ISSN 2433-2224(Online)
JAXA-RM-21-012

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

航空機胴体構造詳細衝撃解析モデルの開発

Aircraft Fuselage Detailed Crash Analysis Model

宮木 博光，秋山 弘行，中元 啓太，岡田 孝雄，少路 宏和

MIYAKI Hiromitsu, AKIYAMA Hiroyuki, NAKAMOTO Keita
OKADA Takao and SHOJI Hirokazu

2022年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

This document is provided by JAXA.

目　次

概要 …… **1**

1. はじめに …… **1**

2. YS-11 胴体輪切り構造落下試験概要 …… **3**
2.1. YS-11 輪切り胴体供試体 …… 3
2.2. 試験の概要 …… 5
2.3. 試験結果 …… 6

3. 解析モデルの作成方法 …… **6**
3.1. 解析モデルの形状設定 …… 6
3.2. 解析モデルの解析メッシュ作成 …… 6
3.3. リベットモデルの作成 …… 10
3.4. 材料特性の付与 …… 10
3.5. 解析条件の付与 …… 10
3.5.1. 地面の設定 …… 10
3.5.2. 接触条件の設定 …… 10
3.5.3. 初期条件の設定 …… 12
3.5.4. 境界条件の設定 …… 12
3.5.5. その他の設定 …… 12

4. YS-11 胴体落下試験の再現解析結果 …… **13**
4.1. 後方胴体の解析結果 …… 13
4.1.1. 衝撃破壊結果 …… 15
4.1.2. 床面加速度結果 …… 15
4.1.3. 人体ダミー加速度及び腰椎荷重結果 …… 17
4.2. 前方胴体の解析結果 …… 17
4.2.1. 衝撃破壊結果 …… 17
4.2.2. 床面加速度結果 …… 17
4.2.3. 人体ダミー加速度及び腰椎荷重結果 …… 20
4.2.4. 認証の際に必要となる要件の解析による検討 …… 21

5. まとめ …… **23**

謝辞 …… **23**

参考文献 …… **23**

This document is provided by JAXA.

航空機胴体構造詳細衝撃解析モデルの開発

宮木 博光[*1], 秋山 弘行[*2], 中元 啓太[*2], 岡田 孝雄[*1], 少路 宏和[*1]

Aircraft Fuselage Detailed Crash Analysis Model

MIYAKI Hiromitsu[*1], AKIYAMA Hiroyuki[*2], NAKAMOTO Keita[*2], OKADA Takao[*1], SHOJI Hirokazu[*1]

ABSTRACT

To assess aircraft fuselage crashworthiness, a detailed fuselage structure analysis model that is verified with real tests results is required. In this paper, we present the rules which are used to build the analytical model and show how to build one. We indicate that there are close correspondences between the vertical drop test results for two YS-11 fuselage section and the analytical results with the model for those. Moreover, we demonstrate the method with the analysis with four criteria regarding occupant survivability: retention of items of mass, maintenance of acceptable loads experienced by the occupants, maintenance of a survivable volume and maintenance of the occupant egress paths. The peak deceleration values of the analysis results are within 20% error of the test results at almost all evaluation points on the fuselage floor. Therefore, the method of making the analytical model is shown as an applicable tool for acquiring the certification of the airframe crashworthiness.

Keywords: Crashworthiness, Fuselage, Structure, Analysis, FEM, YS-11

概要

航空機胴体構造の耐衝撃安全性を評価するには，実現象を模擬できる解析モデルを作成し，種々の条件で検討を行う必要が有る．本稿では，その解析モデルを作成するためのモデル化基準を示し，その基準に基づいた解析モデル化技術を示す．ここでは， YS-11 輪切り胴体の構造様式の違う 2 体に対して実際に作成した解析モデルを使用し，過去に実施された垂直落下試験結果について解析評価を行い，十分に試験を模擬する解析結果が得られることを示す．さらに，認証で求められる評価項目（乗客に負荷される衝撃力，客室内重量物の保持，生存空間の確保，脱出経路の確保）を評価する方法の提示，評定箇所での客室加速度の試験と再現解析の誤差が大部分の個所で 20%以内の誤差に抑えられていることを示すことにより，本解析技術が，認証時に必要とされる既存の金属製胴体構造の耐衝撃性評価を満足する衝撃解析モデル化技術であることを示す.

1. はじめに

旅客機の耐衝撃構造要求として現状の航空機の耐空性基準[1~3]で規定されているものとしては，次のようなものが有る．まず，制御された飛行状態で，最大着陸荷重による 1.52m/s(5ft/s)の垂直速度の胴体着陸時に，燃料漏れを起こして火災を引き起こす事が無いようにということ[4,5]．また，ハードランディングの事態を想定し，着陸脚について，最大着陸荷重による垂直方向の速度が 3.66m/s(12ft/s)の落下試験に耐える衝撃吸収能力が求め[6,7]られており，安全に着陸時の衝撃を吸収できることを保証するようにしている．さらに，装備品や構造が非常着陸時に遭遇されると考えられる上下前後左右の慣性荷重を想定し，その荷重に装備品や客室構造[8,9]，燃料タンク[10,11]は耐えるようにし，客室の乗員を守るようにしている．特に座席については，非常着陸時の動的荷重条件の規定[12,13]が有り，垂直方向の速度変化は 9.24m/s（速度変化要求 35ft/s の cos30°）を考慮した座席衝撃試験が課されている．この座席試験で求められている非常着陸時の耐衝撃性は，人体が許容できる

[*] 2021 年 11 月 29 日受付（Received November 29, 2021）
[*1] 航空技術部門 航空機ライフサイクルイノベーションハブ（Aircraft Lifecycle Innovation Hub, Aviation Technology Directorate）
[*2] 菱友システムズ（Ryoyu Systems Co., Ltd.）

This document is provided by JAXA.

加速度環境を座席の入力加速度と規定して座席の試験を課し，乗客の安全を図っている．一方で，機体構造自体としての耐衝撃性に関しては，現行のアルミ合金製航空機胴体構造については，単通路の狭胴機以上の規模では，床下構造には十分な空間が有り，非常着陸時の衝撃荷重をうまく吸収できている [14]ため，規定を設定せずとも，耐衝撃性能が得られている．しかしながら，複合材料製胴体構造を有する旅客機や現行の Tube-and-Wing 様式とは違う構造様式の旅客機は, 必ずしも既存の胴体と同じような破壊様式や衝撃吸収をするとは限らないため，9.14m/s(30ft/s)までの垂直落下速度で胴体構造が自由落下した衝撃環境の条件において，現行の金属製胴体構造以上の非常着陸時の耐衝撃安全性を有することを示すよう特別要件(25-362-SC)[15]が課される様になってきている．そのような状況の中で, アメリカ連邦航空局(Federal Aviation Administration (FAA))は, 耐衝撃安全性に関し，現行基準が十分であるか，あるいは数値解析等を用いたより現実的/理論的な検討を求める基準の必要性や実現可能性について，基礎的な検討を継続的に行ってきた．そして，FAA の規制を検討する諮問委員会 ARAC (Aviation Rulemaking Advisory Committee)が，各機体メーカーや認証航空当局，航空機の研究所等の専門家を集め，TACDWG (the Transport Airplane Crashworthiness and Ditching Working Group)という作業部会を 2015 年 1 月から，2017 年までに機体の耐衝撃性の具体的な基準改定の要否及び改定内容をまとめ提言を行う予定で設けられ，検討が進められた [16]． 最終的に 2018 年 9 月に TACDWG から提言が FAA になされ，2021 年現在 FAA で実際に規定を定めるかどうか検討されている状況である．TACDWG の提言によれば，現在運用中の旅客機は既存の規定に適合することにより十分な耐衝撃安全性が確保されているという認識の下，胴体の材料や構造様式に新規性がない機体は既に型式認証を取得した機体との十分な類似性を証明することで新基準を満たすことが可能であるが，新規性のある胴体を持つ機体の場合は胴体構造全体を対象とした耐衝撃安全性の証明を行う必要がある．つまり，FAR の改訂の是非に依らず，新しい構造様式の機体構造を設計しようとする場合には，耐衝撃性の証明は必須となると想定される．

この耐衝撃性の証明には，必要とされる機体構造を作り，実際に落下試験を行い証明するのが理想ではあるが，機体構造の製造はコストがかかり，試験条件を変えた試験を何体も実施することは非現実的なため，衝撃状態を模擬できる解析モデルを作成し，そのモデルを用いて耐衝撃安全性を示す解析技術が必須となる．そして，その解析に必要となる解析技術とは，構造の動的な衝撃応答/衝撃特性評価が行え，継手破壊，部材座屈等の再現，衝撃による破壊様式の明確化等により，実機が遭遇すると想定される衝撃環境による現象を忠実に再現できる技術である．継手破壊や部材座屈等の現象を再現するには，各部を詳細に要素分割して有限要素法により解析すれば，より精度が上がっていくが，局部的に要素を増やすと構造全体をモデル化して解析する場合には，要素数が増え過ぎる．また，要素を小さくしていくと，陽解法有限要素のクーラン条件 [17]により，計算の時間刻みが非常に短時間になり，所望の衝撃後時間までの計算を行うまでの繰り返し計算回数が飛躍的に上昇してしまうため，計算時間や計算資源が大規模に必要となり，現実的ではない．そのため，ある程度の要素分割で，対象構造全体を模擬し，かつ，実機を忠実に模擬できる解析モデル化手法が必要となる．新規構造様式，新規構造材料を持つ胴体に対する実機構造のモデル化手法を構築し耐衝撃安全性の評価を行う為には，比較対象となる従来構造胴体のデータを取得するため，また実機胴体構造解析手法のベースラインとするため，従来構造胴体の衝撃解析技術の獲得が不可欠である．

上記の解析技術を獲得するため，国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（以下，JAXA（Japan Aerospace Exploration Agency)）の航空技術部門では，研究事業「航空機開発の高速化を実現する基盤応用技術の研究開発」の一課題として「詳細衝撃解析技術の研究開発」が 2016 年度から 2019 年度まで実施された．ここで言う詳細と言うのは，構造部材はすべて省略することなく有限要素モデル化し，構造部材同士の結合は，通常有限要素法で行われる節点共有では無く，航空機構造特有の結合部材であるリベット 1 個を 1 要素として結合する，つまりは，衝撃による破壊様式に大きな影響を及ぼすリベットまでもモデル化した解析を意味している．

この事業においては，従来構造様式に対する胴体構造衝撃解析手法を構築し，異なる機体に汎用的に適用可能且つ認証に必要な精度を有するものであることを目的に設定した．具体的には，再現解析においては，衝撃損傷破壊の実現象や損傷破壊モードを再現可能であること，認証で求められ

This document is provided by JAXA.

ると想定される [16]評価項目（乗客に負荷される衝撃力，客室内重量物の保持，生存空間の確保，脱出経路の確保）を示すことができること，定量的な項目（客室加速度，乗客に負荷される衝撃力に対応）については誤差 20%以内とすることが目標とされた．解析技術の検証のためには，実機による試験結果が必須となるため，解析技術を構築する実機構造対象として，我が国唯一の国産旅客機 YS-11 の胴体構造を選定した．これは，JAXA の前身の航空宇宙技術研究所が川崎重工業との共同研究として，2001 年 12 月 [18]と 2002 年 7 月 [19]の 2 回，YS-11 の胴体輪切り構造を用いた落下試験を実施しており，実試験データが存在しており，再現解析の検証が可能なためと，2 回の試験で床下構造に貨物室が有る場合と無い場合の構造様式の違う試験を実施しており, 2 回の試験の再現解析を実施することで，解析技術の汎用性の検証も行えるためである．

詳細解析技術の開発においては，陽解法有限要素法を用いた汎用の非線形有限要素法解析ツール LS-DYNA[20]を用いて解析することを想定し，解析技術を構築した．解析技術を構築するに当たっては，YS-11 胴体構造の各部位のモデル化を行うために部材形状のモデル化と分割，部材同士の接触などのルール化を行い，そのルールに従って構造全体をモデル化している．さらに，リベット単体の挙動を取り込んだリベット継手の解析モデルを組み込んだ．そして，詳細衝撃解析モデルを使用し, 胴体衝撃試験結果と比較することにより, 詳細解析モデルを用いた解析結果による解析ルール，モデルの妥当性検証を行い，比較検証によるフィードバックを行って解析技術の精度を高めた．

本報告では，YS-11 胴体供試体の落下試験の概要を述べた後，詳細衝撃解析モデル化のルールや再現解析の結果を紹介する．さらに，認証で求められる評価項目（乗客に負荷される衝撃力，客室内重量物の保持，生存空間の確保，脱出経路の確保）を評価する方法の提示，評定箇所での客室加速度の試験と再現解析の誤差が大部分の個所で 20%以内の誤差に抑えられていることを示すことにより，本解析技術が，認証時に必要とされる既存の金属製胴体構造の耐衝撃性評価を満足する衝撃解析モデル化技術であることを示す．

2. YS-11 胴体輪切り構造落下試験概要

JAXA の前身である航空宇宙技術研究所において，北海道の丘珠空港で Overlanding 事故を起こして廃棄された日本航空機製造製の YS-11 A-200 型機から切り出された供試体を用いて，2001 年 12 月と 2002 年の 7 月の 2 回落下試験が実施された．YS-11A の機体諸元を表 1 に示す．

表 1 YS-11A 機体諸元

直径	2.88m
最大離陸重量	24.5 ton
座席数	64
幅	32.0m
長さ	26.3m
高さ	9.0m
最大巡航速度速度	470-480 km/h

2.1. YS-11 輪切り胴体供試体

図 1 に切り出された供試体部分を示す. 2001 年 12 月の 1 回目の試験は, STA+1800 から STA+5160 までの 3360 mm 長さの 8 フレーム分の後方胴体を用いた．後方胴体の断面写真を図 2 に示す．図 2 から見て取れるように床下構造には，貨物室は無く空洞となっている．一方，2002 年 7 月に実施した 2 回目の供試体は，STA-8080 から STA-4950 までの 3130 mm 長さの 8 フレーム分の前方胴体を用いており，断面図を図 3 に示す．こちらは，床下構造に貨物室を有し，2 体の供試体の床下構造の様式が違う物となっている．YS-11 の胴体構造は，航空機に良く見られる Skin-Stringer セミモノコック構造である．荷物を搭載する overhead bin と呼ばれる荷物室は無く，帽子置き程度の荷物置きが客室

This document is provided by JAXA.

