

航空機胴体下部構造モデルの衝撃数値シミュレーション

細川剛史¹⁾, 熊倉郁夫²⁾, 峯岸正勝²⁾, 岩崎和夫²⁾

DROP TEST SIMULATION OF SIMPLIFIED STRUCTURAL MODELS OF AIRCRAFT FUSELAGE

by

Takefumi HOSOKAWA, Ikuro KUMAKURA, Masakatsu MINEGISHI, Kazuo IWASAKI

ABSTRACT

For ensuring occupant's survivability in case of crash accident of aircraft, the impact environment around the occupants must be less severe than an allowable level below which the human body can endure. This research aims to examine the crash behavior of fuselage structure both by tests and numerical analysis in view of the impact energy absorption and occupant's survivability. In this paper, some results on simplified structural models of the sub-floor fuselage structure, which were subjected to vertical drop test as the preliminary stage of examination, are presented. A numerical model corresponding to the structural model was developed and analyzed using a finite element analysis code, LS-DYNA3D.

1. 緒言

航空機が事故によりクラッシュした場合、搭乗者の生存率を向上させるためには、衝撃荷重を人体の容認レベルまで抑制する必要がある。航空機の緊急着陸に関しての強度設計では、客室の座席構造の動的試験基準があるのみで、胴体構造の衝撃吸収を考慮して設計することは行われていないのが現状である。

しかし、近年、単位運行便数あたりの航空機事故発生率に改善がみられていない。その一方で、運行便数は増加しているため、将来的な事故件数の増加が懸念されている。また、総2階建構造の航空機(Double decker)をはじめとして、機体の大型化の傾向もあり、事故あたりの損失も大きくなる可能性がある。

最近、世界的に事故防止策の見直し、事故時の生存率向上対策の検討が進められるようになってきた。搭乗者に作用する衝撃荷重は、座席構造の衝撃吸収のほか、胴体下部構造の変形や破壊に伴う衝撃エネルギーの吸収で軽減されることが考えられるがその衝撃破壊挙動を数値解析により推定することができれば、機体の衝撃吸収の確認や、衝撃吸収型構造の開発を効率的に行うことができると考えられる。同時にコストの低減も期待される。

このような現状に鑑み、本研究は、簡易的な要素分割により胴体下部構造の衝撃特性をある程度のレベルでシミュレートすることを目的とする。

本論文では、その予備段階として、航空機の胴体を極端に理想化した構造モデルを作成し、落下衝撃実験を行う。また、構造モデル

と同等の数値解析モデルを既存の有限要素法解析ソフトウェアLS-DYNAを用いて解析を行い、実験結果との対応関係を明らかにする。

2. 耐衝撃性研究の現状

航空機構造のクラッシュと生存率向上問題については、主に米軍FAA(Federal Aviation Administration), NASA(National Aeronautics and Space Administration)などを中心に1960年代から研究が進められ、小型航空機やヘリコプターを中心に衝撃試験による衝撃データの収集や座席構造または衝撃吸収床下構造などの開発が進められた。

さらに、数値解析手法の開発も進められている。例えば、1970年代に開発されたKRASHは最近でも最も多く利用されている解析コードであるが、これは、他の解析手法によって実施された部分構造解析の結果や、構造試験による結果を、梁要素およびびね要素によって置換することで近似的に解析する手法である。

一方で、近年のコンピュータ性能の向上により、これまで困難であった膨大な要素数を用いた航空機構造の衝撃解析も試みられるようになってきている。

しかし、世界的にも数値解析手法に関しては、試行錯誤の状態であり、新たな取り組みが期待されている。

3. 構造模型実験

・(1) 実験対象モデル

実際の航空機は、図1に示すような様々なComponentにより構成されている。本研究では、当面客室部分の胴体構造を検討対象とする。また、胴体断面形状は図2に示すように、航空機の構造、目的、用途などにより異なるが、円断面を中心に検討する。

