

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

損傷解析ソフトウェア GENOA による炭素繊維 複合材料積層板の損傷進展解析

小笠原 俊夫, 原山 貞夫

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

損傷解析ソフトウェア GENOA による炭素繊維
複合材料積層板の損傷進展解析

Progressive failure analyses of carbon fiber composite laminates
using integrated analysis/design software suite GENOA

小笠原 俊夫^{*1} 原山 貞夫^{*2}
Toshio OGASAWARA^{*1} and Sadao HARAYAMA^{*2}

- * 1 総合技術研究本部 複合材技術開発センター
Advanced Composite Technology Center, Institute of Aerospace Technology
(併任) 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター
- * 2 元 株式会社アイヴィス
IVIS, Inc

2008年2月
February 2008

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

損傷解析ソフトウェア GENOA による炭素繊維 複合材料積層板の損傷進展解析*

小笠原 俊夫*¹, 原山 貞夫*²

Progressive failure analyses of carbon fiber composite laminates using integrated analysis/
design software suite GENOA *

Toshio OGASAWARA *¹ and Sadao HARAYAMA *²

Abstract

GENOA is an integrated structural analysis/design software suite developed to predict strength, reliability and durability of aerospace structural components made of composite materials. GENOA was basically developed integrating computer programs coded in NASA since 1970's. It has been announced that a part of GENOA will be an optional module in the next release of MSC MD.NASTRAN. This suggests that the GENOA may become a standard code in future for failure analysis of composite structures. However, few examples of analytical results using GENOA have been reported except the works made by AlphaSTAR Corporation which is a developer of GENOA. Published reports are not sufficient, therefore it is difficult to understand the capability of GENOA objectively. This article reports the examples of progressive failure analysis of carbon fiber composite laminates using GENOA ver.4.1 which JAXA possesses.

Keywords: Composites, Finite element analysis, Failure analysis, Carbon fiber, GENOA, NASA

概 要

GENOAは、複合材構造の強度、信頼性、耐久性等を予測することを目的として開発された解析/設計のためのソフトウェアである。GENOAの損傷解析機能がMSC MD.NASTRANのオプションモジュールとして採用されることが公表されており、GENOAが複合材構造の損傷解析における標準的な解析コードとなる可能性もある。しかしながら、GENOAを用いた解析例については、開発元である米国AlphaSTAR Corporationを除くとほとんど報告されておらず、その実力について客観的に判断可能な公開資料は極めて少ない。そこで本報告書では、JAXAが所有するGENOA version 4.1を用いて炭素繊維強化複合材料の損傷進展解析を実施した結果について報告する。

1. はじめに

複合材統合数値解析コードGENOAは、NASA Glenn Research CenterおよびLangley Research Centerにおいて、航空宇宙用複合材料の材料設計、複合材構造の強度、耐久性解析評価などの研究開発に1970年代から30年以上にわたって使用されてきた様々な解析コードを統合したソフトウェアである^[1,2]。米国のベンチャー企業AlphaSTAR Corporation (ASC社)が、NASAからの技術移転プログラムに基づいて商品化し、1999年に汎用ソフトとして米国内の航空宇宙産業および一般産業向けに販売が開始された。これまでに米国内の主たる公的機関や航空宇宙企業に対し、相次いで導入されている。2001年に対日輸出が許可され、2002年にはJAXA (旧宇宙開発事業団, NASDA) でもいくつかの基本的

* 平成20年1月17日受付 (received 17 January 2008)

* 1 総合技術研究本部 複合材技術開発センター (Advanced Composite Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

(併任) 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター

* 2 元 株式会社アイヴィス (IVIS, Inc.)

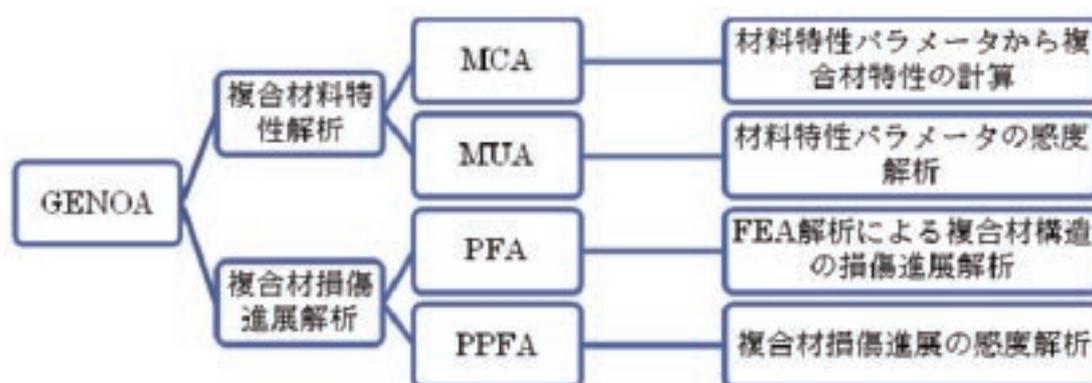


図2.1 GENOAの構成

なモジュールを導入した。

GENOAの特徴は、複合材料を対象とした材料特性解析、損傷進展解析、耐久性解析等を行うことができる点にある。有限要素解析（FEA）による構造解析結果をもとにして、各要素における応力／ひずみ計算値から損傷判定および必要に応じて再メッシュ分割を行った後に、再びFEAを実施するというステップを繰り返すことにより、複合材料および複合材構造の損傷進展解析を行うことができる。応力／ひずみ解析には付属ソルバーのNESSUSに加えて、汎用のFEAソルバーを用いることも可能であり、従来の構造解析に損傷進展解析の機能を付与したソフトウェアと考えることもできる。

2007年にはGENOAの一部機能が、MSC社MD.NASTRANのオプションモジュールとして採用されることが発表された。MD.NASTRANは航空機設計に使用されている世界標準のFEAコードであることから、将来、GENOAの損傷解析機能が、複合材構造の損傷解析における標準的な解析コードとなる可能性も否定できない。しかしながら、GENOAを用いた解析例に関しては、開発元である米国AlphaSTAR Corporationによる報告^[3-6]が数多くなされている一方で、ユーザによる報告はほとんどなされておらず^[7,8]、GENOAの実力について客観的に判断できる資料は現状ではほとんど存在しない。

そこで本報告書では、JAXA（旧NASDA）が導入したGENOA（Version 4.1）を用いて、炭素繊維強化複合材料（CFRP）の損傷進展解析を実施した結果について報告する。具体的には、一方向CFRPの実験結果からGENOAによる解析に必要な材料特性パラメータを決定し、そのパラメータを用いて擬似等方積層板の引張り、有孔引張り、低速衝撃、衝撃後圧縮、衝撃後引張りにおける損傷および強度の予測計算を実施して、実験結果との比較を実施する。この作業を通じて、GENOAの複合材損傷解析ツールとしての特徴について考察を行う。