の中央通路の天井の両側に設けられている．また，供試体のモデル化をする際に重要な重量構成を表 2 に示す．前方胴体試験では，座席は 2 人掛けの物が左右に 3 列，全部で 2 人掛け 6 脚装備され，人体ダミー人形（ATD: Anthropomorphic Test Dummy）が 12 体搭載された．一方，後方胴体は座席 3 列のうち，前方 2 列は 2 人掛け座席が左右に搭載され，人体ダミーが 8 体搭載されたが，最後尾の 1 列については，座席脚と人体ダミー4 体分は鉄製の錘による重量ダミーが搭載された．

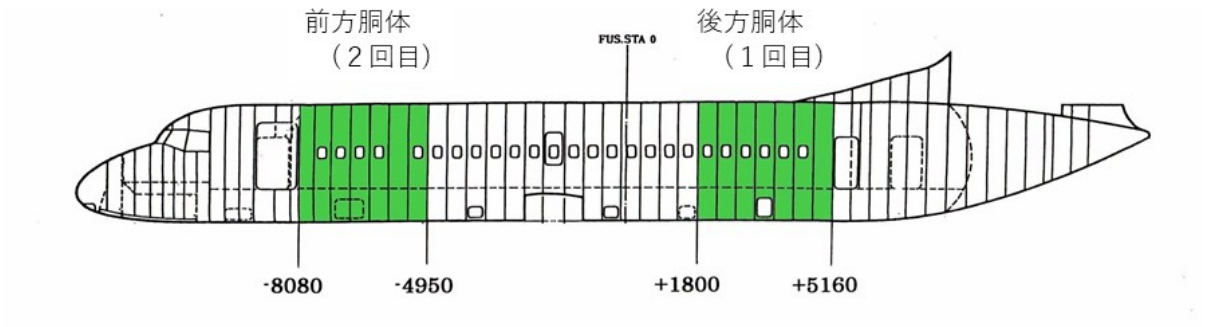


図 1　落下試験供試体の YS-11 での胴体位置

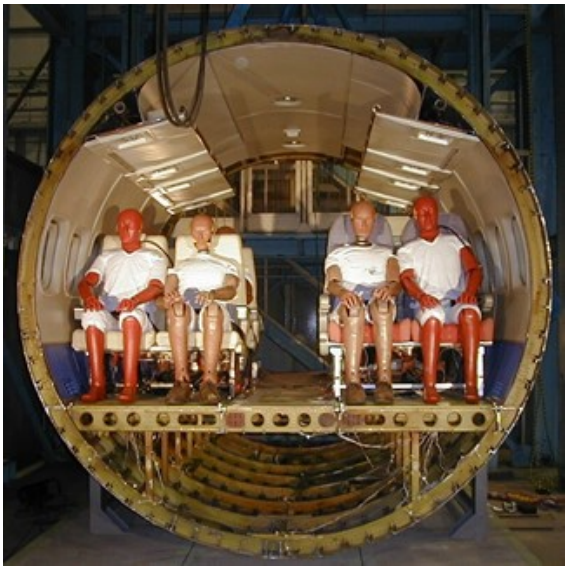


図 2　後方胴体供試体の落下試験前写真

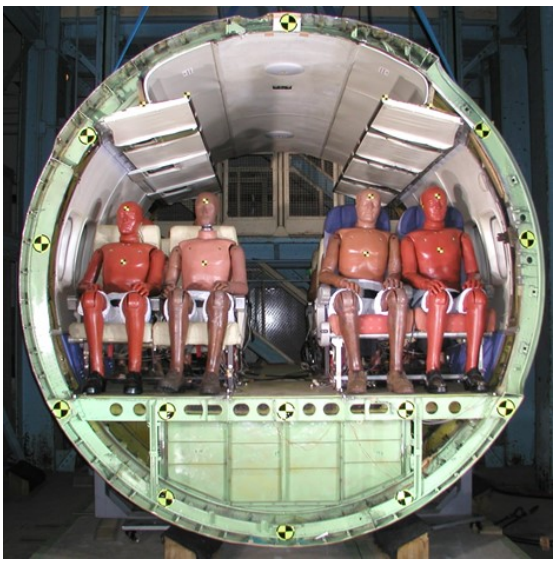


図 3　前方胴体供試体の落下試験前写真

表 2　YS-11 供試体重量表

項目		前方胴体供試体	後方胴体供試体
構造重量		547kg	470kg
座席	YS-11座席	15.2kg×3脚=45.6kg	15.2kg×3脚=45.6kg
	改良型YS-11座席	18kg×2脚=36kg	
	16G対応シート	32.6kg	32.6kg
ダミーウェイト			169.4kg×2個 =338.8kg
人体ダミー		74.5kg~77.8kg ×12体=912kg	76kg×8体=608kg
計測用ケーブル等		26.8kg	15kg
合計重量		1600kg	1510kg

This document is provided by JAXA.

2.2. 試験の概要

落下試験の模式図を図 4 に示す．落下試験は，所定の高さまで供試体を吊り上げ，試験開始と同時に吊り下げているフックを切り離し，供試体をコンクリート床面に落下させるものである．各計測点数を表 3 に示す．

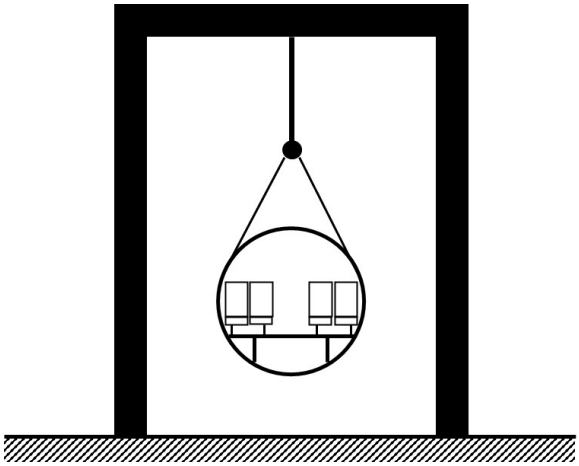


図 4　落下試験の模式図

表 3　YS-11 胴体落下試験計測点数

計測項目			前方胴体供試体	後方胴体供試体
加速度	構造	床とフレーム	46	48
		座席	28	16
	ATD		19	13
腰椎荷重	ATD		3	3
ひずみゲージ	構造	床とフレーム	22	22
		座席	38	24
合計測定点数			164	134

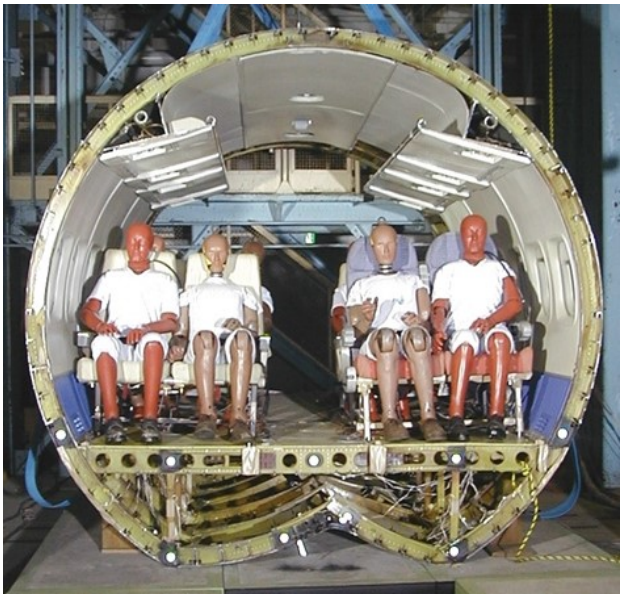


図 5　後方胴体供試体の落下試験後の写真



図 6　前方胴体供試体の落下試験後の写真

This document is provided by JAXA.

2.3. 試験結果

落下試験後の正面から見た図を後方胴体は図 5，前方胴体を図 6 に示す．また，破壊の様子や，計測された加速度履歴曲線等は，解析との比較の中で示すこととする．試験結果については，落下高さと計測による接地時の落下速度を表 4 に示す．

表 4　YS-11 胴体落下試験落下速度結果

	前方胴体試験	後方胴体試験
吊り上げ高さ	3.0 m	1.9 m
目標落下速度	7.62 m/s	6.10 m/s
試験落下速度	7.45 m/s	6.08 m/s

3. 解析モデルの作成方法

胴体落下試験の有限要素法解析は，汎用非線形有限要素法解析ソルバーLS-DYNA を用いて実施された．解析モデルは，形状を設定し，その形状に対してメッシュを切り，節点や要素を規定し，それぞれの要素の材料特性を設定し，境界条件や接触条件，初期条件，解析時間などの解析条件を付与する．ここでは，解析結果の精度に大きく影響する要素の作成（メッシュ作成）基準を策定し，その詳細を報告するとともに，解析を実施するに際し必要な各種条件設定について述べる．

3.1. 解析モデルの形状設定

モデル作成の手順として，まず YS-11 胴体の整備マニュアル，写真および実機計測の形状や寸法の情報から，CATIA 等の CAD ソフトウェアや有限要素法ソフトウェアの Pre-Analysis 機能により形状を作成する必要が有る．具体的には，原点を決め，3 軸を設定し，構造要素の寸法から基準となる点を決め，それぞれの部材を配置していくことになる．

表 5　メッシュ品質基準

要素構成因子	基準値
Jacobian	＞ 0.7
Aspect Ratio	＜ 5.0
Element Size	5.0mm to 20.0mm
Angle quad.	45 deg to 135 deg
Angle tria.	30 deg to 120 deg
Warpage	＜ 15

3.2. 解析モデルの解析メッシュ作成

次の段階は有限要素法解析用のメッシュの作成である．解析対象である胴体構造の大部分は，SHELL 要素で作成している．構造要素については，座席モデルのクッションの部分のみ，SOLID 要素で作成している．また，リベットやボルトなどの結合部材はビーム要素で作成し，床下のアクセスドアと胴体のロック部分では剛体結合(NODAL RIGID BODY)を設定している．各部材ごとに要素が作成され，部材と部材の結合は，実機と同様にリベット要素やボルト要素で結合されるようにしている．

解析モデルの大部分を占める SHELL 要素のメッシュ作成には，解析の精度に関わる諸因子があり，精度を一定以上に保つためには基準を設定して品質を保つ必要がある．そこで，表 5 に示すようなメッシ

This document is provided by JAXA.

ュ品質基準を定めた．これらの数値は，Pre-Analysis ソフトウェアの Model Checking 機能を用いれば，メッシュ品質基準値から外れた要素は明示されるため，解析精度を保証するために，基準を満たす要素のみを残し，基準値から外れたものは，基準を満足するように修正することとなる．各項目のうち，要素の大きさは，あまり要素が小さくなるとクーラン条件と言われる解の安定性を満たす条件から解析の時間刻み幅が微小になり，衝撃解析の衝撃後の所望の時間までの解析を実施するまでの時間刻み数が莫大になるため，ある程度の要素の大きさが必要となるため定められている．他の項目は，有限要素法は要素内の応力ひずみ関係を各節点に離散化して表現していることから，要素の形状がいびつになると解析精度が落ちるため，基準値が定められている．メッシュ品質基準の各項目によるメッシュ作成時の注意すべき事項を示す．なお，図 7 から図 11 のうち，基準を満たしていない要素は赤く塗られた要素メッシュであり，これらの要素は形状を修正することになる．

図 7 は，Jacobian Check の結果例である．赤い要素は，基準値を満たしていないことを示している．自動メッシュ機能を用いてメッシュを張ると，円孔の周辺等では，図のような Jacobian の小さい要素が出来てしまう．これを避けるためには，円孔の周辺から先にメッシュを張ることが求められる．なお，ここでの Jacobian の値は，各要素のガウス積分点に関して計算した値を使用している．

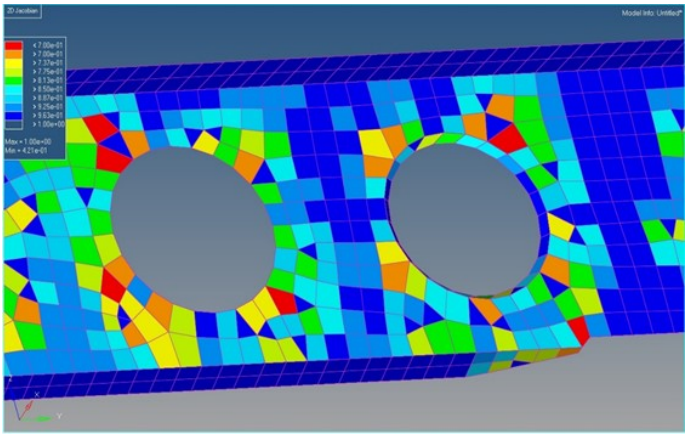


図 7　Jacobian Check の結果例

図 8 は，Aspect Ratio Check の結果例である．小さな円孔をそのままにしてメッシュを作ろうとすると，アスペクト比が大きくなってしまうので，5.0mm 以下の孔やフィレットに関しては，考慮せずに作成するようにする．

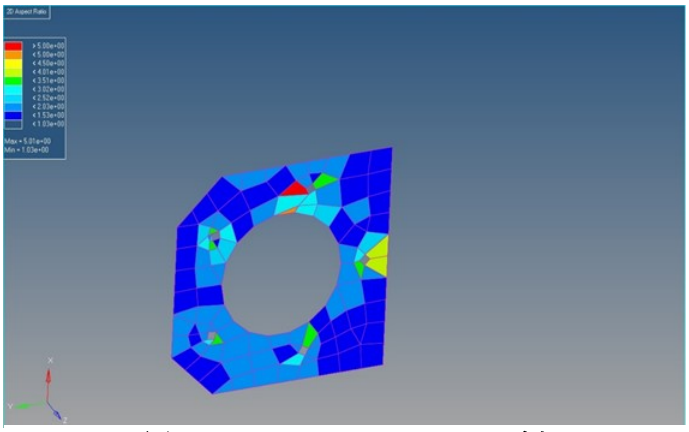


図 8　Aspect Ratio Check の例

図 9 は，Length Check の結果例である．5.0mm 以下になる細い箇所は，無視して作成するか，不自然でない程度で長さを伸ばすかして，基準を満たす要素を作るようにする．

図 10 は，Angle Check の結果である．円孔の周囲では，角度が大きい潰れた要素ができやすいので，円孔は優先して作成するようにする．

図 11 は，Warpage Check の結果例である．部材同士が重なっている箇所では，offset をして干渉をしないようにメッシュを作成する．その際に，offset をしていない要素との間に大きな Warpage が出る場合があるので，注意する．

図 12 は，Tria 要素（三角形要素）の比較の例である．Tria 要素は出来るだけ作らないようにする．作る場合でも，近傍に複数作ることがないように，工夫が必要である．図 12(a)の様に，修正前は三角形要素ができているが，これを図 12(b)の様に三角形要素を極力減らしたメッシュにする必要が有る．

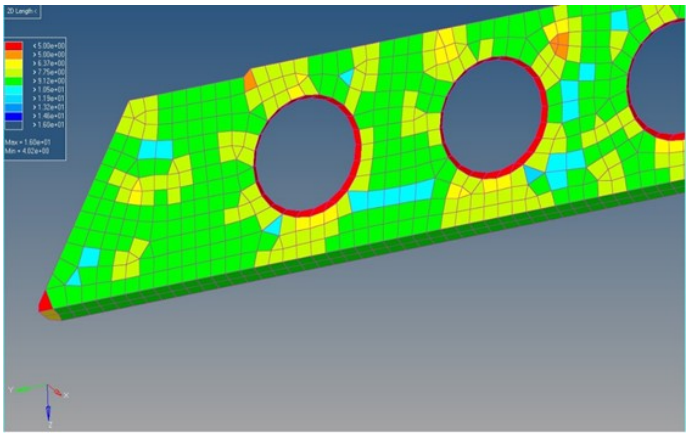


図 9 Length Check の結果例

This document is provided by JAXA.

