と併せて示す。

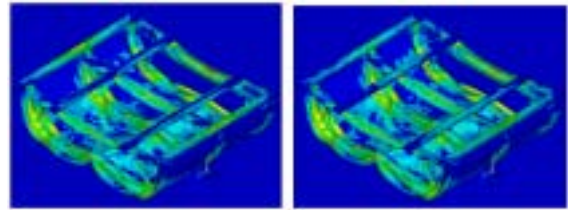


図 19 数値解析例

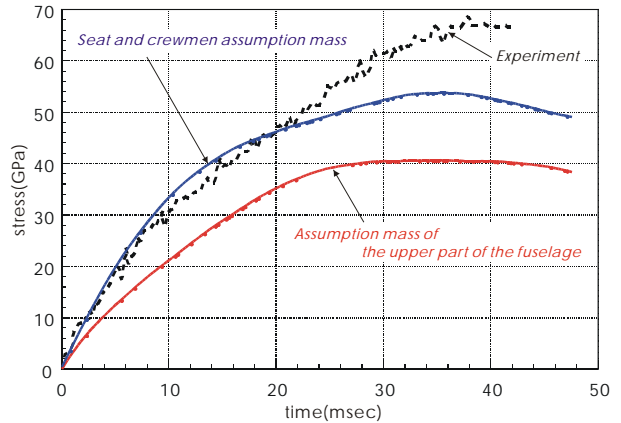


図 20 数値解析例 (時間 変位関係)

全体の変形挙動および時間 変位関係から以下の考察が得られる。

全体の挙動は構造模型実験を良く再現していると思われる。

strut, gusset plate などの効果も十分表現できている。

skin panel の皺などの挙動も追跡できている。

構造模型に比較して、解析モデルの方がリベット締結部などが存在していないため、リベット部分による破断などが表現できていない。

解析結果の変形量は、構造模型実験と比較して小さい。これは、先述のリベット締結部の破断などによる剛性低下が表現されていないためと考えられる。

極めて理想的な条件下であれば、図 24 の解析結果は妥当と考えられるが、構造模型実験との比較を考えた場合には、さらにリベットによる影響を検討する必要があると思われる。

9. リベット締結による剛性低下の評価

7および8では、リベット締結による影響を評価してきた。しかし、未だリベット締結の影響を排除しきれていないと思われる。

前節までは、リベット締結による影響を板厚を中心に評価してきたが、本節では材料定数の観点からの評価を試みた。

具体的には、frame と skin panel の間および frame と gusset plate の間の降伏応力に着目して検討を行った。

降伏応力にリベット締結の影響を考慮した理由としては、リベットで部材断面が減少してしまうことから、降伏応力の低下も予想されたためである。

このような観点から、各種部材の降伏応力のみを 20.0% 低下させることにより、このリベット締結を表現することとした。

本解析で使用した Al2024-T3 の材料定数を表 6 に、Al7075-T6 の材料定数を表 7 に整理する。

表 7 Al2024-T3 の各部分の材料定数

	Tension		Compression	
	通常	締結	通常	締結
Young's modulus(GPa)	65.2142			
Poisson ratio	0.300			
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶			
Yield stress(GPa)	0.300	0.240	0.240	0.192
Tangent modulus(GPa)	1.200			

表 8 Al7075-T6 の各部分の材料定数

	Tension		Compression	
	通常	締結	通常	締結
Young's modulus(GPa)	64.0000			
Poisson ratio	0.300			
Density(kg/mm ³)	2.780 × 10 ⁻⁶			
Yield stress(GPa)	0.480	0.384	0.384	0.307
Tangent modulus(GPa)	1.200			

10. 数値解析例

解析モデルがかなり煩雑になったので、ここでモデルの材料定数の考え方を整理しておく。

floor beam は、引張降伏応力を使用する。

floor beam 以外の部分 (frame , strut , gusset plate) は、圧縮降伏応力を使用する。

frame と gusset plate の締結面は双方が一体となって変形に抵抗しないと考えられるので、板厚は frame のみのものを使用した。

リベット締結部である frame と skin panel との間および frame と gusset plate との間は剛性低下を考慮して、降伏応力を 20.0% 低減させた。