2. GENOAについて

2.1 GENOAの構成

GENOAの構成を図2.1に示す。GENOAは、大きくわけて材料特性解析と損傷進展解析のモジュールから構成され、それぞれに確率論的解析のオプションが用意されている^[1,2]。

材料特性解析モジュールMCA（Material Constituent Analyzer）は、繊維、マトリクス、積層構造などの材料特性パラメータをもとに、単層板の材料特性を計算するモジュールである。材料特性としては、弾性率、熱膨張係数、熱伝導率なども取り扱うことができる。計算には簡単な複合則が適用されている。MCAのオプションモジュールとしてMUA（Material Uncertainty Analyzer）も用意されている。このモジュールはMCAに確率論的な計算を行う機能を付与したもので、材料特性パラメータを確率変数として各パラメータが複合材特性に及ぼす影響の感度解析を実施する際に有用である。

損傷進展解析モジュールPFA（Progressive Failure Analyzer）は、有限要素法（FEA）による構造解析結果を基に各要素における損傷判定を行ってその損傷の程度を調べ、必要に応じて再メッシュ分割や剛性マトリクス再生成を自動的に実施することによって、複合材構造の損傷進展解析を行うモジュールである。また、材料の疲労データがあれば、複合材構造の耐久性や寿命予測なども実施することができる。PFAのオプションモジュールとして、PPFA（Probabilistic Progressive Failure Analyzer）も用意されている。このモジュールは、PFAに確率論的な解析手法を付与したもので、様々な材料パラメータ等を確率変数としたときの構造物の信頼性解析を行う際に使用する。PFAのFEAコードとして

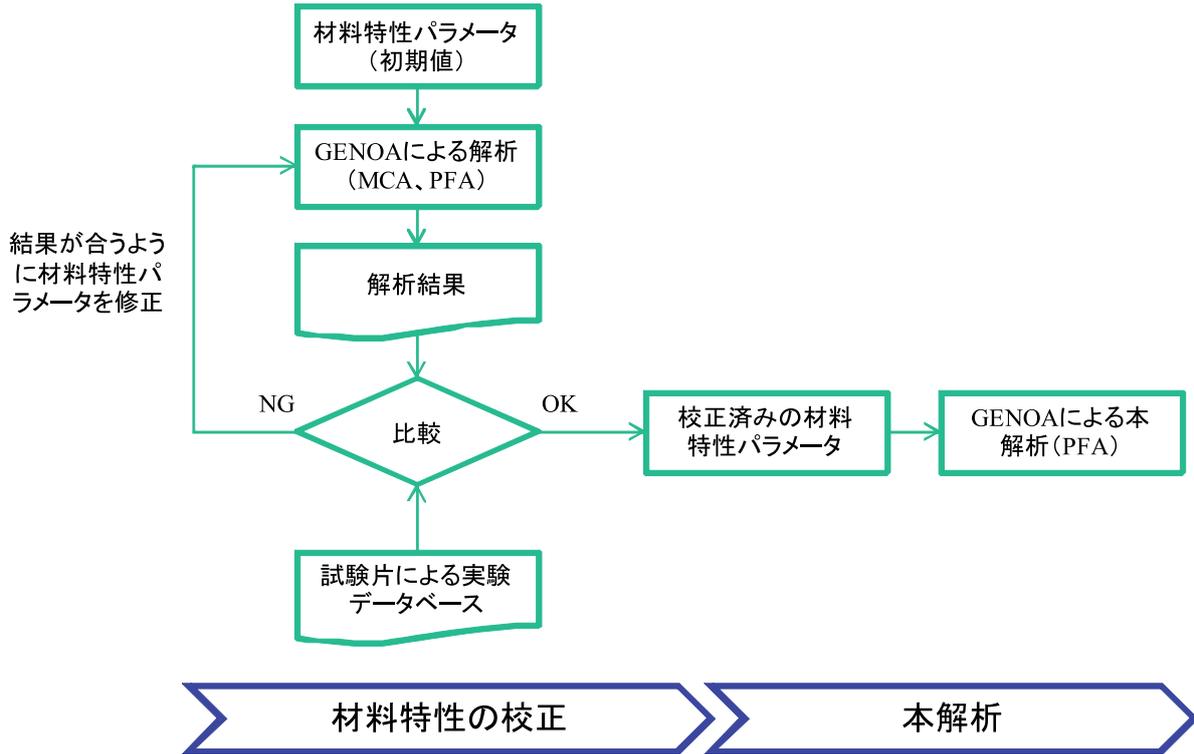


図2.2 GENOAによる解析手順

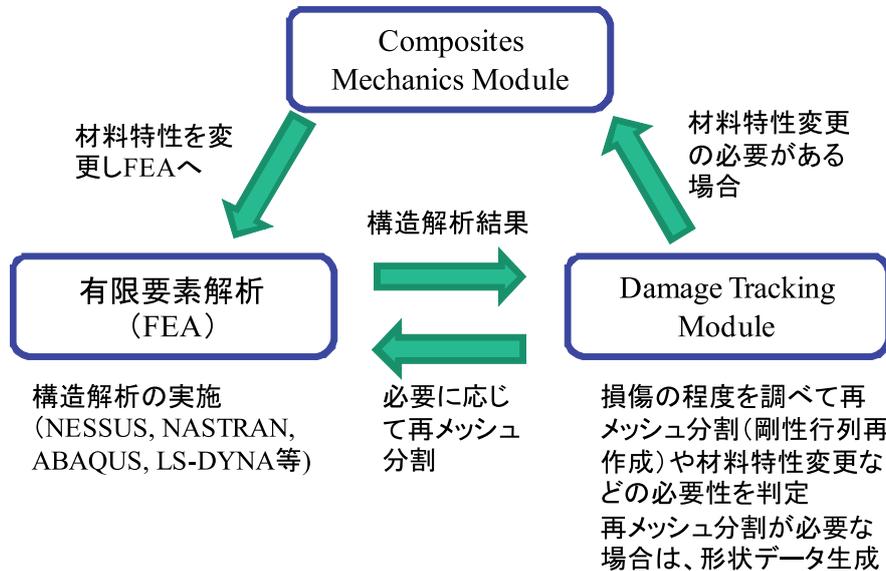


図2.3 GENOAによる損傷進展解析 (PFA)

は GENOA に標準で用意されている簡易 FEA コード NESSUS に加え、NASTRAN, ABAQUS, LS-DYNA, ANSYS など汎用の FEA コードも使用することができる。