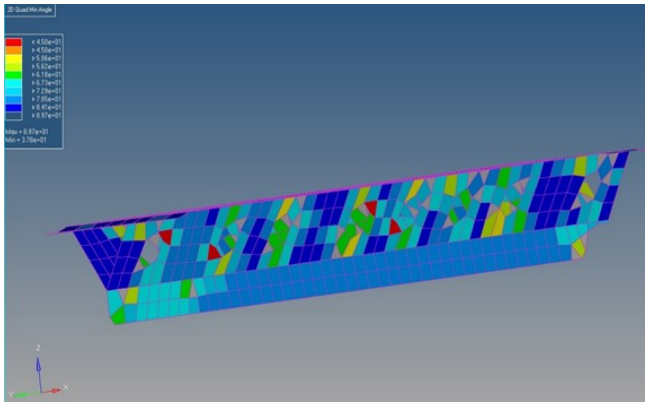


図 10 Angle Check の結果例

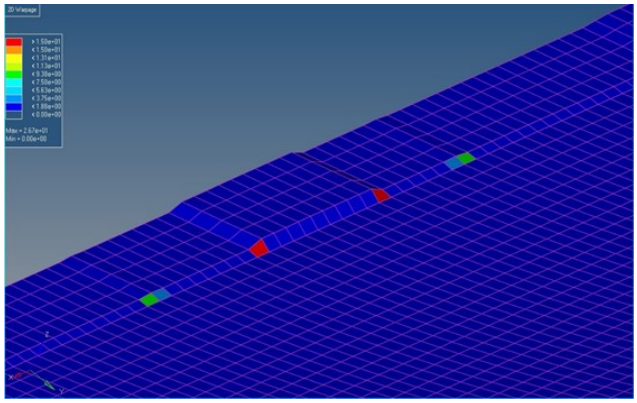
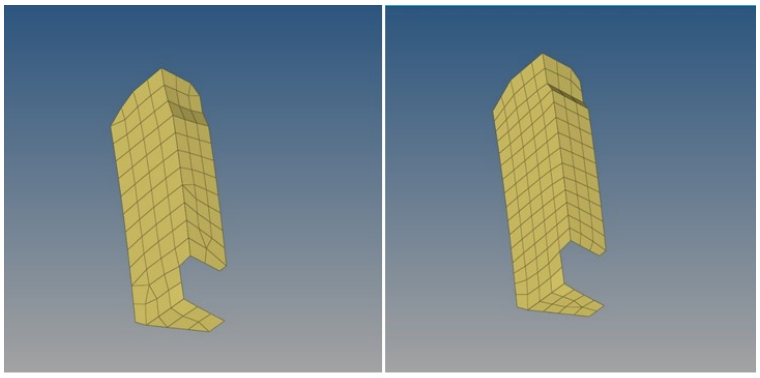
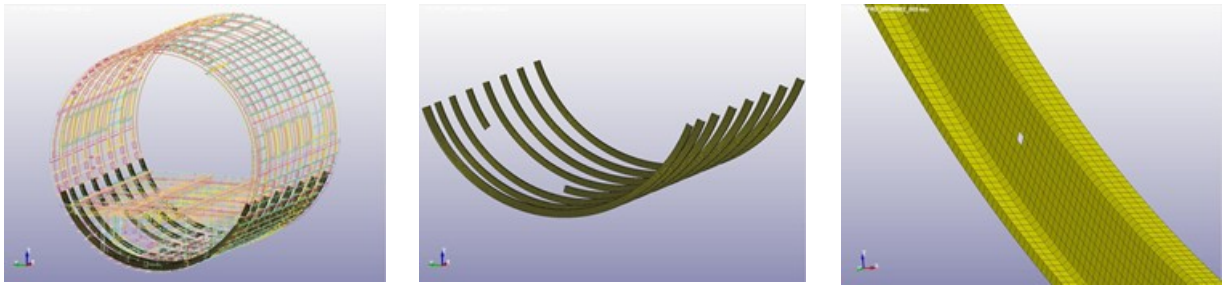


図 11 Warpage Check の結果例



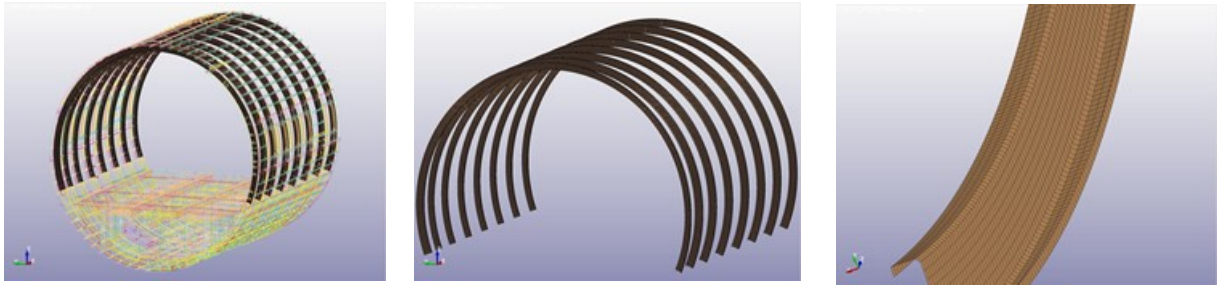
(a)修正前 (b)修正後

図 12 Tria（三角形）要素の比較例



(a) 該当 Part 位置 (b) 該当 Part 要素 (c) 要素分割拡大

図 13 下部胴体のフレーム部材 Part



(a) 該当 Part 位置 (b) 該当 Part 要素 (c) 要素分割拡大

図 14 上部胴体のフレーム部材 Part

This document is provided by JAXA.

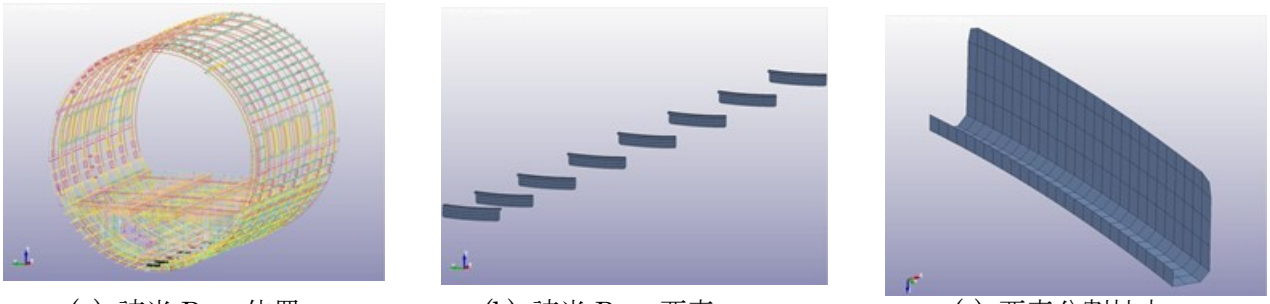
各部材の Shell 要素は，すべて部材の中立面に配置している．Shell 同士の干渉については，まず板厚を考慮しない状態での干渉はすべて修正している．次に要素の板厚を考慮した場合の干渉については，曲面板が重なっている部分など完全な除去が難しい部分もあるため，0.1 ㎜より小さな干渉は許容し，それより大きな干渉についてはすべて修正する．

要素を作成する際には，解析条件や材料特性などを設定する際に，同じ条件や材料特性でまとめられる要素をグループ化して Part として識別し，その Part に対して材料特性値や様々な条件をまとめて設定できるようにしている．胴体フレーム部材を構成する Part の一部を例にとり，Part 分けの例を示す．図 13 は，下部胴体のフレーム部材，図 14 は，上部胴体フレーム部材，図 15 はフレーム部材を固定するためのシアタイのうち，同一形状で板厚が 0.081mm の物，図 16 と図 17 は最下部で左右のフレーム部材を繋ぐスプライスと言う部材の別々の部材である．図 13～図 17 では(a)として胴体モデルの中での該当 Part の位置をハイライトで示し，(b)では該当 Part に属する要素のみ表示し，(c)では，部材を取り出して要素分割が分かるように拡大した図である．胴体モデル全体では，表 6 に示すような Part 数，要素数，節点数となっている．



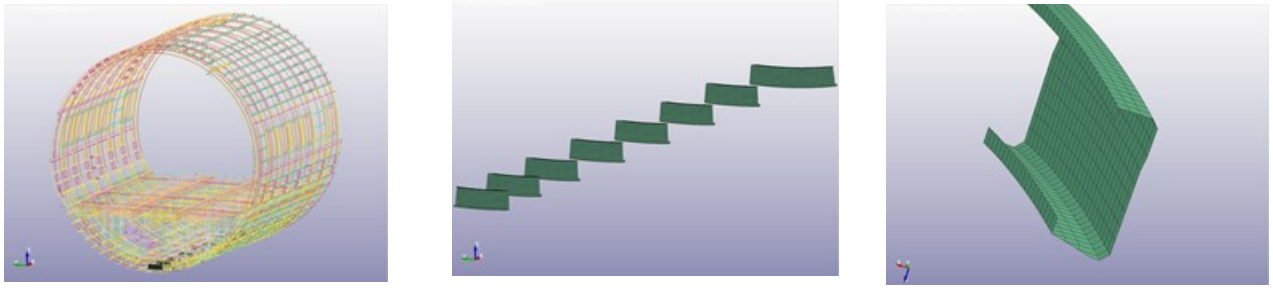
(a) 該当 Part 位置　(b) 該当 Part 要素　(c) 要素分割拡大

図 15 フレーム部材を固定する同一形状で板厚 0.081mm の Part



(a) 該当 Part 位置　(b) 該当 Part 要素　(c) 要素分割拡大

図 16 胴体最下部で左右のフレーム部材を繋ぐスプライス部材の一部の Part



(a) 該当 Part 位置　(b) 該当 Part 要素　(c) 要素分割拡大

図 17 胴体最下部で左右のフレーム部材を繋ぐスプライス部材の一部の Part

This document is provided by JAXA.

表 6 YS-11 胴体供試体モデルの規模

	前方胴体試験	後方胴体試験
Part数	1538	1127
要素数	1888793	1514629
節点数	2110566	1705333

3.3. リベットモデルの作成

部材と部材を繋ぐリベットについては，各構造要素の要素分割された節点位置同士を繋ぐ様に配置するのは，要素分割への制限があまりに大きくなるので，シェル要素表面上の任意位置に設定することができるフリーノードスポット溶接要素を用いている．リベット要素は 2 枚の部材を結合するリベットに対しては 1 本, 3 枚以上の部材を結合するリベットには各相間毎に 1 要素のリベット要素を配置している．部材と部材の接合は，実機で用いられているのと同じ位置と同じ本数のリベット要素を介してモデル化されている．

3.4. 材料特性の付与

部材ごとに材質に応じた材料特性データを与えることになる．YS-11胴体では，アルミ合金が使われており，2024-T3と7075-T6合金の部材が多く使われている．そのため，LS-DYNAの物性タイプ24（多直線近似等方弾塑性体）を用いている．材料物性値はMMPDS（Metallic Materials Properties Development and Standardization）のB値のデータを真応力真ひずみ換算して用い，2直線近似として，破断ひずみの点で終局応力に達するように設定している．ただし，この物性タイプは，ひずみ速度依存性データも加味できるが，ここでは，考慮していない．

3.5. 解析条件の付与

3.5.1. 地面の設定

地面は，図18 に示すように胴体外板最底部の至近直下に，*RIGIDWALL_PLANARの機能で，剛体壁平面を設定した．この平面と胴体構造部との間に，接触を定義することで，地面との衝突を模擬している．接触の摩擦係数は，FRIC=0.6とした．この値は，胴体供試体から切り出された外板構造を落下試験で用いられたコンクリートの床面上を引っ張るときの荷重と供試体の重量の比から求めたものである．

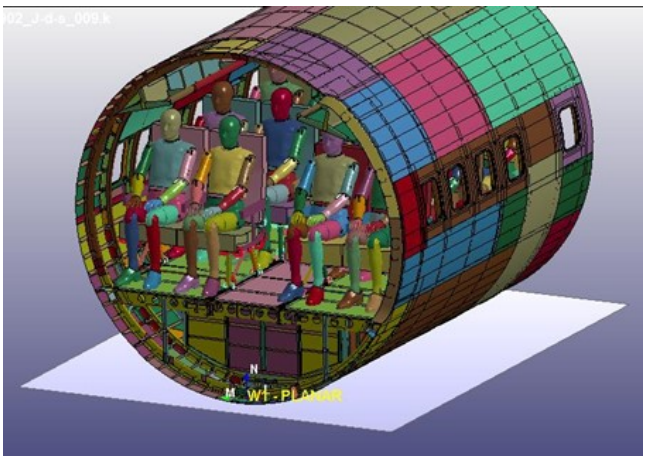


図 18 地面となる剛体壁の設定

3.5.2. 接触条件の設定

接触条件としては3種類適用した．①胴体構造や座席等の単体における自己接触，②リベットやボルトモデルによる接触，および③座席とダミーの間などにおける面―面接触である．

This document is provided by JAXA.