1)法政大学工学部システム制御工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町3-7-2

2)航空宇宙技術研究所構造材料総合研究グループ

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

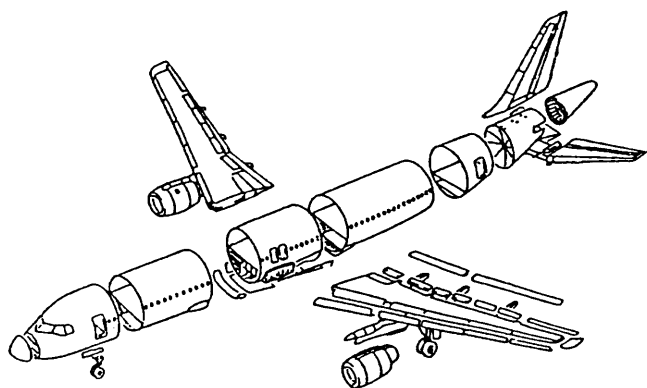


図1 機体組立のComponent

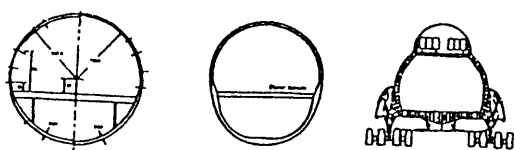


図2 胴体断面形状例

実際の航空機構造を忠実に再現することは非常に多くの時間が要求される。また、現段階では非現実的であると考えられる。本研究では、客室の衝撃環境を推定する際に、なるべく少ない要素の解析モデル胴体下部構造を中心とした衝撃特性をシミュレートする事から着手するとし、構造模型実験は破壊モードの確認と解析モデルの評価のために実施する。そのためのステップとして、まず、簡便な構造模型を用いて比較検証することとした。

以上のような観点より、本研究では、図3に示すように、胴体断面を単純な円断面と仮定し、床下構造部分の衝撃破壊モードと床下高さの影響を確認するため、床下高さ（座席取り付け位置） H をパラメータとした構造模型を作成した。床高さは、円断面の半径 R を基準として、その60%～120%の範囲で設定し、床下部分のみの破壊特性に注目し、第一段階として床構造は完全剛体と仮定している。

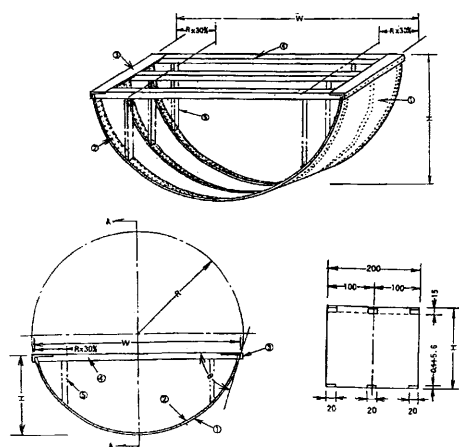


図3 構造模型

本研究で設定した構造模型供試体の詳細について、表1にまとめる。床位置にダミーウエイト85kgを付加し、試作の落下衝撃試験装置を用い、速度4.10m/secで剛体平面に垂直落下させるものとする。

表1 実験および解析対象

供試体	断面半径 R(mm)	幅 W(mm)	高さ H(mm)
EX061	225.0	412.4	135.0 (R×0.60)
EX081	225.0	440.9	180.0 (R×0.80)
EX101	225.0	450.0	225.0 (R×1.00)
EX121	225.0	450.0	275.0 (R×1.20)

(2) 実験結果

構造模型の落下衝撃試験結果を表2にまとめる。変形形状などの詳細については、各供試体ごとに考察を加える。

表2 胴体下部構造模型の落下衝撃試験結果

供試体	EX061	EX081	EX101	EX121
床部分最大幅 (mm)			477.0	505.7
高さ (mm)	82.5	113.0	136.7	164.3
中央部凹み (mm)	39.8	30.0	15.7	8.6
圧縮量 (mm)	52.5	67.0	87.3	110.7
圧縮時間 (mm)	24.4	27.8	35.6	33.1

(a) 供試体 EX 061

供試体 EX061 の変形図(高速度カメラ画像)を図4に示す。EX061の最大変位量は52.5mm、模型中央部において胴体下部が大きく変形し潰れた状態になっている。また、中央部の外板には亀裂が発生している。衝撃を吸収するための構造部分が他と比較して少なく、浅いため、変形が大きく中央部付近に集中したものと考えられる。