2.2 GENOA による解析手順

GENOA による損傷解析手順を図2.2に示す。GENOAでは、繊維およびマトリクス材料特性（弾性率、強度、熱物性値など）をもとに、単層板、積層板の物性予測や、複合材構造の損傷進展解析を行う。そのため、繊維およびマトリクス材料特性パラメータ決定が極めて重要である。実際には図2.2に示すように、クーポン試験などによって得られた実験結果と解析結果が一致するように材料特性パラメータを修正しながら MCA および PFA の解析を実施し、各パラ

表2.1 GENOA-PFAにおける損傷判定基準

Mode of Failure	Description	Note
Longitudinal Tensile	Fiber tensile strength, fiber volume ration	Fiber Failure
Longitudinal Compressive	1) Rule of mixtures based delaminatios, 2) Fiber microbuckling, and 3) fiber Crushing	Fiber Failure
Transverse Tensile	Matrix modulus, matrix tensile strength,	Matrix Failure
Transverse Compressive	Matrix compressive strength, matrix modulus, and fiber volume ratio.	Matrix Failure
Normal Tensile	Plies are separating due to normal tention	Delamination
Normal Compressive	Due to very high surface pressure i.e. crushing of laminate	Delamination
In-Plane Shear	Failure in plane shear relative to laminate	Matrix Failure
Transverse Normal Shear	Shear Failure acting on transverse cross oriented in a normal direction of the ply	Delamination
Longitudinal Normal Shear	Shear Failure on longitudinal cross section that oriented in a normal direction of ply	Delamination
Modified Distortion Energy	Combined stress failure criteria used for Anisotropic materials	Failure due to all strength
Relative Rotation Criterion	Considers failure if the adjacent plies rotate excessivery with one another	Delamination
Strain Invariant Failure	Combined strain failure criteria used composite materials	
Ply Strain Limit	Matrix or ply strain cutout	Matrix, and Ply Failure
User Defined	Combined strength such as Tsi-Wu	Dynamic link subroutine library

メータをトライアンドエラーによって合わせ込みながら決定していく。

PFAによる解析は、図2.3に示すようにFEAによる構造解析とGENOAによる損傷判定／再メッシュ分割の繰り返しによってなされる。PFAで用いられている損傷判定基準を表2.1にまとめて示す。GENOAの特徴は、損傷判定が複合材構造を構成する単層板と、単層板の構成要素である繊維およびマトリクスの破壊基準に基づいて行われていることである。単層板／繊維／マトリクスの破壊基準は、基本的には応力基準であり、破壊力学に基づいた損傷発生および進展クライテリアは用いられていない。なお、新しいバージョンのGENOAでは仮想き裂進展法（Virtual Crack Closure Technique; VCCT）のモジュールも提供されており、破壊力学に基づいた損傷進展解析も可能となっている。²⁾

GENOAで使用可能な要素は、4節点の積層シェルのみであり、3次元ソリッド要素は使用できない。また、損傷解析を扱う関係で、損傷判定については積分点応力ではなく積分点応力から計算した節点応力を対象として行われている。この点は、違和感のあるところである。損傷と判定された節点については、必要に応じて破壊（損傷）に対応する節点を分離し、これに伴ってメッシュの再生成が自動的に行われ、再びFEAソルバーによる構造解析が実施される。この繰り返し計算を行うことで損傷進展解析が行われる。

3. 解析対象

今回対象とした材料データは、JAXAの先進複合材データベースシステム^[9]において提供されている炭素繊維強化エポキシ複合材料IM600/#133（東邦テナックス製）の試験結果である。解析に先立って、繊維およびマトリクスの材料パラメータ（弾性率、強度等）を決定する必要がある。材料パラメータの決定に使用した試験結果は下記の通りである。

1. 引張り強度および圧縮強度（一方向材, 0°）
2. 引張り強度および圧縮強度（一方向材, 90°）
3. ±45°引張り強度

具体的な材料パラメータ決定手順については、次節以降において紹介する。

次に得られた材料パラメータを用いて、擬似等方積層板の強度および損傷挙動を解析によって予測する。今回対象とした積層構成および材料強度は下記の通りである。

1. 無孔引張り強度（擬似等方積層）
2. 有孔引張り強度（擬似等方積層）

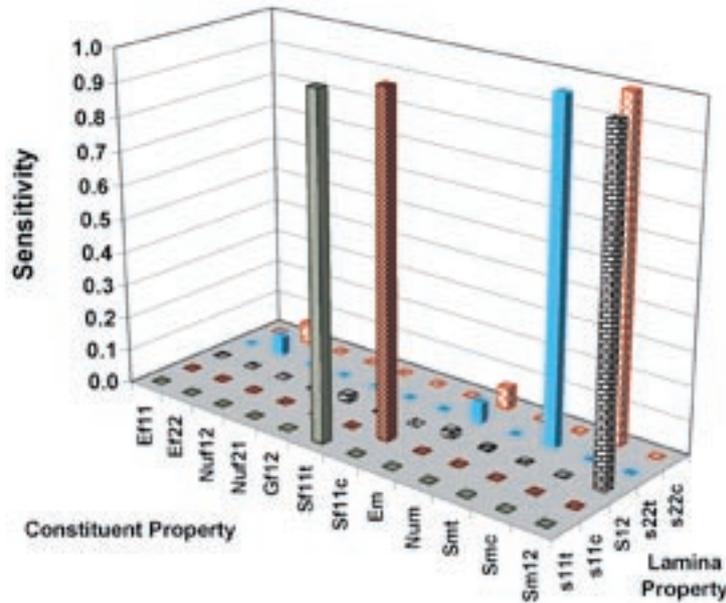


図4.1 GENOA-MCAを使用した単層板強度に及ぼす繊維／樹脂特性の感度計算例

3. 低速衝撃損傷（擬似等方積層）
4. 衝撃後圧縮強度（擬似等方積層）
5. 衝撃後引張り強度（擬似等方積層）

これらのデータは、衝撃後圧縮強度の一部と衝撃後引張り強度を除き、いずれもJAXA先進複合材データベースシステムで公開されている。

4. MCAによる材料パラメータの決定

4.1 はじめに

前述したように、GENOAでは複合材料の損傷解析に先立って、繊維および樹脂の材料特性パラメータ（弾性率、強度等）を決定する必要がある。これらの値は、繊維単独、もしくは樹脂単独でデータを取得すれば良いというものではなく、図2.2に説明したように、一方向強化複合材料の物性（弾性率や強度）が再現できるような値を決定する必要がある。

この作業を支援してくれるのがGENOA MCA（Material Constituent Analyzer）モジュールである。MCAは、繊維および樹脂の材料特性から、一方向複合材料の材料特性値（弾性率、強度など）を複合則によって計算する。一方向複合材料の材料特性値が再現できるような繊維および樹脂の材料特性値を、トライアンドエラーで追い込んでパラメータを決定する。