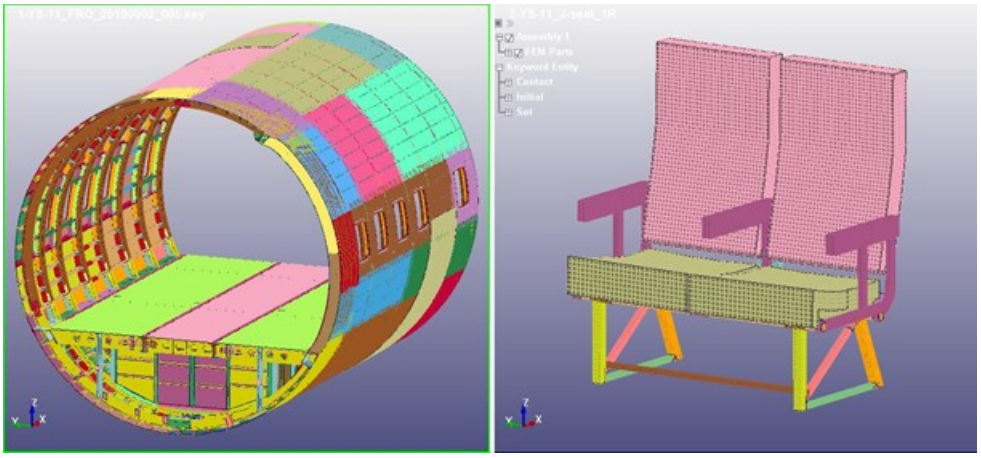


図 19　CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE を設定した PART SET

図19に示すように，胴体や座席等を構成しているPartを，一つのPART SETにまとめ，そのSETに，*CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACEを設定した．

（※AUTOMATIC ＝ 要素の向きに関わらず接触を考慮する．AUTOMATICのない接触定義は，要素の表の面のみを接触判定する ）また，SINGLE_SURFACEは，自己接触を含む接触定義であり，PART SETに含まれるすべての要素に対して接触を判定することになる．なお，摩擦係数は FS（静止摩擦係数） ＝FD（動摩擦係数） ＝0.2 とした．

図20にリベット結合による接触定義の模式図を示す．重なり合う2つのSHELL要素を，BEAM要素で結合する箇所に，*CONTACT_SPOTWELDを設定した．ここでは，フリーノードスポットを採用しているので，BEAM 1 を構成するNODE A および NODE Bを，SHELL要素の表面上に節点とは関係なく配置し，それぞれPART A および PART B との接触を定義した．摩擦係数は FS＝FD＝0.0 として，摩擦は考慮していない．

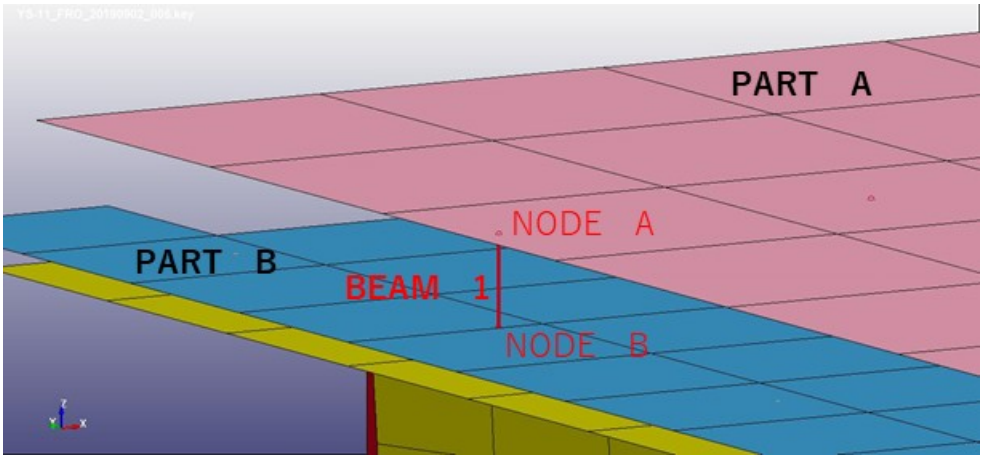


図 20　CONTACT_SPOTWELD を設定した BEAM 要素と SHELL 要素

胴体構造に座席やダミー等を搭載した際には，胴体－ダミー間や座席－ダミー間においても接触を考慮する必要がある．そこで，例として座席―ダミー間の設定を説明する．図21に示すように座席側でダミーと接触すると思われるPART SETを用意し，ダミー側でも同様のPART SETを作成し，両者間に，接触条件として*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACEを設定した．この定義のSURFACE_TO_SURFACEは，対応する相手との面 - 面接触を示している．胴体 - 座席間や胴体 - ダミー間も同様に設定し，摩擦係数は FS＝FD＝0.3 とした．

This document is provided by JAXA.

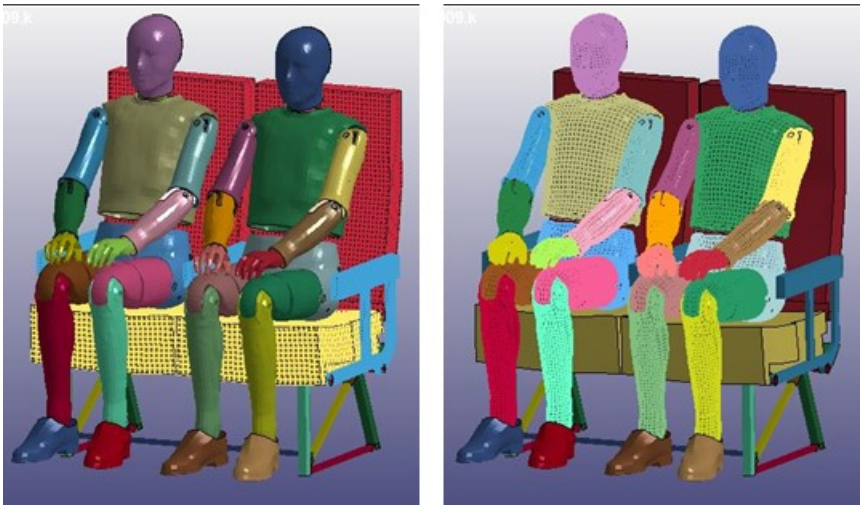


図 21 人体ダミーと座席の接触条件のための Part Set

3.5.3. 初期条件の設定

初期条件としては，落下速度の設定と座席クッション部の初期変形を設定した．落下速度の設定に関しては，*INITIAL_VELOCITYの機能を使い，-z方向（鉛直下向き）に試験で測定した落下速度を，初速度としてモデル全体に設定した．座席クッション部の初期変形に関しては，座席には，人体ダミーが載っているため，あらかじめクッションは，人体ダミーの重量を受けて変形した状態にあるはずである．そこで，図22に示すように，座席とダミーのみの事前解析を行い，ダミーを座らせた変形後の座席モデルを，胴体構造モデルに搭載する方法を採った．

3.5.4. 境界条件の設定

本解析では, 拘束等による境界条件は設定していない. 重力として, *LOAD_BODY_Zの機能で, 重力加速度がモデル全体に負荷される設定をしている．

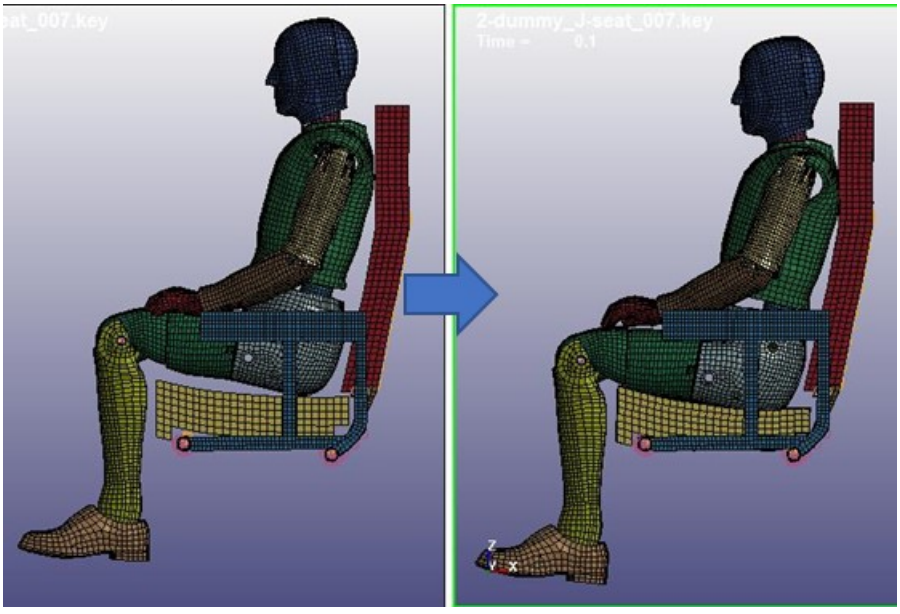


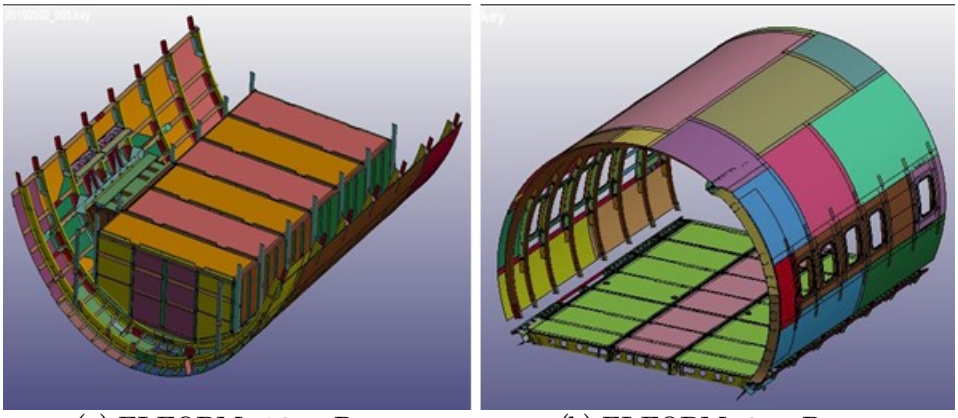
図 22 胴体搭載前の座席の変形を求める事前解析

3.5.5. その他の設定

本解析では，SHELL要素の要素フォーミュレーションタイプ(ELFORM)のうち，2と16の2種類を採用している．ELFORM=2は，LS-DYNAの標準のShell要素で，Belytschko - Tsay要素を使用する事を

This document is provided by JAXA.

示しており，高速計算が可能ではあるが，アワグラスの発生やWarpageの大きさによって，解析精度が極端に落ちるという欠点が有る．また，ELFORM=16は，完全積分Shell要素で，計算負荷が大きく，ELFORM＝2 の3倍程度となるが，アワグラスやWarpage に左右されにくく，解析精度が高くなるというメリットが有る．よって，両方の要素を使い分けることで，解析制度を確保しながら計算の負荷を抑えることを可能にしている．図23にYS-11前方胴体解析でのELFORMの使い分けPartの例を示す．変形が大きく解析精度を必要とする胴体床下部分にはELFORM＝16の完全積分Shell要素を設定し，それ以外の部分にはELFORM=2を設定して計算時間を短縮している．



(a) ELFORM=16 の Part　　(b) ELFORM=2 の Part

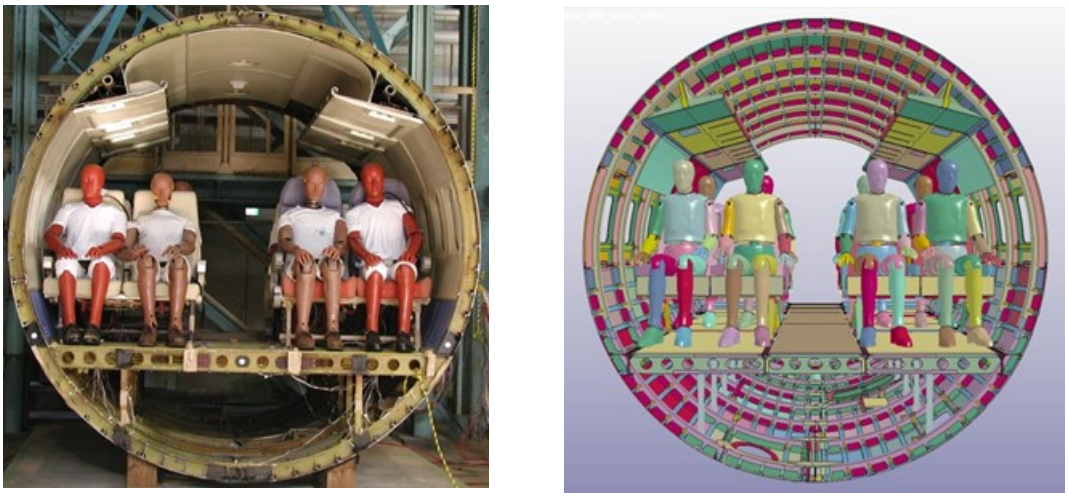
図 23　YS-11 前方胴体での ELFORM 使い分け Part

4. YS-11 胴体落下試験の再現解析結果

本報告で設定した解析手法により，解析モデルの実試験による検証を行うため，2章で説明したYS-11胴体落下試験と解析結果との比較を示す．2回実施された後方胴体と前方胴体のそれぞれの試験結果に対して，落下衝撃破壊による比較，床面加速度の比較，人体ダミーの加速度と腰椎荷重の解析結果との比較を実施し，さらに前方胴体の解析により，認証時に必要とされる客室内重量物の保持，生存空間の確保，脱出経路の確保の算定の試験と解析の比較を行った．

4.1. 後方胴体の解析結果

後方胴体の試験前の試験と解析モデルの比較を図24に示す．後方胴体の試験では，座席は2列の4脚で，3列目は座席と乗客分をダミーウェイトで配置された．その様子を図24(c)に示し，解析モデルを図24(d)に示す．



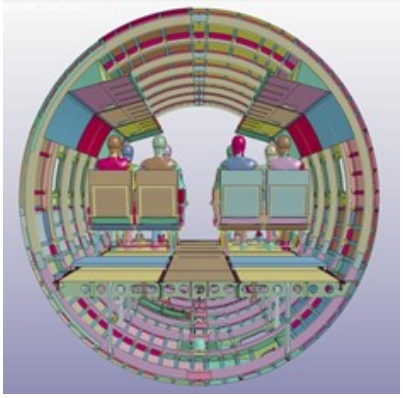
(a) 後方胴体試験前正面写真　　(b) 後方胴体解析モデル正面図

図 24　YS-11後方胴体落下試験前の試験と解析モデルの全体図

This document is provided by JAXA.