まず、図 21 に端部および搭乗者部分の最大変形時の変形図および Von Mises の相当応力分布を示す。

また、図 22 に時間 変位関係を構造模型実験の結果と併せて示す。

全体の変形挙動に関しては、構造模型実験と類似した結果が現れていると思われる。また、構造模型実験では、最大変形時にリベットが破損し、模型全体が弱くなっている。リベットが破損する時刻歴は明確ではないが、概

ね 15.0msec ~ 20.0msec である。数値解析ではリベットの破断などは考慮していないため、モデル全体として、構造模型実験よりも強度が高い。

従って、構造模型実験と数値解析が同一の結果になるとは考えにくい。リベットが破断するまでの概ね 15.0msec ~ 20.0msec の区間および最大変形時の変形挙動が再現できれば望ましい結果と言える。

図 23 に構造模型実験の変形挙動と数値解析による変形挙動の比較を示す。

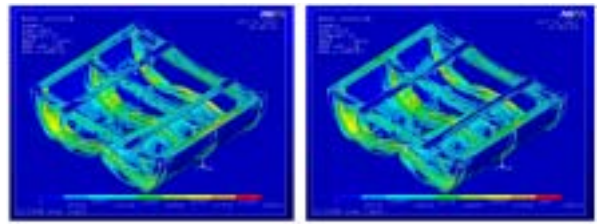


図 21 数値解析例

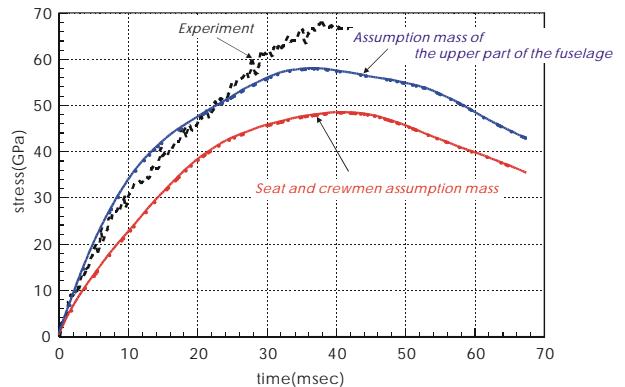
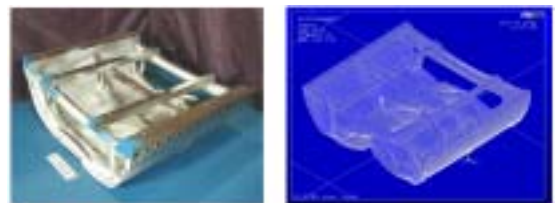
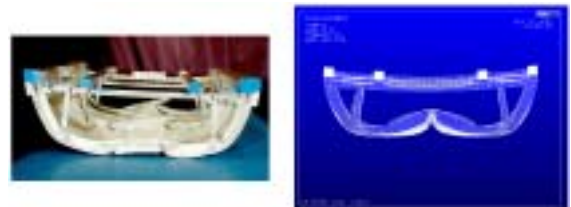


図 22 数値解析例 (時間 変位関係)



鳥瞰図



正面図

図 23 数値解析例 (構造模型実験との比較)

上に示すように、gusset plate 付近、frame、strut、skin panel などの変形挙動は、構造模型実験を再現していると言える結果となった。

しかしながら、先述したように、リベットの破断を考

慮していないため 構造模型実験では gusset plate が frame から分離しているのに対し、数値解析では完全な連続体として取り扱われていることから、この点に関して更なる検討が必要である。