MCAによるパラメータ決定作業に先立って、各パラメータの初期値を決める必要がある。炭素繊維IM600およびエポキシ樹脂#133ともに、GENOAのデータバンクには類似データが存在しないため、GENOAデータバンク内で一般的に使用されている炭素繊維“T300”（東レ）および汎用エポキシ樹脂“EPOX”のデータを基に、東邦テナックスのカタログ等の値を入れたものを初期値として使用した。入力した初期値を表4.1および表4.2に示す。

4.2 MCAを用いたパラメータ決定作業

MCAを用いて得られた一方向複合材料（単層板）の強度に対する感度計算の例を図4.1に示す。このような感度解析結果から、材料パラメータの各数値については、以下の方針により決定しながら、MCAによる計算を繰り返し行った。

○強度に関する校正指針

- ・ 単層板の縦方向引張り強度は、繊維の縦方向引張り強度のみに依存する。
- ・ 単層板の縦方向圧縮強度は、繊維の縦方向圧縮強度のみに依存する。
- ・ 単層板のせん断強度は、マトリクスのせん断強度に大きく依存する。

表 4.1 繊維の材料特性初期値および較正值 (東邦テナックス 炭素繊維IM600)

項目	データ名	初期値設定方法	初期値	較正值
DIAMETER	Df	カタログ値より	5 μ m	5 μ m
WEIGHT DENSITY	Rhof	カタログ値より	1.8g/cc	1.8g/cm3
MELTING TEMPERTURE	Tempmf	(設定せず)	0	0
NORMAL MODULUS (11)	Ef11	カタログ値より	285GPa	275GPa
NORMAL MODULUS (22)	Ef22	T300の設定より	=Ef11 \times 0.0625	17.2GPa
POISSON'S RATIO (12)	Nuf12	T300の設定より	0.2	0.3
POISSON'S RATIO (23)	Nuf23	T300の設定より	0.25	0.3
SHEAR MODULUS (12)	Gf12	T300の設定より	=Ef11 \times 0.04	11.0GPa
SHEAR MODULUS (23)	Gf23	T300の設定より	=Ef11 \times 0.02	5.50GPa
COEF. THERMO. EXP. (11)	Alfaf11	(設定せず)	0	0
COEF. THERMO. EXP. (22)	Alfaf22	(設定せず)	0	0
THERMAL CONDUCTIVITY (11)	Kf11	(設定せず)	0	0
THERMAL CONDUCTIVITY (22)	Kf22	(設定せず)	0	0
HEAT CAPACITY	Cf	(設定せず)	0	0
TENSION STRENGTH (11)	Sf11T	カタログ値より	5790MPa	4812MPa
COMPRESSION STRENGTH (11)	Sf11C	T300の設定より	=Sf11t \times 0.85	1772MPa
TENSION STRENGTH (22)	Sf22T	T300の設定より	=Sf11T	=Sf11T
COMPRESSION STRENGTH (22)	Sf22C	T300の設定より	=Sf11t \times 0.85	=Sf11C
TORSION STRENGTH (12)	Sf12S	T300の設定より	=Sf11T	=Sf11T
TORSION STRENGTH (23)	Sf23S	T300の設定より	=Sf11T	=Sf11T

表 4.2 マトリックスの材料特性初期値 (東邦テナックス エポキシ樹脂#133)

項目	データ名	初期値設定方法	初期値	較正值
WEIGHT DENSITY	Rhom	東邦/技術資料より	1.27g/cc	1.27g/cc
NORMAL MODULUS	Em	東邦/技術資料より (*1)	3.39GPa	3.28GPa
POISSON-S RATIO	Num	EOPX初期設定より	0.35	0.35
COEF. THERMO. EXP.	Alfam	(設定せず)	0	0
THERMAL CONDUCTIVITY	Km	(設定せず)	0	0
HEAT CAPACITY	Cm	(設定せず)	0	0
TENSION STRENGTH	SmT	東邦/技術資料より (*2)	142MPa	75.2MPa
COMPRESSION STRENGTH	SmC	EPOX初期設定より	=SmT \times 2.3	173MPa
SHEAR STRENGTH	SmS	EPOX初期設定より	=SmT \times 0.85	64.1MPa
TENSION STRAIN	EpsmT	EPOX初期設定より	0.35	0.35
COMPRESSION STRAIN	EpsmC	EPOX初期設定より	0	0
SHEAR STRAIN	EpsmS	EPOX初期設定より	0	0
TORSION STRAIN	EpsmTOR	EPOX初期設定より	0	0
VOID THERMO. COND.	Kvoid	(設定せず)	0.35	0.35
MELTING TEMPERTURE	Tempmm	(設定せず)	0	0

*1, *2: 東邦/技術資料では樹脂特性として、曲げ実験値のみ記載されている。一般のエポキシ樹脂では、引張り弾性係数は曲げ弾性係数の0.75~0.9程度、引張り強度は曲げ強度の0.7~0.8程度であるが、今回の設定では、曲げ実験値をそのまま設定した。

表 4.3 MCA による単層板強度の較正結果

		S11T (MPa)	S11C (MPa)	S22T (MPa)	S22C (MPa)	S12 (MPa)
実験値 (目標値)	特性値	2700	1037	63.7		
	試験法	0°引張	0°圧縮	90°引張		
初期値	特性値	3278	2468	120.1	277.0	10.03
	誤差 (%)	+21.4	+138.0	+88.5		
較正結果	特性値	2681	1052	63.49	146.2	53.19
	誤差 (%)	-0.7	+1.5	-0.3		

表 4.4 MCA による単層板弾性率の較正結果

		E11 (GPa)	E22 (GPa)	G12 (GPa)	Nu12	NUC21
実験値 (目標値)	特性値	153	8.20		0.335	0.020
	試験法	0°引張	90°引張		0°引張	90°引張
初期値	特性値	159.5	8.570	3.691	0.2668	0.0143
	誤差 (%)	+4.3	+3.8		-20.4	-28.5
較正結果	特性値	152.8	8.212	3.574	0.3225	0.0173
	誤差 (%)	-0.1	+0.2		-3.7	-13.5

- ・単層板の横方向引張強度は、マトリクス引張強度に大きく依存する。
- ・単層板の横方向圧縮強度は、ほとんど、マトリクスの圧縮強度によって決定される。

○弾性率に関する較正指針

- ・単層板の縦方向弾性率は、繊維の縦方向係数のみに依存する。
- ・単層板の横方向弾性率およびせん断弾性率は、繊維の横方向係数とマトリクスの係数の両方に大きく依存する。

以上の指針に基づいて MCA の計算を繰り返し実施することによって、繊維および樹脂の材料特性値を推定した。推定された値を表 4.1 および表 4.2 に示す。また、これらの値を用いて計算された一方向複合材料の材料特性値を、表 4.3 および表 4.4 に示す。推定されたパラメータを用いた計算結果は、90°方向引張りに対するポアソン比を除けば、各項目とも実験値(目標値)に対して5%以内となっている。