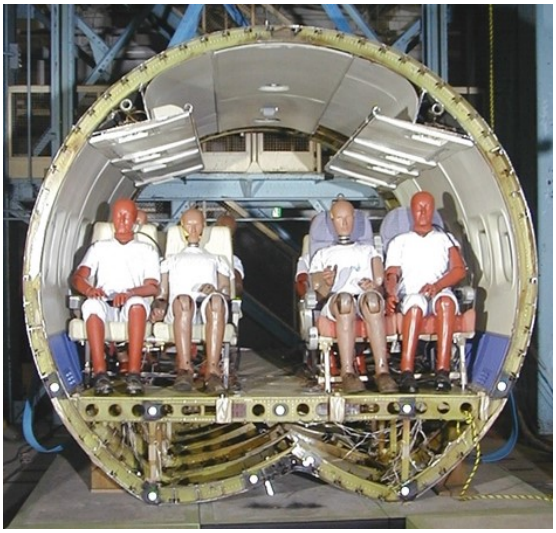


(c) 後方胴体試験前の後床面写真

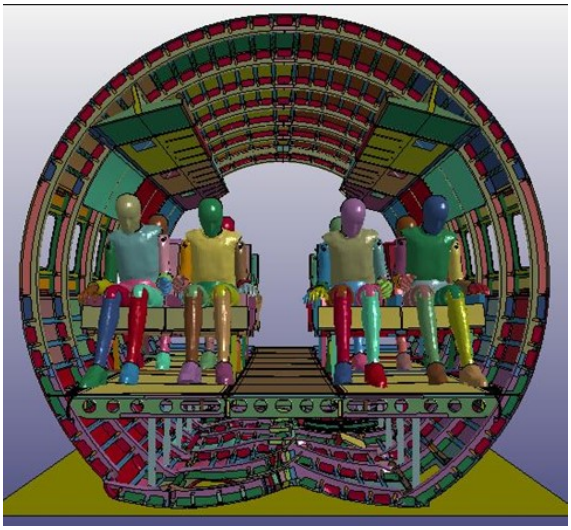


(d) 後方胴体解析モデル背面図

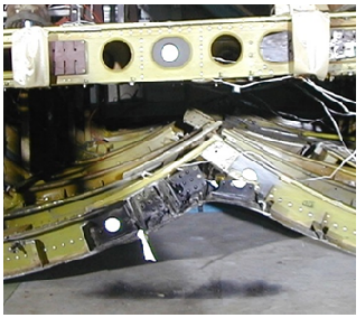
図 24 YS-11後方胴体落下試験前の試験と解析モデルの全体図



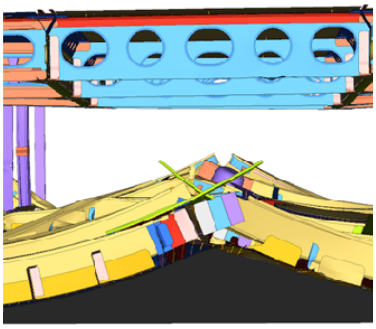
(a) 落下試験後写真



(b) 解析結果



(c) 落下試験後写真(フレーム結合部)



(d) 解析結果(フレーム結合部)

図 25 YS-11後方胴体落下試験後の解析と試験の破壊状況比較

This document is provided by JAXA.

4.1.1. 衝撃破壊結果

衝撃破壊の様子の試験と解析の比較を図25(a),(b),(c),(d)に示す．構造部の破壊の様相がよく模擬されていることが分かる．

4.1.2. 床面加速度結果

加速度計により試験で計測された床面加速度と，その加速度計が設置された位置に該当する節点での解析による加速度値を比較した．床面から図26に示した16点を選び，加速度を比較したのが図27である．点01～04は，最前のフレーム位置に有り，点05～08は，1列目座席の前脚位置，点09～12は，2列目座席の前脚位置，点13～16は，2列目座席の後脚位置にそれぞれ位置する．図27より，概ね非常によく解析は試験を模擬している．

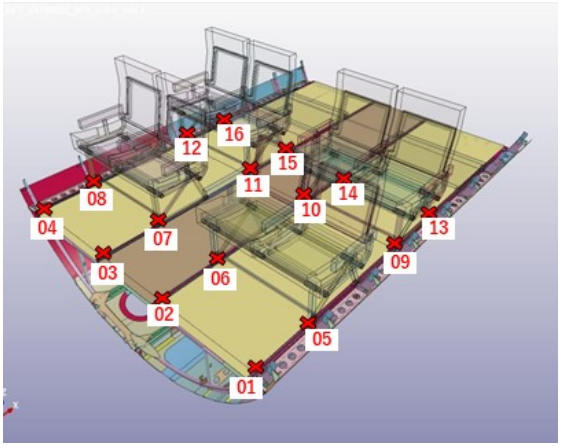


図 26　後方胴体床面上の加速度出力位置

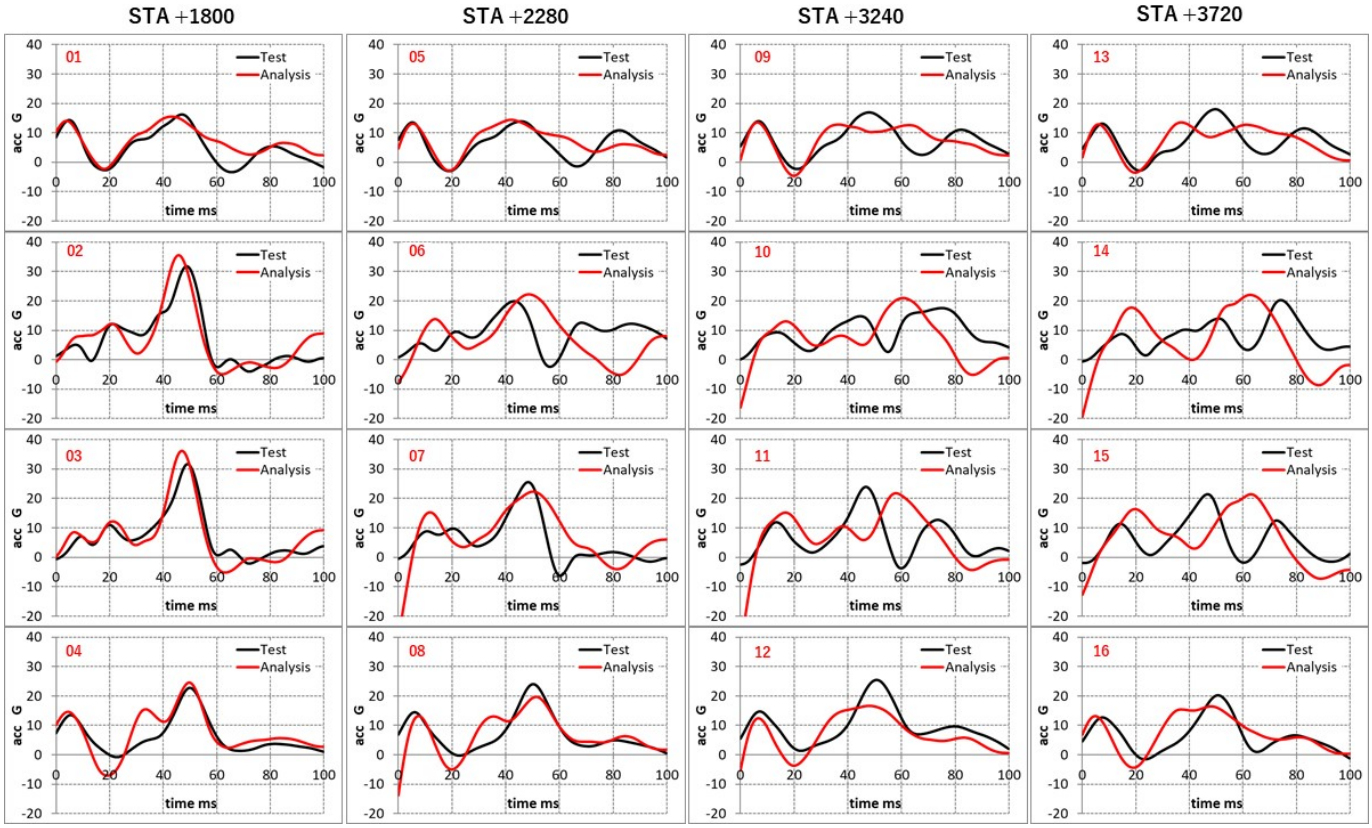


図 27　後方胴体落下試験と解析結果の加速度時刻歴

解析精度を定量的に見るために，本解析では，加速度の最大値を抽出し，その比率を解析精度とする．つまり，図28に示すように試験と解析の加速度最大値を求め，式(1)により解析精度を規定する．

$$解析精度 = \frac{解析最大値}{試験最大値} \times 100 \tag{1}$$

この式により計算した16個の評点の分布を図29に示す．16個の評点のうち14点が目標である誤差20%以内（80%~120%）に入っており，試験を模擬する精度を達成できていると考えられる．

This document is provided by JAXA.

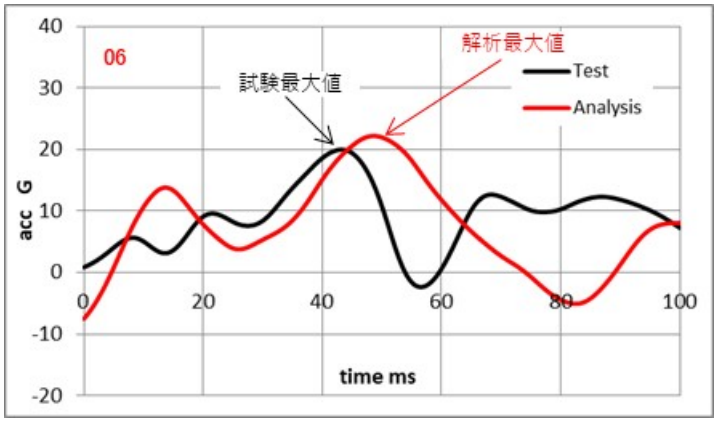


図 28 解析精度の算出法説明図

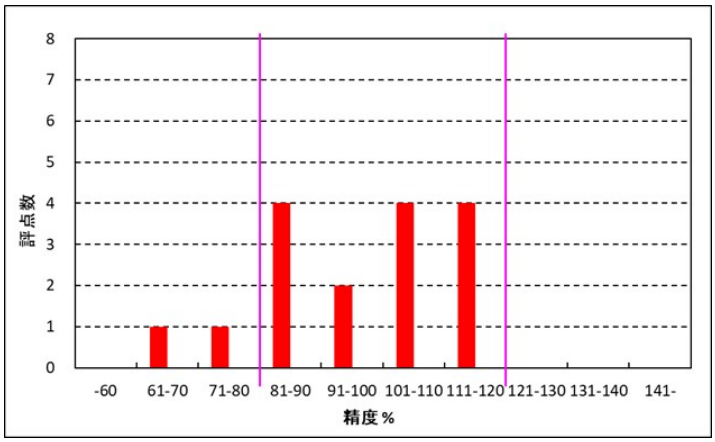
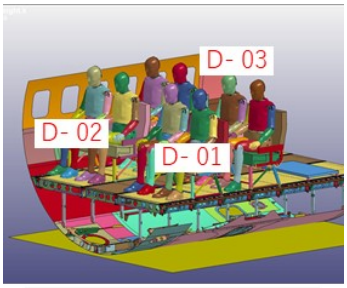


図 29 後方胴体落下試験の解析精度の分布



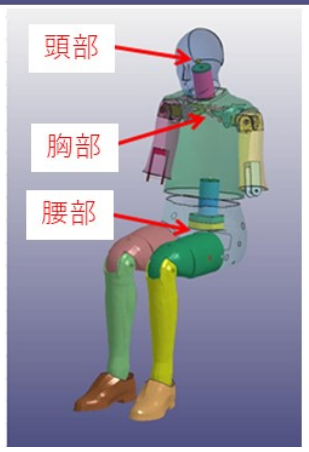


図 30 人体ダミーの加速度出力位置

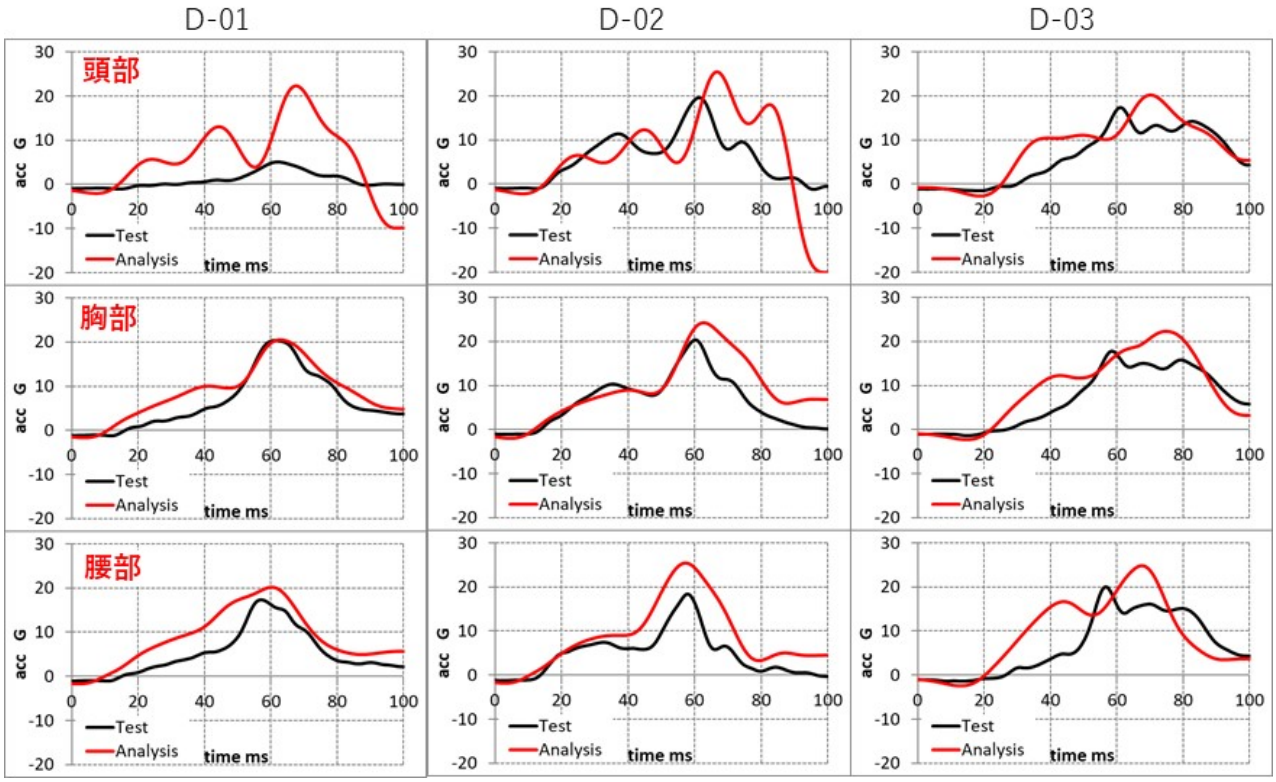


図 31 後方胴体試験時の人体ダミーの加速度比較

This document is provided by JAXA.