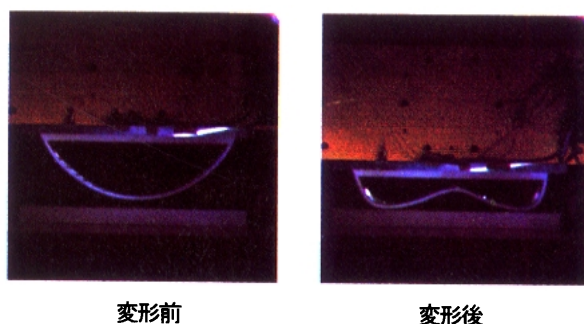


図4 EX061

(b) 供試体 EX 081

図5に供試体 EX081 の変形図を示す。EX081は実際の大型航空機に比較的近い床高さのモデルである。最大変位量は67.0mmである。中央部分に凹みが見られる傾向は、EX061と同様であるが、下部構造部分で力が分散しあい、広い範囲で衝撃が吸収されている。全体として、亀裂が発生している部分は観察されなかった。

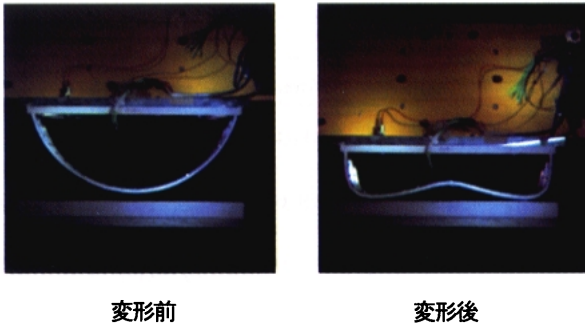


図5 EX081

(c)供試体 EX101

EX101 の変形図を図6に示す。単純な半円筒モデルであり、実機よりも床が高い位置にあるモデルと考えられる。EX061, EX081と比較すると中央部分の凹みが小さい。これは、衝撃エネルギーを構造模型の広い範囲で吸収しているためと考えられる。すなわち、応力を構造模型全体で吸収していると思われる。さらに、EX061, EX081は、変形後、構造模型の左右の膨らみが観察されなかったのに対し、本供試体ではその量が増加している。また、左右の接触部分に亀裂が生じている。

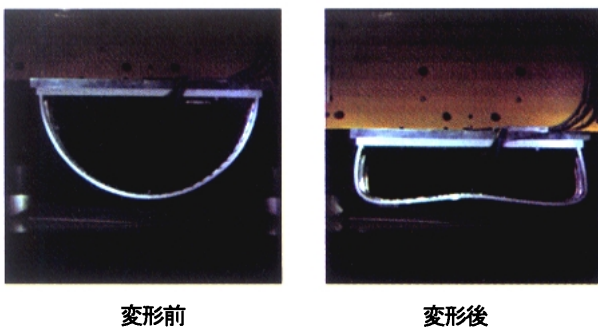


図6 EX101

(d)供試体 EX121

床が胴体のかなり高い位置に配置され、貨物室部分を大きく想定した構造モデルである。図7に变形図を示す。EX101と同様に全体的に左右に膨らんでいる。このように殻構造の変形が全体に分散して衝撃を吸収し応力が分散する傾向があり、中央部分の凹みは小さい。

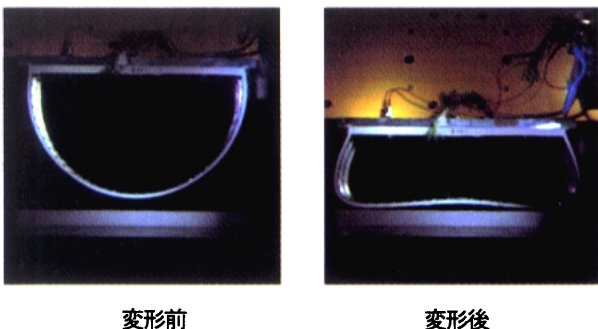


図7 EX121

(3) 床位置の変位および加速度の例

落下衝撃試験における床位置の変位を図8、加速度の計測例を図9に示す。

EX061では衝突後の再接触(Rebound)はほとんど認められないが、床高さが高くなるにつれて再接触が認められた。

予想されることではあるが、接地後の床面垂直変位のピーク値には床高さが小さいほど短時間内に達し、その最大変位量は小さく、床付近の加速度(減速度)のレベルが大きくなることなどが確認できた。