5. PFA による材料パラメータの修正

5.1 はじめに

MCA で求めた繊維および樹脂の材料特性パラメータに対して、GENOA-PFA (Progressive Failure Analysis) による解析を実施し、その妥当性を評価する。また、PFA による解析結果に基づいて、繊維および樹脂の材料特性パラメータの修正を行う。解析の対象としたケースは、JAXA が公開している先進複合材データベースシステムの一方向複合材料の試験結果である^[9]。いずれの試験も、SACMA 規格に基づいて試験データが取得されている^[10]。

- ① 0°方向引張り (IM600/#133, 積層構成[0]8, 試験規格 SACMA SRM 4R94)
- ② 90°方向引張り (IM600/#133, 積層構成[90]16, 試験規格 SACMA SRM 4R94)
- ③ 0°方向圧縮 (IM600/#133, 積層構成[0]8, 試験規格 SACMA SRM 1R94 強度測定用)
- ④ 0°方向圧縮 (IM600/#133, 積層構成[0]8, 試験規格 SACMA SRM-1R94 弾性率測定用)
- ⑤ ±45°引張り (M600/#133, 積層構成[45/-45]2s, 試験規格 SACMA SRM-7R94)

5.2 計算条件

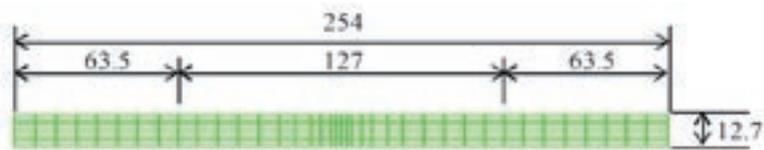
対象とした試験片の寸法を表 5.1 に示す。また、解析に用いたメッシュ分割を表 5.2 および図 5.1 (1) ~ (5) に示す。実際の材料試験における試験片の拘束状況を正確にモデル化することは容易ではないので、ここでは図 5.2 に示すようなつかみ部を完全拘束したものと、つかみ部の端部を拘束したものの 2通りの境界条件についてそれぞれ計算を行った。完全拘束では、試験片つかみ部における並進自由度 3 方向を拘束 (ただし、荷重負荷側の荷重方向自由度は自由) した。

表5.1 試験片寸法

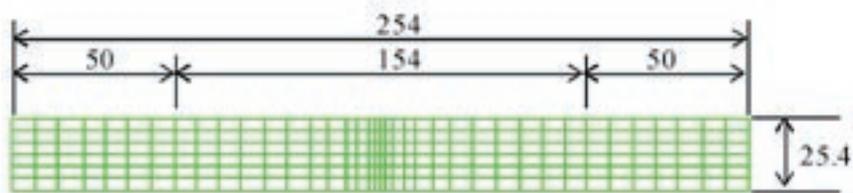
試験/解析モデル	試験規格	長さ (mm)	評定部 (mm)	幅 (mm)	厚さ (mm)
0°引張	SACMA SRM 4R94	254	127	12.7	1.0
90°引張	SACMA SRM 4R94	254	80	25.4	2.3
0°圧縮 (強度用)	SACMA SRM 1R94	80	4.75	15	1.0
0°圧縮 (弾性用)	SACMA SRM 1R94	80	25.4	15	1.0
45/ -45度引張	SACMA SRM 7R94	229	180	25.4	1.1

表5.2 メッシュ分割

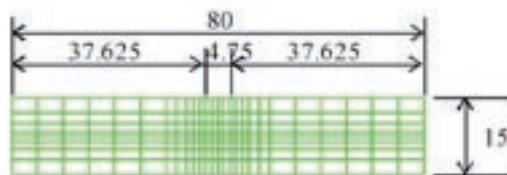
試験/解析モデル	節点数	要素数	最小分割
0°引張	273	228	2mm×2mm
90°引張	273	228	2mm×4mm
0°圧縮 (強度用)	243	208	1mm×1mm
0°圧縮 (弾性用)	225	216	2mm×1.5mm
0°引張45/ -45度引張	245	210	2mm×4mm



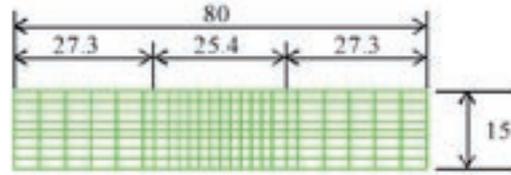
(1) 0°方向引張り



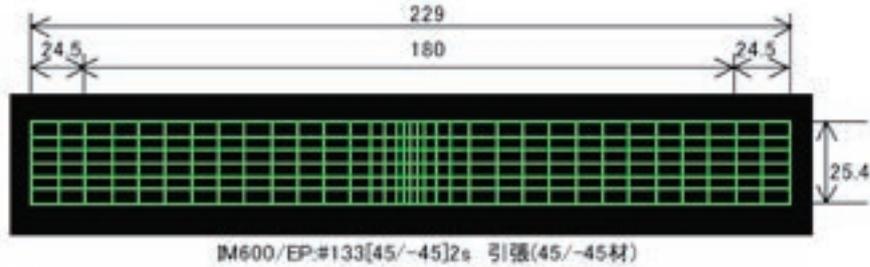
(2) 90°方向引張り



(3) 0°方向圧縮 (強度用)



(4) 0°方向圧縮 (弾性用)



(5) 45/-45度方向引張

図5.1 PFAによる複合材単層板の解析に使用した有限要素モデル

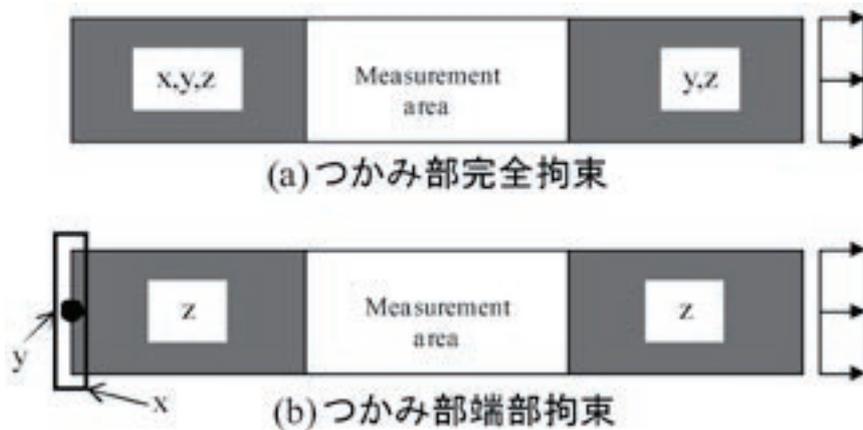


図5.2 境界条件 (x: 荷重方向, y: 垂直方向, z: 面外方向)