4.1.3. 人体ダミー加速度及び腰椎荷重結果

人体ダミーは，本解析では米国のNIAR（National Institute for Aviation Research）において開発されたFAA Hybrid-III 50 th percentile dummyの剛体モデルを用いている．比較したダミーの配置位置と加速度計測点を図30に示す．また，加速度結果を図31に，腰椎荷重結果を図32に示す．概ね加速度曲線，荷重曲線が一致することが分かる．今回使用した人体ダミーは，剛体であるので，本来の弾性体としての挙動は示されないので，落下試験時の挙動模擬には，限界が有ると考えられる．

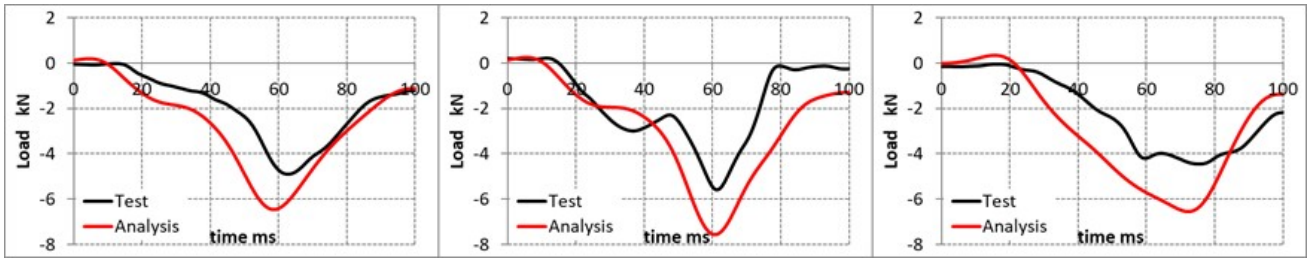
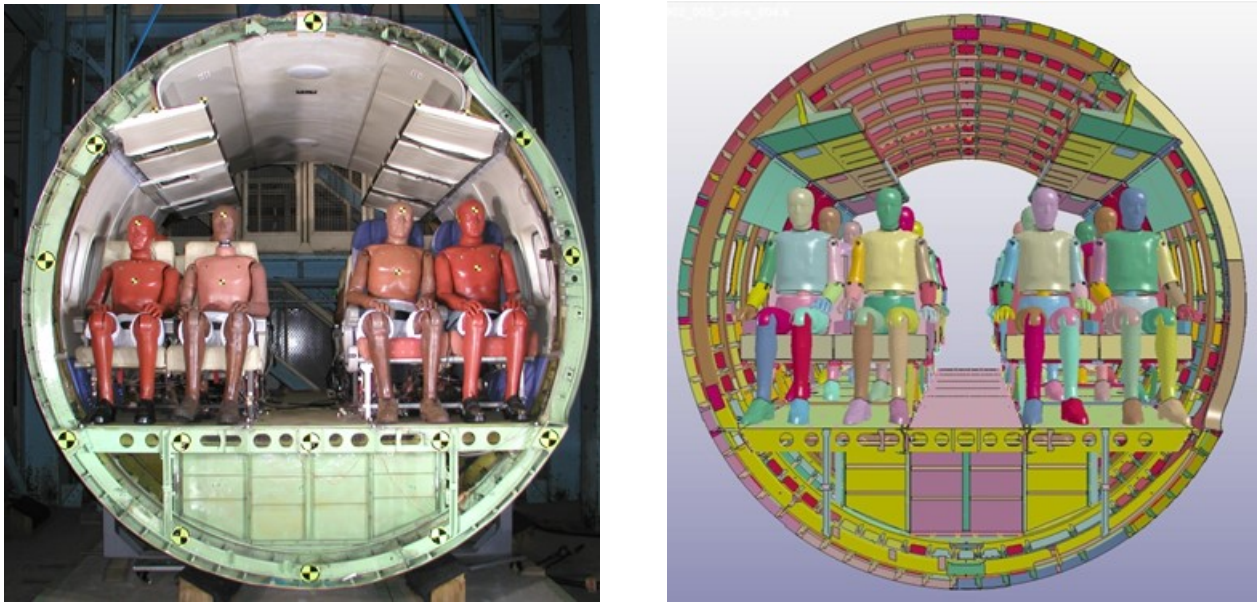


図 32　後方胴体試験時の人体ダミーの腰部荷重比較

4.2. 前方胴体の解析結果

前方胴体の試験前の試験と解析モデルの比較を図33に示す．前方胴体の試験では，座席は3列分の6脚，乗客ダミーは12体を配置された． また，前方胴体には，床下に貨物室が設けられており，後方胴体とは構造様式が異なっている．



(a) 前方胴体落下試験供試体の正面写真　　(b) 前方胴体落下試験詳細衝撃解析モデルの正面図

図 33　後方胴体落下試験の全体図

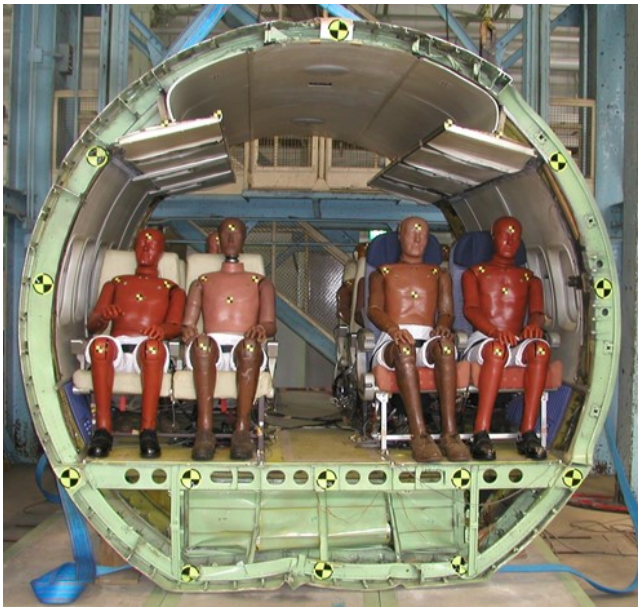
4.2.1. 衝撃破壊結果

衝撃破壊の様子の試験と解析の比較を図34(a),(b),(c),(d)に示す．構造部の破壊の様相がよく模擬されていることが分かる．特に床下の貨物室部分の破壊様相もよく模擬されている．

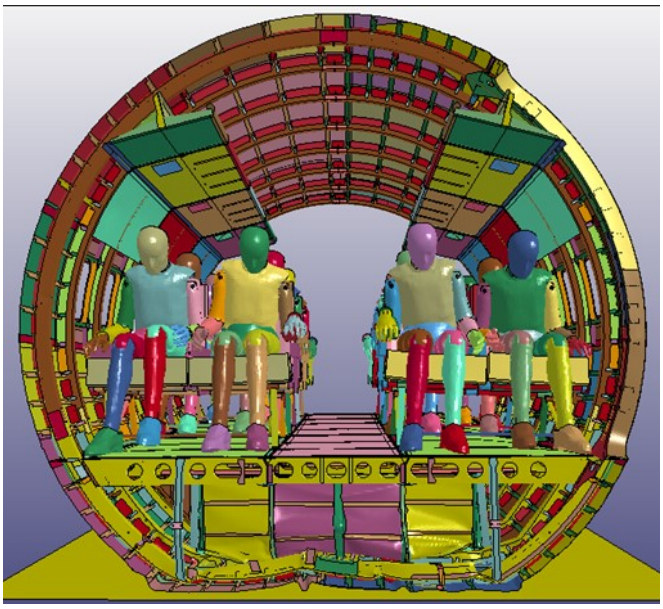
4.2.2. 床面加速度結果

加速度計により試験で計測された床面加速度と，その加速度計が設置された位置に該当する節点での解析による加速度値を比較した．床面から図35に示した16点を選び，加速度を比較したのが図36である．選択した16点は，試験時に明らかに計測がうまくいかなかったと思われる点は除き，その中から比較するに妥当な点を選んでいる．点01～04は，最前のフレーム位置に有り，点05～08は，1列目座席の前脚位置，点09～12は，2列目座席の後脚位置，点13～16は，3列目座席の後脚位置にそれぞれ位置する．図36より，概ね非常によく解析は試験を模擬している．

This document is provided by JAXA.



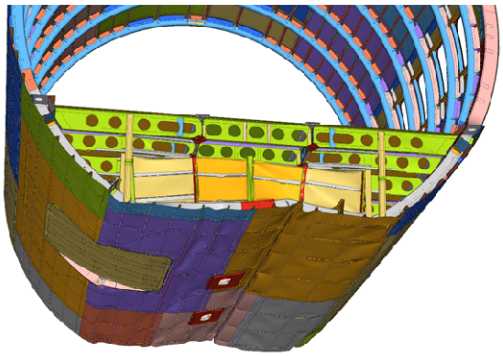
(a) 落下試験後写真



(b) 解析結果



(c) 落下試験後写真(供試体下部)



(d) 解析結果(供試体下部)

図 34 前方胴体落下試験後の供試体破壊状況

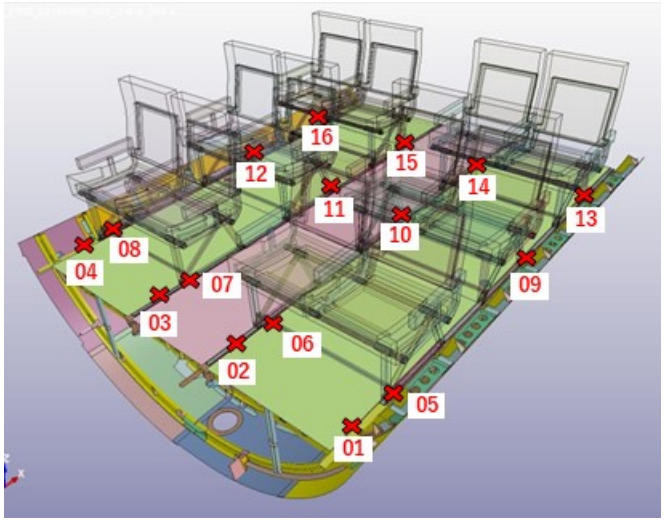


図 35 前方胴体床面上の加速度出力位置

This document is provided by JAXA.

式（1）の考え方で，解析精度を定量的に見た16個の評点の分布を図37に示す．16個の評点のうち14点が目標である誤差20%以内（80%~120%）に入っており，前方胴体に関しても試験を模擬する精度を達成できていると考えられる．

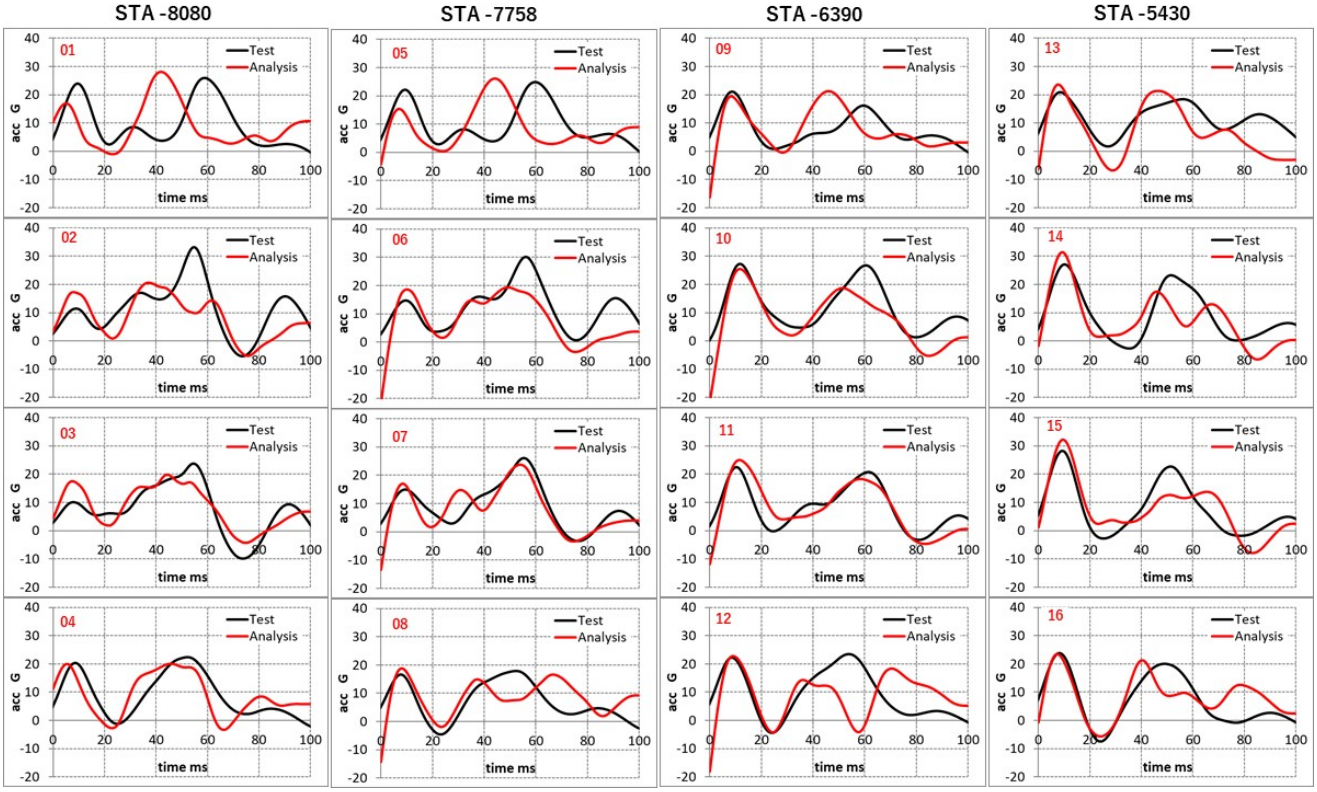


図 36　前方胴体落下試験と解析結果の加速度時刻歴

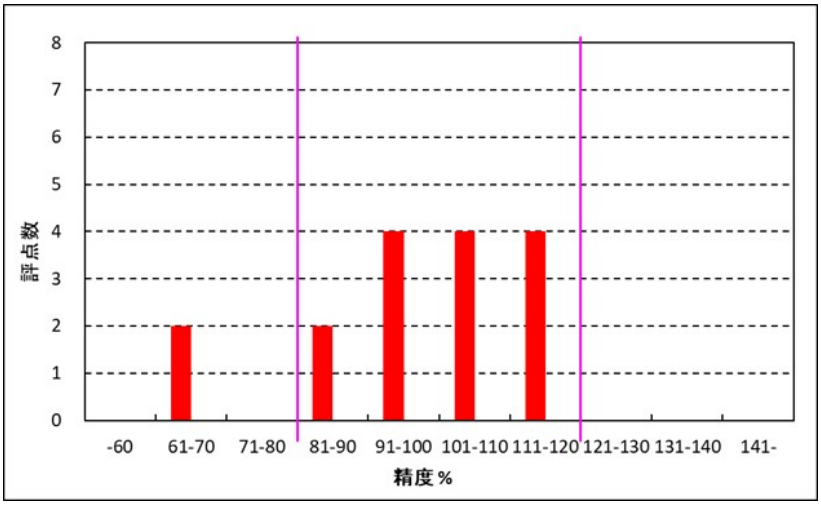
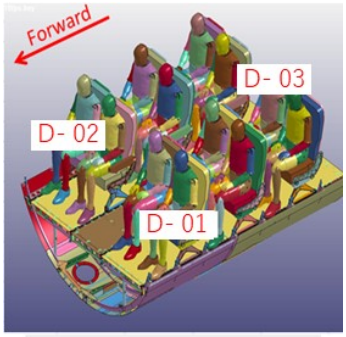