11. 本研究で得られた成果

(1) 数値解析例

数値解析例 では、材料全体が全体として引張降伏が支配的であると仮定して解析を行った。

モデル全体が引張降伏が支配すると仮定しているが、必ずしも引張支配と断言することの妥当性を示すことはできなかった。

mass 自身が変形してしまい、構造模型実験との対応関係に疑問が残る。

AI2024-T3 と AI7075-T6 との締結部に対する材料定数の検討を行っていないため、締結面の剛性が高めに評価されている。

(2) 数値解析例

数値解析例 では、材料が部分によっては、圧縮降伏が支配的であると仮定して解析を行った。

構造模型実験と比較した場合、誤差が残るものの比較的良好結果を得た。

mass の変形を抑制することができた。

締結面に関する材料定数の処理を行った結果、構造模型実験と類似する変形挙動を確認できた。

(3) 数値解析例

数値解析例 では、リベット締結部分の剛性低下を評価するために 締結部分の降伏応力を 20.0% 低下させる手法での解析を行った。

構造模型実験による結果と、変形挙動に関してはほぼ同等の結果を得た。

リバットの破断といった現象を導入していないため、構造模型に比して、解析モデルの方が高い強度を示した。

以上のように ANSYS/LS-DYNA を使用して、航空機胴体構造の衝撃解析を実施することへの可能性を提示できたものと考ええる。

今後は、本研究の延長としてリバットの破断を考慮し、構造模型実験との対応関係を明らかにする必要があると考える。

参考文献

- [1] "航空機構造の衝撃解析技術の研究調査報告書"、財団法人航空宇宙技術振興財団、1999 年。
- [2] 細川剛史、熊倉郁夫、峯岸正勝、岩崎和夫、"航空機胴体株構造モデルの衝撃数値シミュレーション"、航空宇宙技術研究所特別資料 44 号、1999 年。
- [3] 熊倉郁夫、細川剛史、峯岸正勝、岩崎和夫、"航空機胴体株構造の衝撃落下特性について"、平成 11 年度航空安全・環境適合技術に関する研究報告会、1999 年。
- [4] "航空機構造の衝撃解析技術に関する研究調査報告書"、財団法人航空宇宙技術振興財団、2000 年。
- [5] 熊倉郁夫、細川剛史、峯岸正勝、岩崎和夫、"LS-DYNA3D を用いた航空機胴体モデルの落下衝撃解析"、第 5 回日本計算工学会講演会、2000 年。
- [6] 細川剛史、熊倉郁夫、"ANSYS/LS-DYNA を用いた航空機胴体下部構造モデルの落下衝撃解析事例"、ANSYS Conference in Japan 2000、2000 年。
- [7] Ikuo KUMAKURA, Masakatsu MINEGISHI, Kazuo IWASAKI, Takefumi HOSOKAWA, "Impact Simulation of Simplified Structural Models of Aircraft Fuselage"、World Aviation Congress 2000、2000 年。
- [8] "航空機構造の衝撃解析モデル化技術に関する調査報告書"、財団法人航空宇宙技術進行財団、2001 年。
- [9] 細川剛史、熊倉郁夫、峯岸正勝、岩崎和夫、"旅客機客席構造の耐衝撃性向上に関する解析的研究"、第 6 回日本計算工学会講演会、2001 年。
- [10] 熊倉郁夫、細川剛史、峯岸正勝、岩崎和夫、"ANSYS/LS-DYNA を用いた旅客機客席構造の耐衝撃性向上に関する解析的研究"、ANSYS Conference in Japan 2001、2001 年。

キーワード.

衝撃解析、旅客機客席構造、耐衝撃性、衝撃解析、LS-DYNA

Summary.

Numerical Simulation of Crashworthiness of Aircraft Cabin Structures

Takefumi Hosokawa

Division of Engineering, Specialize in System Engineering, HOSEI University

Ikuo Kumakura Masakatsu Minegishi Kazuo Iwasaki

Structural Integrity Group, Structures and Materials Research Center, National Aerospace Laboratory of Japan

Hiroshi Takeda

Department of System Control Engineering, Faculty of Engineering, HOSEI University

While the rate of air accident has not been improved for more the 15 years, the number of accidents will be expected to increase in future. In case crash accident of aircraft, it is important to reduce the impact load to passengers bellow the allowable level of the human body. In this research, the behavior of the aircraft fuselage structure in crash condition is numerically analyzed by using ANSYS/LS-DYNA, and the results are compared with experimental results. The correlation between analysis and experiments are improved by introducing some assumptions on material constants. In this study, it is shown that our numerical models are applicable to predict crash behavior of aircraft fuselage structures in crash condition.

Keywords.

Dynamic analysis, Crashworthiness, Deformation behavior, Impact load, LS-DYNA