表5.3 解析結果 (強度)

		0°方向引張	0°方向圧縮	90°方向引張
実験値	強度 (MPa)	2700	63.7	1037
完全拘束	強度 (MPa)	2605	63.94	1057
	誤差 (%)	-3.5	+1.0	-0.5
端部拘束	強度 (MPa)	2697	63.94	1057
	誤差 (%)	-0.1	+1.9	-0.5

また、端部拘束では、試験片つかみ部における面内での変位を表現するために、板垂直方向の並進自由度のみ拘束し、荷重方向には端部のみ拘束 (荷重直角方向に関しては中央部1点のみを拘束) した。

荷重は、端部に等分布荷重を想定し等価節点力として節点荷重で与えた。PFAにおけるFEAのソルバーとしては、GENOA標準のNESSUSを使用した。

5.3 一方向材 (0°および90°) の解析結果

解析によって得られた強度を表5.3に、また応力ひずみ線図の例を、図5.3 (1) ~ (3) に示す。弾性係数の評価領域

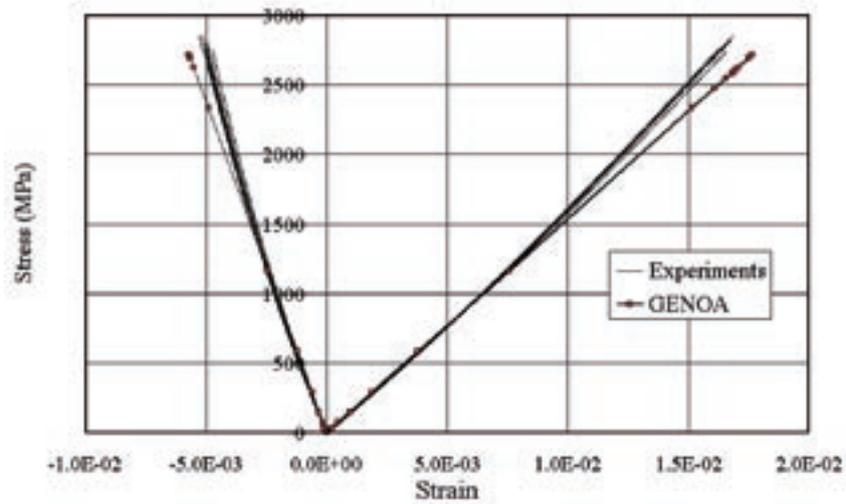


図5.3 (1) GENOA-PFA結果と試験の比較 (0°引張試験)

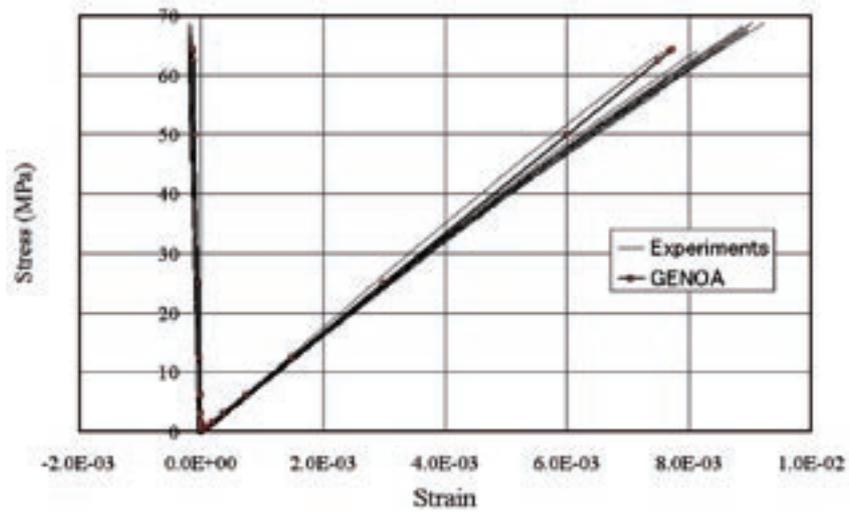


図5.3 (2) GENOA-PFA結果と試験の比較 (90°引張試験)

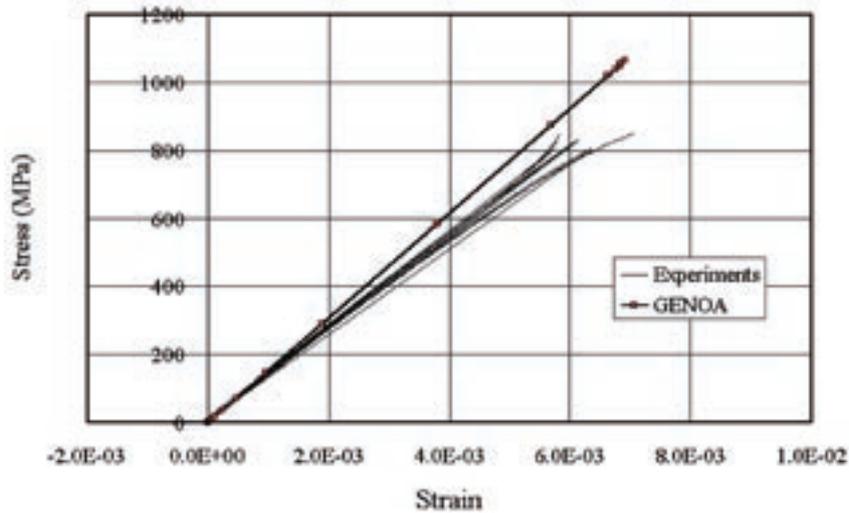


図5.3 (3) GENOA-PFA結果と試験の比較 (0°圧縮 (弾性) 試験)

表 5.4 解析結果 (45/-45材引張)

		パラメータ修正前	樹脂せん断剛性修正後 ^{注)}
実験値	強度 (MPa)	281	281
完全拘束	強度 (MPa)	110.0	286.9
	誤差 (%)	-60.9	+2.1
端部拘束	強度 (MPa)	105.2	275.5
	誤差 (%)	-62.6	-2.0