図 37　前方胴体落下試験の解析精度の分布



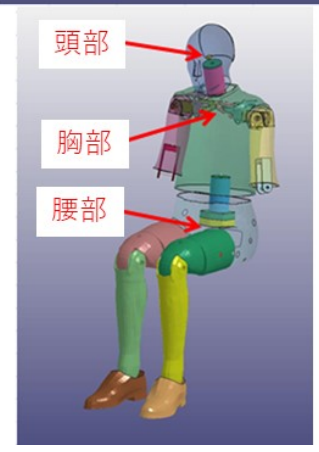


図 38 人体ダミーの加速度出力位置

This document is provided by JAXA.

4.2.3. 人体ダミー加速度及び腰椎荷重結果

前方胴体解析の人体ダミーについて，比較したダミーの配置位置と加速度計測点を図38に示す．また，加速度結果を図39に腰椎荷重結果を図40に示す．概ね加速度曲線，荷重曲線の傾向が一致することが分かる．荷重については，実測値より大きく出ているので，安全側の解析結果は与えられている．

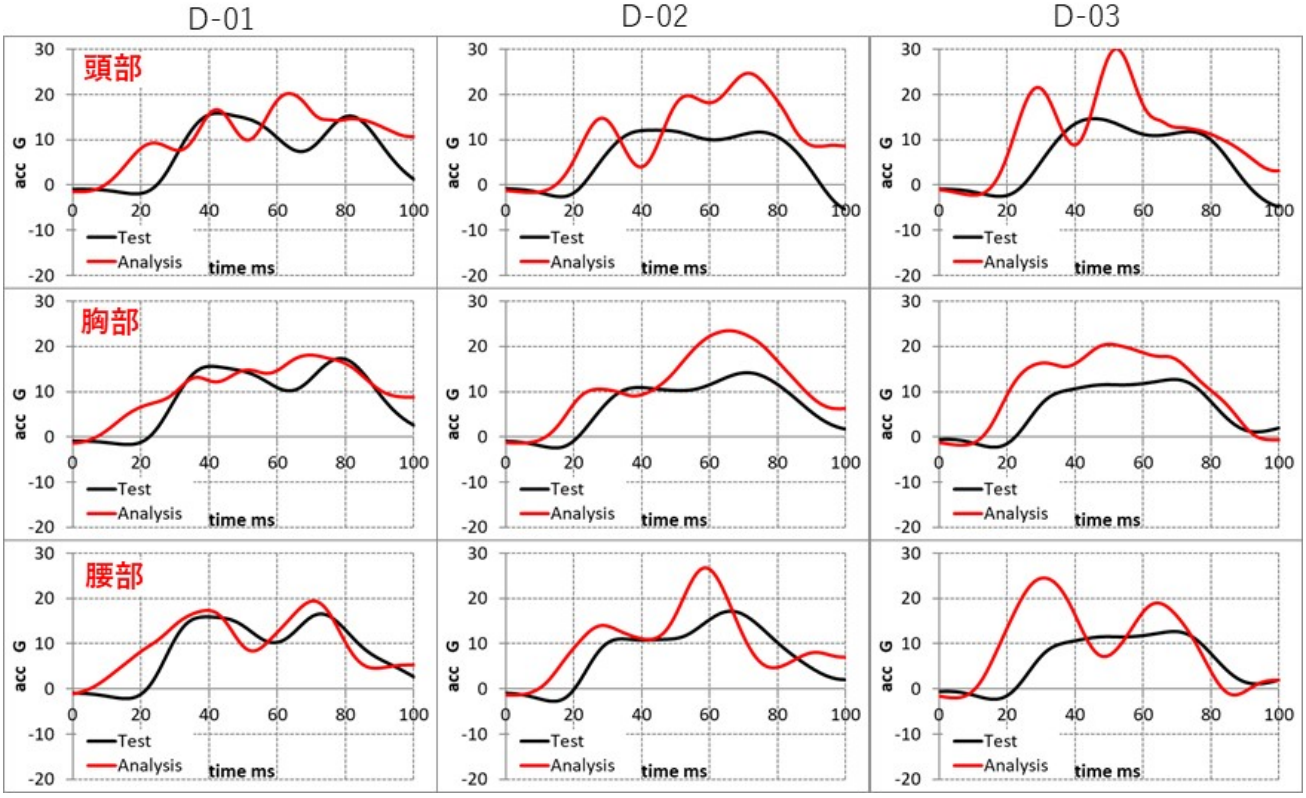


図 39 前方胴体試験時の人体ダミーの加速度比較

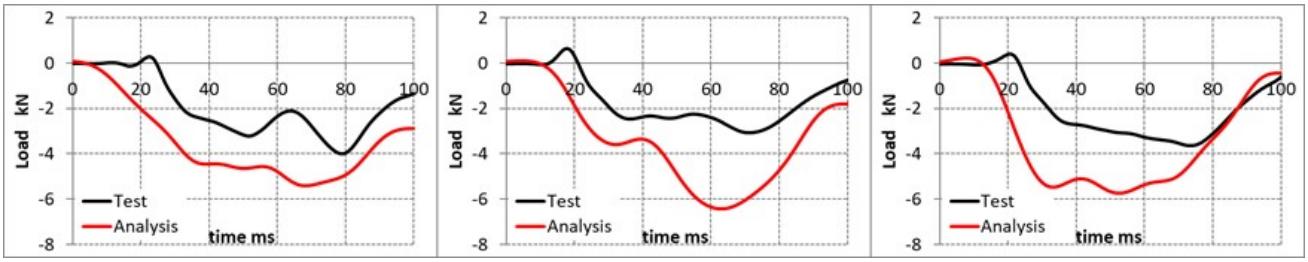


図 40 前方胴体試験時の人体ダミーの腰部荷重比較

This document is provided by JAXA.

4.2.4. 認証の際に必要となる要件の解析による検討

認証で求められると想定される評価項目に乗客に負荷される衝撃力，客室内重量物の保持，生存空間の確保，脱出経路の確保が有る．このうち，乗客に負荷される衝撃力に関しては，前節の人体ダミーによる解析結果により示されている．客室内重量物の保持や生存空間の確保，脱出経路の確保については，図41に×印で示した点の位置の時刻歴を追いかけることで，確認できる．試験結果からは，各時刻での×点の位置を出し，解析からは，試験で設定した各点に相当する解析モデル上の位置の時刻歴変化を見れば良い．図42に胴体変形とダミー頭部位置の比較図を20msecごとに0.0msecから100msecまでを示す. 図中青色の点が試験での各評点の位置で，赤色の点が解析による評点位置である．これより，解析は，各時刻でほぼ試験結果と一致しており，解析が構造変形も含めて，試験を模擬できていることが分かる．図43に図42を用いて，床面から天井までの距離の時刻歴を示し，図44に頭部から頭上帽子置きまでの距離の時刻歴を示す．これにより，生存空間の確保と重量物の保持が検証できる．また，図45に通路幅の時刻歴を同様に示し，通路幅が確保され，脱出経路の確保ができていることを示すことができている．このように評点の位置の時刻歴を解析上で追跡することにより，安全上の評価項目が検討可能なことが示されている．

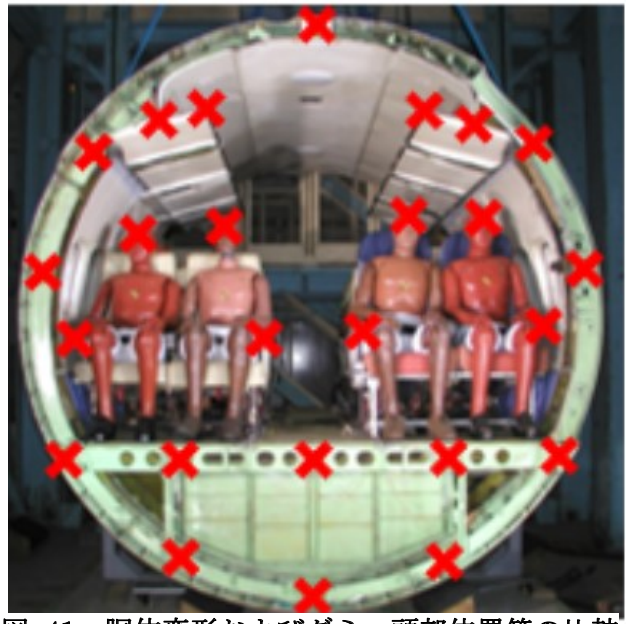


図 41　胴体変形およびダミー頭部位置等の比較位置

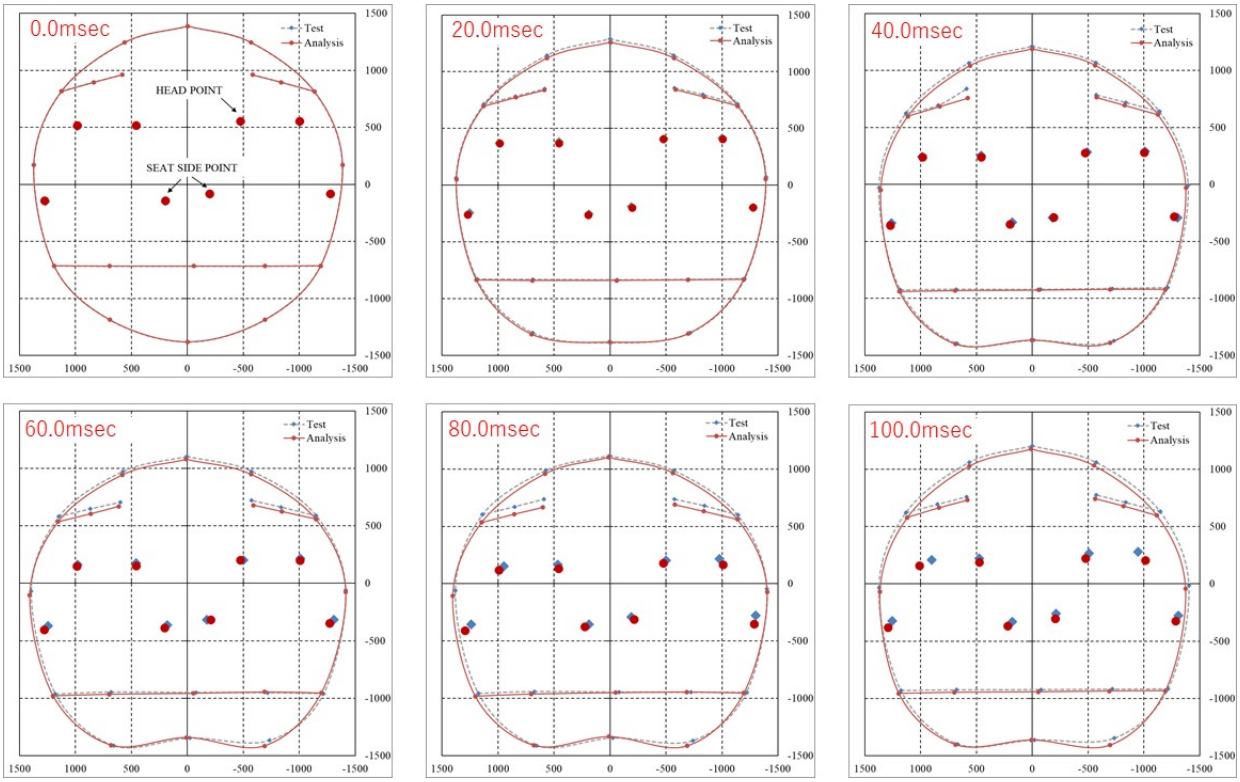


図 42　前方胴体落下試験における胴体変形およびダミー頭部位置等の比較

This document is provided by JAXA.