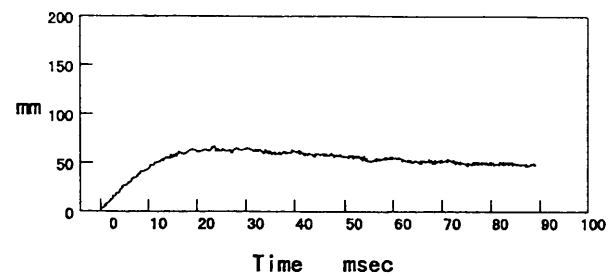


図8 床位置の変位(EX061)

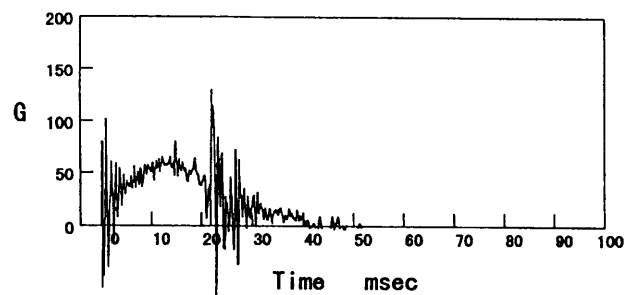


図9 床位置付近の加速度の例(EX061)

4. LS-DYNA3D

LS-DYNA3Dは当初米国の国立研究機関 Lawrence Livermore National Laboratory (LLNL)で1976年にDYNA3Dとして開発された。開発者はJohn O. Hallquistである。

1988年にHallquistがLivermore Software Technology Corporationを設立し、商用ソフトウェアLS-DYNA3Dとして提供している。

LS-DYNA3Dは航空宇宙関係の構造物や軍用機器などの構造解析から、現在では自動車をはじめとする各種輸送機器の衝撃現象、深絞りなどの金属加工現象の解析に広く使用されている。

LS-DYNA3Dは陽解法という機能的性質から比較的短時間の内に進行する過渡現象を一般に対象としている。電子機器の落下、自動車の衝突などの現象はLS-DYNA3Dでよく扱われる問題である。

5. 胴体構造のモデル化

床下構造モデルに対応する解析モデル例を図 11 に示す。外板やフレームは等価なシェル要素とし、要素分割数を数ケース検討し、試験結果との対応関係を検討している。

(1) 要素

本研究では使用したシェル要素は Belytschko-Tsay である。本要素は、最も高速計算が行うことが可能であり、数値解析全般によく使用される、非常に一般的な要素である。本要素を使用するに当たっては、Warping が過度に大きくなる問題は精度が低下するため、比較的粗い要素分割では注意を要する。本要素に適用した材料定数を表 3 にまとめる。

表 3 シェル要素材料定数一覧

ヤング率(GPa)	ポアソン比	密度(kg/mm ³)
0.35	0.30	2.78×10^{-6}

(2) 応力—ひずみ関係

本研究では弾塑性—移動硬化則を用いる。古典的な 2 直線近似の移動硬化則モデルであり、材料の応力—ひずみ関係を表すため 2 種類の勾配（弾性と塑性）を使用する。

本研究で設定した、応力—ひずみ関係を図 10 にまとめて示す。また、このモデルは繰り返し荷重を受ける際の Bauschinger 効果を考慮する。

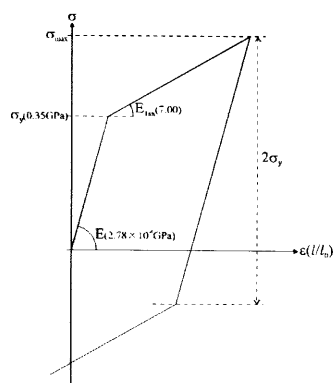


図 10 本研究で設定した応力—ひずみ関係

(3) 数値解析モデルを作成

本研究で設定した数値解析モデルを表 4 にまとめる。構造模型実験と数値解析モデルの対応関係を表 5 にまとめる。

モデル全体の寸法緒元などは、構造模型実験を忠実に再現したが、Frame と Skin plate の差別化は行っていない。本研究では、Frame の曲げ剛性を Skin plate 全体に分布させている。この手法が必ずしも適当であるとは言い難いが、本手法で実験結果をある程度再現することができれば、簡易的に航空機胴体構造をモデル化する一案と考えることができると思われる。