注) 表 4.2 の樹脂せん断強度 SmS を, 61.4MPa から 273MPa に変更

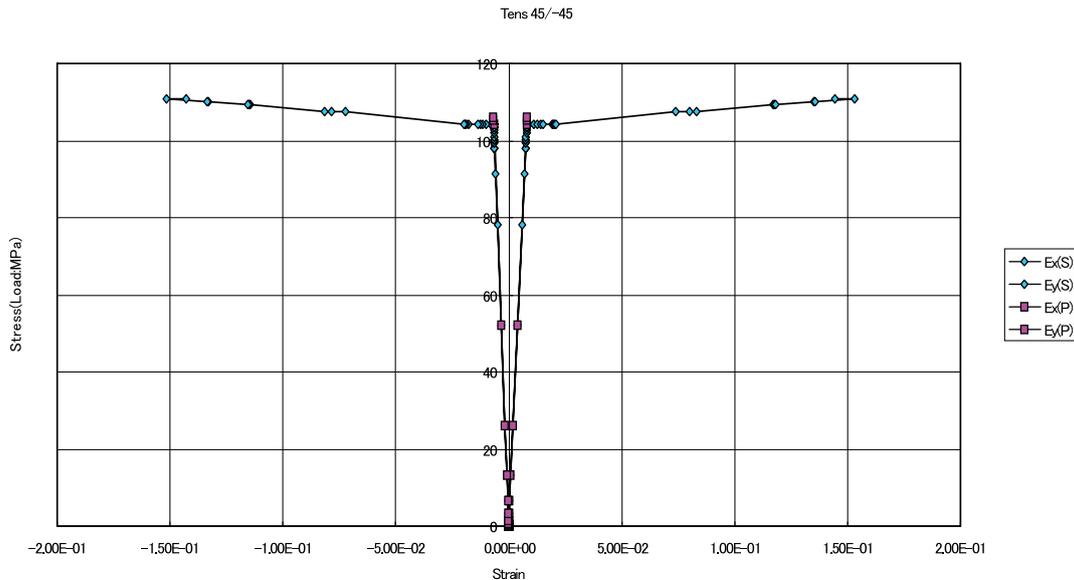


図 5.4 45/-45 度引張の解析結果 (S:完全拘束, P:端部拘束)
(パラメータ修正前)

(ひずみレベル $1 \sim 3 \times 10^{-3}$) において、引張に関しては 0° 引張, 90° 引張ともに良好な一致を示している。また, 0° 圧縮に関しても、誤差は 10% 以内である。

以上のことから、推定した繊維および樹脂の材料特性パラメータは、一方向材 (単層板) に関しては、PFA による損傷進展解析に適用可能であると判断される。

5.4 $\pm 45^\circ$ 積層試験片の解析結果

$\pm 45^\circ$ 積層試験片の解析結果を、表 5.4 および図 5.4 に示す。解析によって予測された強度は実験値の半分以下であり、解析結果と実験結果が著しく乖離していることがわかる。解析によって得られた損傷状況を詳細に確認したところ、初期損傷が面内せん断 (In Plane Shear) であることがわかった。すなわち、使用した樹脂のせん断強度が小さかったことから、低い応力でせん断損傷が発生したものと判断された。そこで再度 MCA によって樹脂のせん断強度について検討を行った。その結果、樹脂のせん断強度を 61.4MPa から 273MPa へと変更することによって表 5.4 および図 5.5 に示すように、強度に関しては良好な計算結果を得ることができた。しかしながら、応力ひずみ挙動に関しては、低ひずみ領域 (弾性域) 良好な一致を示しているが、高ひずみ領域では実験結果と計算結果の乖離が大きい。実験ではゆるやかな非線形挙動が認められているのに対して、GENOA-PFA による解析では初期弾性域の後、急激な剛性低下が発生する挙動を示す。複合材料のせん断非線形挙動では損傷のみならず樹脂の塑性変形が影響することが知られている^[12]。GENOA にはこのような非線形せん断変形モデルは導入されておらず、せん断非線形挙動を表現することは現状では不可能である。

以上の検討により、最終的に決定した繊維および樹脂の材料特性パラメータを用いて、一方向材の強度を対象とした PFA を再度実施し、材料特性パラメータの妥当性の確認を行った結果を表 5.5 に示す。解析結果において数値的な変化は生じておらず、材料特性パラメータは妥当な値であると判断される。

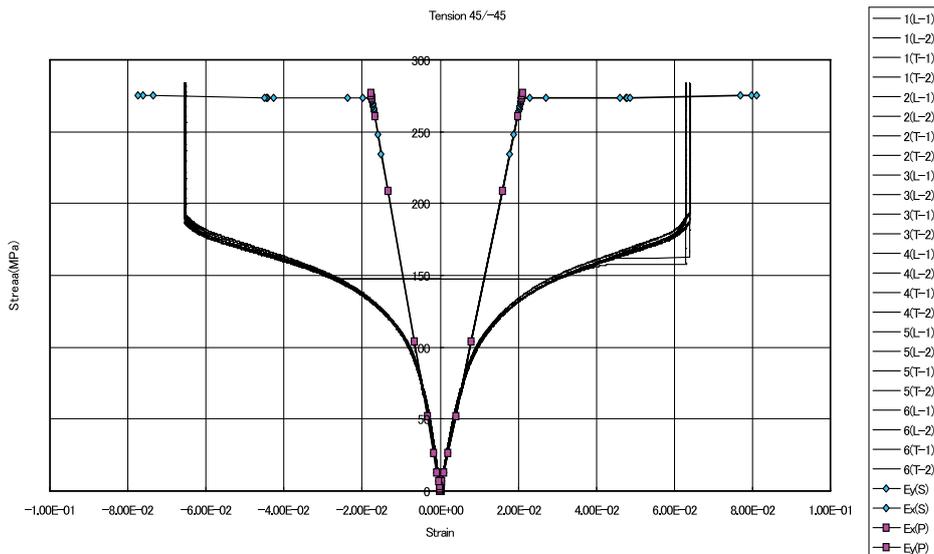


図5.5 GENOA-PFA結果と試験の比較（45/−45度引張試験）
（パラメータ修正後（樹脂のせん断剛性））

表5.5 解析結果（パラメータ修正後（最終版））

		0° 方向引張	0° 方向圧縮	90° 方向引張
実験値	強度 (MPa)	2700	63.7	1037
完全拘束	強度 (MPa)	2605	63.94	1057
	誤差 (%)	−3.5	+1.0	−0.5
端部拘束	強度 (MPa)	2697	63.94	1057
	誤差 (%)	−0.1	+1.9	−0.5

注) 表4.2の樹脂せん断強度SmSを, 61.4MPaから273MPaに変更

6. PFAを用いた擬似等方積層材の無孔および有孔引張り試験の解析

6.1 はじめに

前章で求めた材料特性パラメータを用いて, 擬似等方積層材のPFA (Progressive Failure Analysis) 解析を実施する。解析対象は, JAXA先進複合材データベースシステムで公開されている擬似等方材引張試験 (無孔/有孔) の結果である^[9]。

- ①無孔引張 (擬似等方積層[45/0/−45/90] 2s, 試験規格 SACMA SRM-9R94)
- ②有孔引張 (擬似等方積層[45/0/−45/90] 2s, 試験規格 SACMA SRM-5R94)