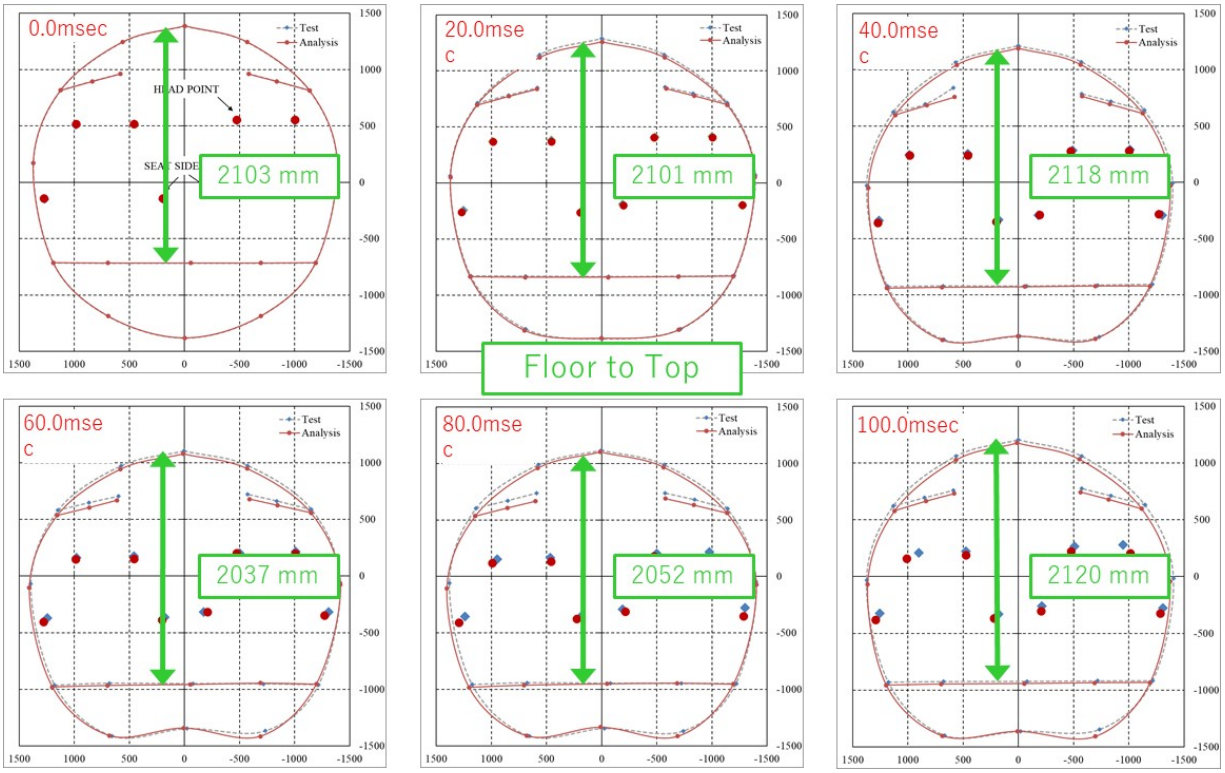


図 43 前方胴体落下試験における床面から天井までの距離の時刻歴

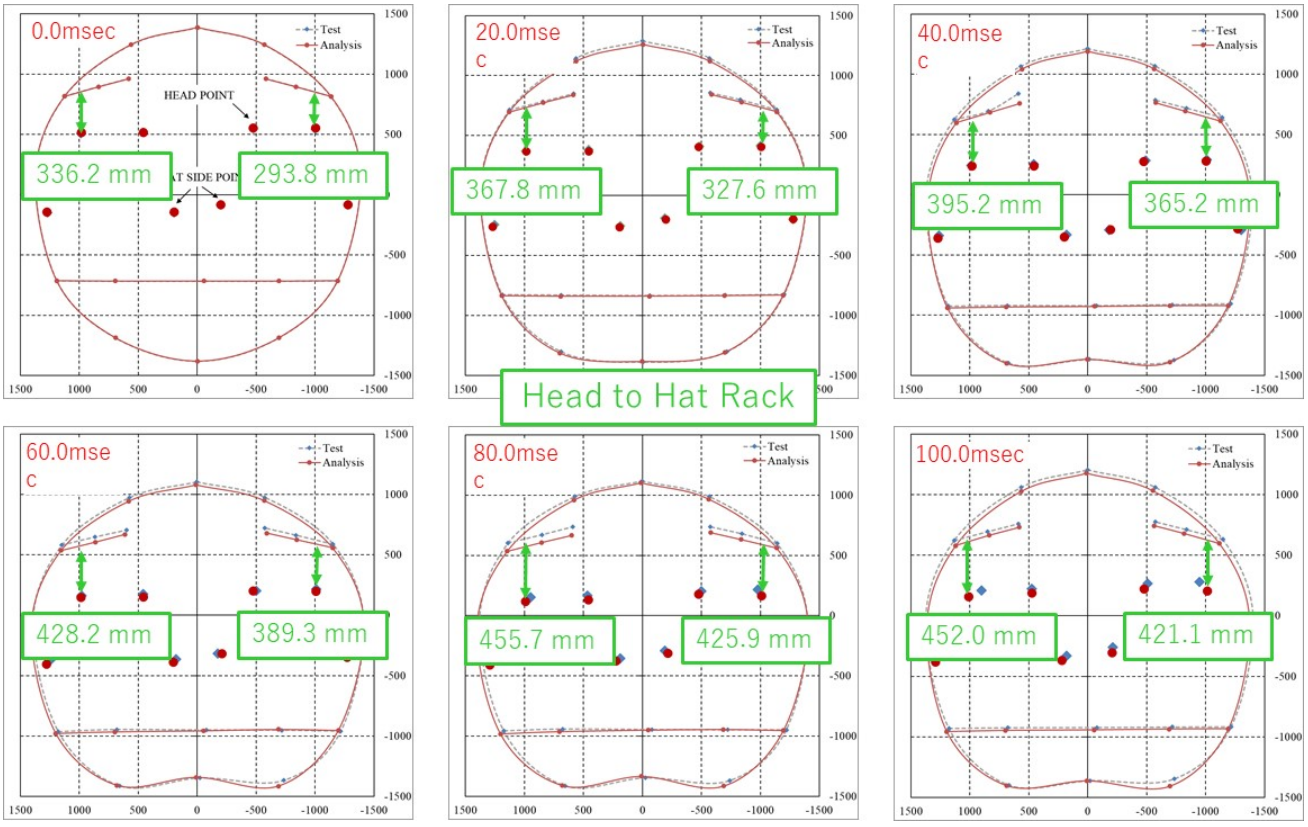


図 44 前方胴体落下試験における頭部から帽子置きまでの距離の時刻歴

This document is provided by JAXA.

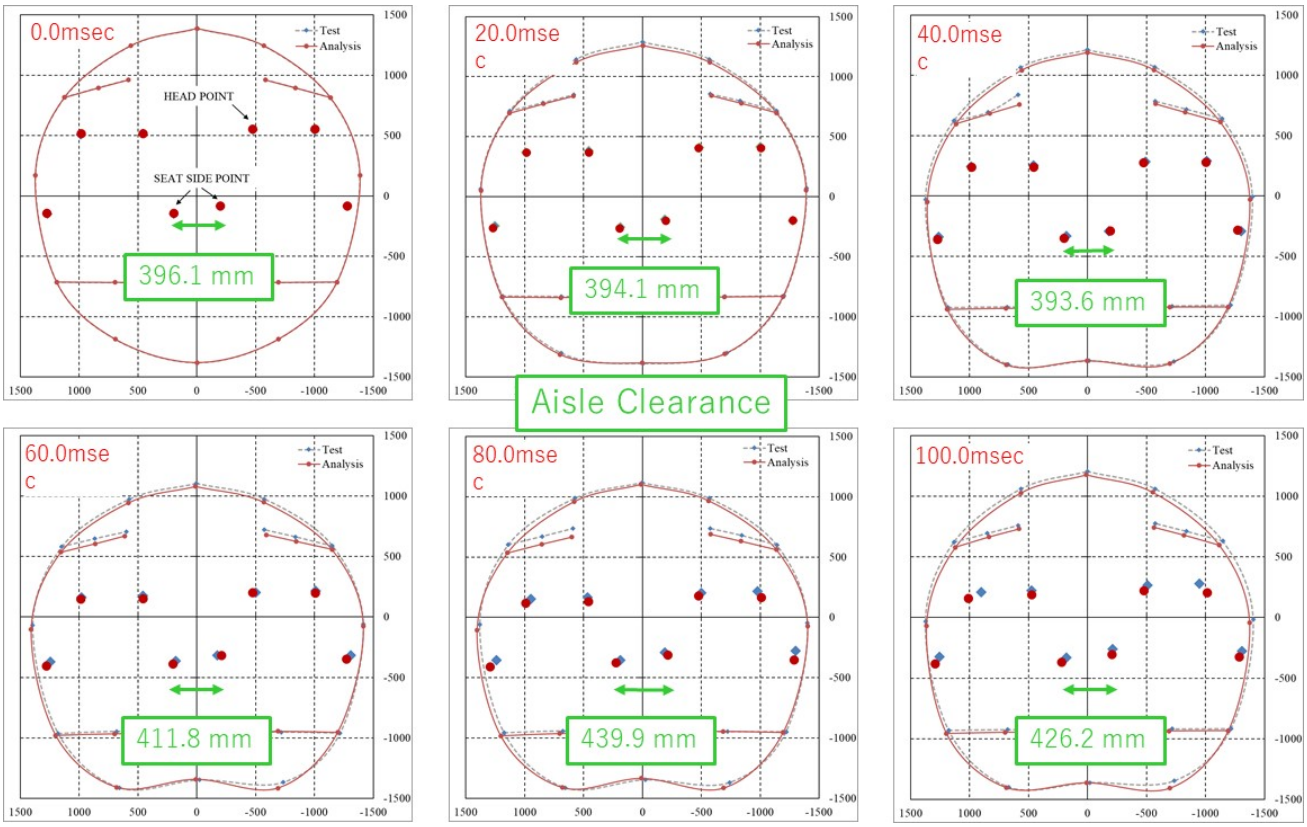


図 45　前方胴体落下試験に通路幅の時刻歴

5. まとめ

実機胴体構造の衝撃解析用モデルを作成するに際し，陽解法有限要素法を用いた汎用の非線形有限要素法解析ツール LS-DYNA を用い，構造部材を省略することなく，また，リベット 1 個を 1 要素としてモデル化する手法のルールを定めた．その手法により， YS-11 胴体構造の落下衝撃試験の再現解析を床下構造の様式が異なる 2 体について実施し，以下のことにより，本解析技術が，認証時に必要とされる既存の金属製胴体構造の耐衝撃性評価を満足する衝撃解析モデル化技術であることが示された．

- **衝撃損傷破壊の実現象や損傷破壊モードの再現ができる．**
- **認証で求められると想定される評価項目（乗客に負荷される衝撃力，客室内重量物の保持，生存空間の確保，脱出経路の確保）を示すことができる．**
- **定量的な項目（客室加速度，乗客に負荷される衝撃力に対応）については誤差 20%以内が多くの評点部で達成され，認証に必要な精度を有するものであることが示された．**

謝辞

元宇宙航空研究開発機構の峯岸正勝氏には，YS-11落下試験での計測や，YS-11の形状測定等に際し，多大なる貢献を得た．ここに謝意を表する．また，本解析で独自に開発された人体ダミーモデルの使用を許可して戴いた米国NIARのOlivares博士に厚く御礼申し上げる．

参考文献

(1) 国土交通省航空局航空機安全課編集，耐空性審査要領，鳳文書林出版販売，第III部　飛行機（耐空類別が飛行機輸送Tであるもの）
(2) https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=9790c86500e525976821a7834318f82e&mc=true&node=pt14.1.25&rgn=div5, Federal Aviation Administration, Code of Federal Regulations, Title 14 Part 25- Airworthiness

This document is provided by JAXA.

Standards: Transport Category Airplane.
(3) European Union Aviation Safety Agency, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25.
(4) 国土交通省航空局航空機安全課編集，耐空性審査要領，鳳文書林出版販売，第III部 4-4-1-2.
(5) Code of Federal Regulations, Title 14, Part 25, Section 25.721(b).
(6) 国土交通省航空局航空機安全課編集，耐空性審査要領，鳳文書林出版販売，第III部 4-4-2-2.
(7) Code of Federal Regulations, Title 14, Part 25, Section 25.723(b).
(8) 国土交通省航空局航空機安全課編集，耐空性審査要領，鳳文書林出版販売，第III部 3-8-1-2.
(9) Code of Federal Regulations, Title 14, Part 25, Section 25.561(b).
(10) 国土交通省航空局航空機安全課編集，耐空性審査要領，鳳文書林出版販売，第III部 3-8-1-3.
(11) Code of Federal Regulations, Title 14, Part 25, Section 25.561(c).
(12) 国土交通省航空局航空機安全課編集，耐空性審査要領，鳳文書林出版販売，第III部 3-8-1A.
(13) Code of Federal Regulations, Title 14, Part 25, Section 25.562.
(14) Stephan Soltis, Seat Dynamic Performance Standards for a Range of Sizes, DOT/FAA/CT-TN90/23, 1990.
(15) Federal Aviation Administration, Special Conditions: Boeing Model 787-8 Airplane; Crashworthiness, Docket No. NM368 Special Conditions No.25-362-SC, Federal Register, Vol.72, No.168, 2007, pp.54531-54533.
(16) https://www.faa.gov/regulations_policies/rulemaking/committees/documents/media/ARAC-TACDWG_FAA_Report-Final_September20_2018ARAC%20W%20AFA%20DISSENT.pdf, Transport Aircraft Crashworthiness and Ditching Working Group, Transport Aircraft Crashworthiness and Ditching Working Group Report to FAA, 20 September 2018.
(17) 石川覚志, 解析塾秘伝 非線形構造解析の学び方！, 日刊工業新聞社, 2012年, p.163.
(18) 峯岸正勝，岩崎和夫，熊倉郁夫，少路宏和，吉本周生，寺田博之，指熊裕史，礒江暁，山岡俊洋，片山範明，林徹，赤楚哲也，YS-11型機胴体構造の落下衝撃試験（その１），航空宇宙技術研究所報告，TR-1461,2003年6月.
(19) 岩崎和夫，峯岸正勝，少路宏和，宮木博光，吉本周生，寺田博之，熊倉郁夫，片山範明，林徹，小坂英之，赤楚哲也，礒江暁，山岡俊洋，YS-11型機胴体構造の落下衝撃試験（その2），宇宙航空研究開発機構報告，JAXA-RR-03-10, 2004年3月.
(20) John O. Halquist, LS-DYNA Theory Manual, March 2006.

This document is provided by JAXA.

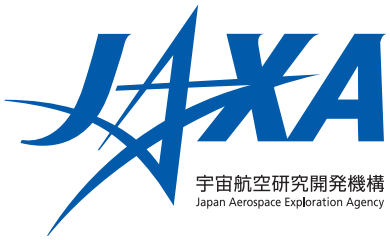
宇宙航空研究開発機構研究開発資料　JAXA-RM-21-012
JAXA Research and Development Memorandum

航空機胴体構造詳細衝撃解析モデルの開発
Aircraft Fuselage Detailed Crash Analysis Model

発　　行　　国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構（JAXA）
〒182-8522　東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: http://www.jaxa.jp/
発　行　日　　2022年2月14日
電子出版制作　　松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

This document is provided by JAXA.



This document is provided by JAXA.