表 4 数値解析モデル（寸法緒言）一覧

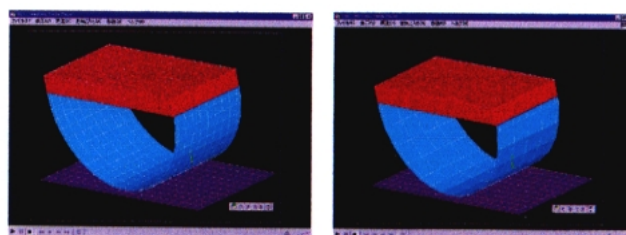
供試体	断面半径 R(mm)	幅 W(mm)	高さ H(mm)	要素数
NA061-50	225.0	412.4	135.0 (R×0.60)	752
NA101-25	225.0	450.0	225.0 (R×1.00)	2270
NA101-50	225.0	450.0	225.0 (R×1.00)	832
NA101-100	225.0	450.0	225.0 (R×1.00)	408

表 5 構造模型と数値解析モデルの対応

実験供試体名	数値解析モデル供試体名
EX061	NA061-50
EX101	NA101-25
	NA-101-50
	NA-101-100

※EX(Experiment)・・・構造模型実験、NA(Numerical Analysis)・・・数値解析

以上の条件を用いてモデル化した数値解析モデルを図 11 に示す。



NA101-50

NA101-100

図 11 胴体構造の数値解析モデル図

6. 実験結果と解析結果との比較

6.1 要素数と解析時間との関係

要素数と解析時間との関係を明らかにすることを目的とし、NA101（床高さ H=1.0R）のモデルを対象として、要素数を 25, 50, 100 の 3 ケースについて解析を行った。現象時間を 100msec とし、要素数以外は、全て同条件下で計算するものとする。横軸に要素数、縦軸に解析時間を表した、要素数と解析時間との関係のグラフを図 12 に示す。

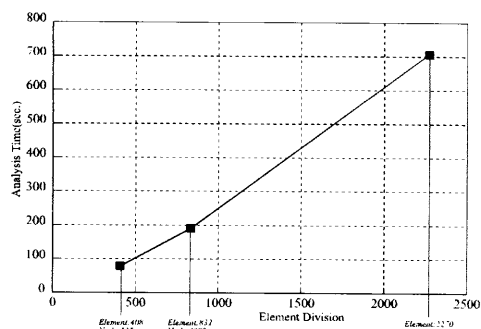


図 12 要素数と解析時間との関係

要素数が少ない程、解析が短時間でできることが伺える。ただし、本研究では 100msec と非常に短時間の現象を取り扱っていること、極度に理想化されたモデルでの結果であること、解の精度については考慮していないことなどに留意されたい。

なお要素数は、外形線の要素長さと辺の長さより Preprocessor 内で自動的に計算される。

本研究での結果からは、要素数が少ない程、短時間で解析が行えるが、解析対象の構造物が複雑化した場合や、現象時間を長くした場合などについては、一概に本研究の結果が適用されるとは考えにくく、さらなる検討が必要であると考えられる。

6.2 数値解析結果

(1) NA061-50 (H=0.6R, 要素数 752)

構造模型実験モデル(EX061)に対応する数値モデルである。条件は、構造模型実験とほぼ同等の条件下で解析を行い、現象時間は 100msec とする。最大変位時の変形図および垂直方向応力分布を図 13 に示す。

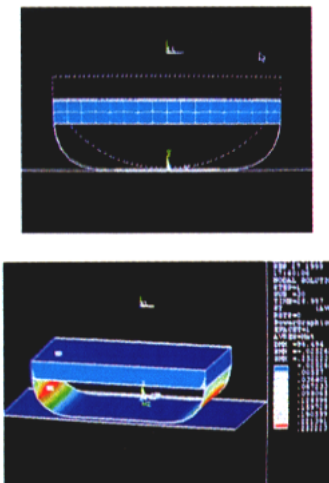


図 13 NA061-50 の変形図と垂直方向応力分布（最大変位時）

構造模型実験での変形性状（図 4 参照）と比較すると、中央部分の変形が小さい。これは、曲げ剛性を平均化し全体に分布させたためと考えられる。また、垂直方向応力分布をみると、モデル左右に応力が集中して発生しており、構造模型実験との対応関係が認められた。

(3) NA101-50 (H=1.0R, 要素数 832)

構造模型実験モデル(EX101)に対応する数値モデルである。現象時間は 100msec とし、ここでは、要素数 832 のモデルについて、考察を加える。

最大変位時の変形図および垂直方向応力分布を図 14 に示す。構造模型実験（図 6 参照）との対応であるが、変形の性状はモデル左右の部分が外側に広がり、中央部分が若干浮き上がっている現象

は、構造模型実験でも観察できた挙動である。したがって、変形の性状については、対応関係が見られる。また、垂直方向応力分布は、モデル左右に大きな応力が作用しており、構造模型実験との対応関係が認められた。

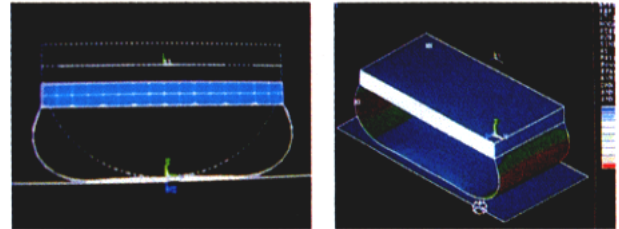


図 14 NA101-50 の変形図と垂直方向応力分布（最大変位時）

また、「時間—変位関係」を図 15 に示す。実験での測定結果と比較すると、ピーク時刻などは異なっているが、初期段階ではほぼ同等の変位が観察された。ピーク値の値およびその時間が若干ずれているが、これは曲げ剛性を Skin plate 全体に分布させたことや、応力—ひずみ関係の設定などによって生じたものと考えられる。

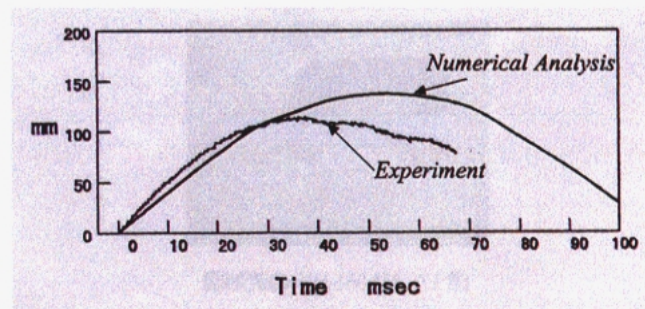


図 15 時間—変位関係(NA101-50)

7. Frame を考慮した場合の数値解析

本研究では、Frame と Skin plate の差別化を行っていないが、実際の航空機構造の挙動を把握するためには、Frame と Skin plate の差別化を行う必要があると思われる。しかしながら、Frame と Skin plate を別々にモデル化するには、作業の繁雑さが予想される。そこで、本研究では、曲げ剛性を Skin plate 全体に分布させる手法を取ったが、ここでは、参考として Frame をモデル化した場合の解析について述べる。

解析対象としたモデルは、NA061-50 を基準として、胴体左右に 2 本 Frame を配置したモデルである。モデル名は NA061F-50 とする。配置した 2 本の Frame に模型実験における Frame の剛性を分布させたモデルである。すなわち、Frame の本数が模型実験では 3 本、数値解析では 2 本という違いがあることになる。

また、材料特性などについては、構造模型実験および解析モデル NA061-50 に準ずるものとする。解析モデル図を図 16 に示す。

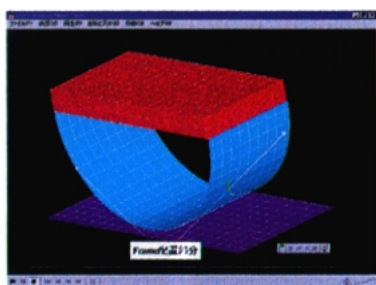


図 16 Frame をモデル化した場合のモデル図(NA101-50F)

図 17 および図 18 (左) に変形図を示す。また図 18 (右) に応力分布を示す。

図 17 は、変形途中(35.0msec)での変形図であるが、構造模型実験での変形図(図 6 参照)と比較すると、モデル左右が広がり、中央部分が大きく凹む性状は同様と考えられる。ただし、その後変形は図 18 (左) まで進んでいる。おもりと Frame および Skin plate との接触を予測していない関係上、Skin plate などがおもりを突き抜ける結果となっている。したがって、垂直方向応力なども正確に判断するには至っていないため、再検討を進めている。

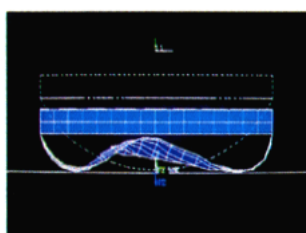


図 17 NA061-50F の変形図

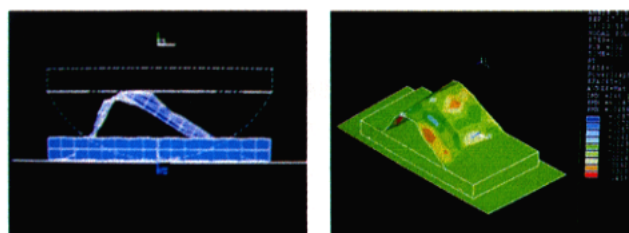


図 18 NA061-50F の変形図と垂直方向応力分布(最大変形時)

8. 結言

本研究では、航空機の胴体下部構造の衝撃特性をシミュレートすることを目的とし、航空機胴体を極端に理想化した構造模型の落下衝撃実験を行った。構造模型実験の結果を数値解析手法を用いて検証するため LS-DYNA での有限要素法を行い、その適用性について考察した。

本研究で得られた成果を以下にまとめる。

- (1) 「時間—変位」関係は、最大変位量に関しては若干検討の余地を残す結果となったが、実験とほぼ同等の結果が得られると思われる。
- (2) 変形の性状については、実験とほぼ同等の性状を確認することができた。
- (3) Frame のモデル化に関しては、Skin plate とおもりとの接触を考慮するなど、検討の余地が残されたケースがあるが、変形の性状などからは、構造模型実験に近い結果が確認された。
- (4) Frame および Skin plate の応力—ひずみ関係については、検討の余地を残す結果となった。今後は、応力—ひずみ関係をどのように設定するかが課題である。

実験結果との対応関係については、若干検討の余地を残す結果となったが、LS-DYNA を用いて、航空機構造の衝撃解析を行うことへの可能性を提示できたものとする。

9. 今後の課題

実際の航空機胴体構造は、今回対象としたような単純な構造ではなく、より複雑な構造である。本研究では、胴体下部構造を極端に理想化したモデルでの実験・解析であった。今後は、さらに実機に近いものへモデル化することで、機体の衝撃吸収の確認を行い、効率的に衝撃吸収型構造を開発することへの可能性を提示したいと考える。

また、Frame や Skin plate の応力—ひずみ関係をどのように設定するかも検討する必要がある。

謝辞：本研究を行なうにあたり、小島淳司氏(サイバネットシステム株式会社)には、代表例として取り上げた ANSYS / LS-DYNA による解析機能や操作手順の詳細についてご教示頂きました。また、上林厚志氏(株式会社竹中工務店)には、衝撃解析の現状やその評価手法についてご指導、ご助言を頂きました。

ここに記して感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Energy Absorption of Aircraft Structures as an Aspect of Crashworthiness., AGARD CP-443, 1988.
- 2) Computational Methods for Crashworthiness, NASA CP-3223, 1992.
- 3) Crashworthiness of Transportation Systems, Ed. by J.Ambrosio, Kluwer Academic Publishers, 1997.
- 4) ANSYS / LS-DYNA3D Theoretical Manual, 1996.
- 5) Dynamic plasticity by N.CRISTESCU, 1967.
- 6) 衝撃破壊工学, 社団法人日本機械学会, 1990.