6.2 計算条件

対象とした試験片の寸法を表6.1に, 解析に用いたメッシュ分割を表6.2および図6.1~図6.3に示す。境界条件および荷重負荷条件は前述の通りである。

6.3 無孔引張りの解析結果と考察

前章で決めた材料特性パラメータを用いて, 無孔擬似等方材の引張解析を実施した。解析結果を表6.3および, 図6.4に示す。計算で予測された最終強度は実験値の65%程度となっており, 大きな差異が確認された。また, 横方向ひずみ (剛性) に関して, 傾きが変化する挙動が再現できているものの, その発生応力が試験結果の750MPa付近に対して約400MPaとかなり低くなっていることがわかった。

擬似等方積層板の場合, 積層構成の25%が0°層であることから, 0°方向引張り強度から考えるとその引張り強度は

表 6.1 試験片の寸法

試験/解析モデル	試験規格	長さ (mm)	評定部 (mm)	幅 (mm)	厚さ (mm)
引張	SACMA SRM-9R94	254	127	25	2.3
有孔引張	SACMA SRM-5R94	305	205	38	2.3

表 6.2 メッシュ分割

試験/解析モデル	節点数	要素数	最小分割
引張	273	228	2mm×4mm
有孔引張	1,000	924	0.35mm×0.31mm

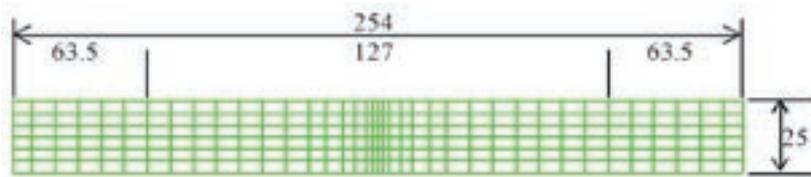


図 6.1 無孔引張解析に用いたメッシュ分割

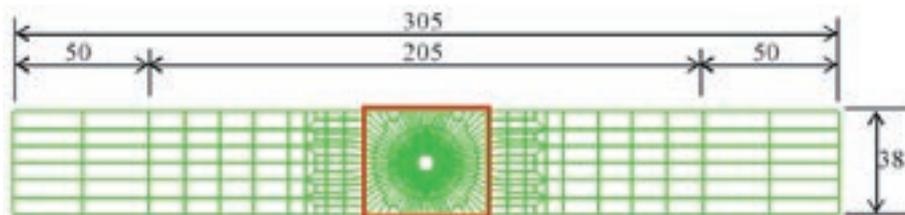


図 6.2 有孔引張解析に用いたメッシュ分割

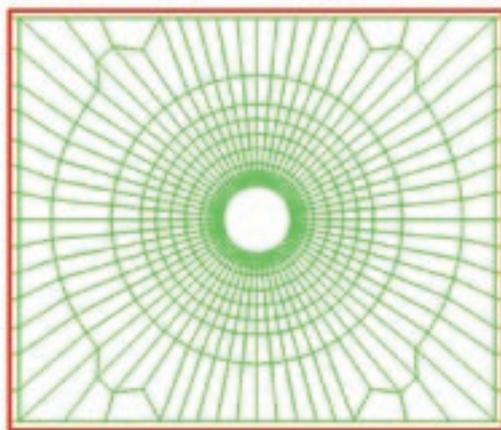


図 6.3 有孔引張解析に用いたメッシュ分割 (図 6.2 孔部の拡大図)

表 6.3 無孔引張の解析結果 (その 1)

		無孔引張
実験値	強度 (MPa)	911
	強度 (MPa)	583
完全拘束	誤差 (%)	-36.0
	強度 (MPa)	602
端部拘束	誤差 (%)	-33.9

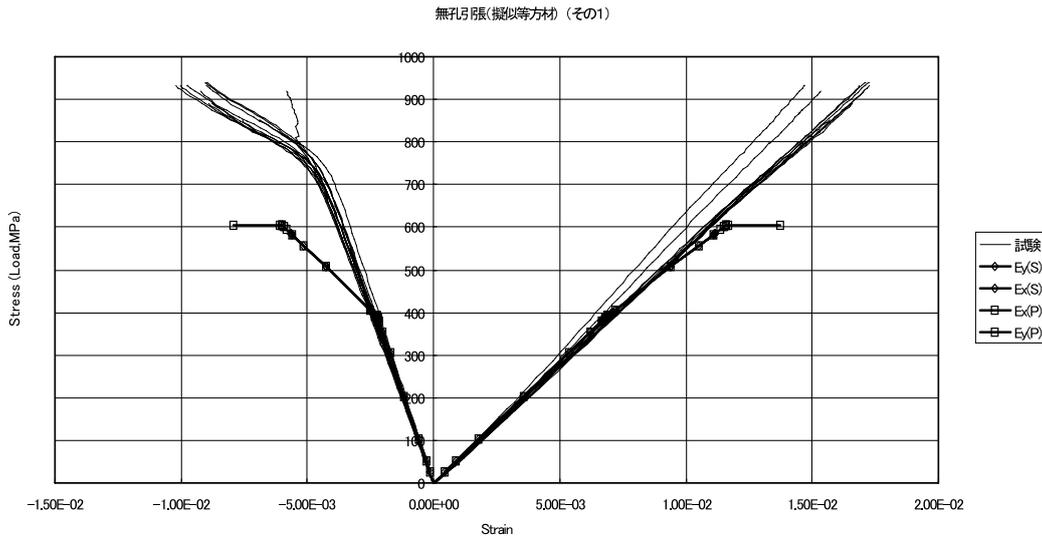


図6.4 GENOAによる無孔引張の解析結果（ケース1）（S：完全拘束，P：端部拘束）

少なく見積もっても675MPa以上となることが期待される。これに対してGENOAによる解析結果は、わずか600MPa程度と、極めて低い値となっている。そこで、解析における損傷の発生状況について詳細に調べたところ、最終的な損傷が、繊維方向引張（Longitudinal Tensile）、繊維方向圧縮（Longitudinal Compressive）、繊維直交方向引張（Transverse Tensile）、繊維直交方向圧縮（Transverse Compressive）、面内せん断（In Plane Shear +/-）、修正ひずみエネルギー（Modified Distortion Energy; MDE）、相対回転（Relative Rotation; RR）の各モードによって発生していることがわかった。各損傷成分の主要発生方向（層）を見ると、繊維方向引張は0°方向層、繊維直交方向引張および繊維方向圧縮は90°方向層、面内せん断は45/-45°方向層で発生している。また、MDE、RRは、最終的には全層で発生しているが、初期損傷は90°方向層で発生している。特に、ひずみの小さい初期損傷発生時の損傷状況を見ると、繊維直交方向引張（Transverse Tensile）による樹脂破壊と、MDE、RRの2つの損傷モードが支配的であることがわかった。

そこで、問題点を単純化するため、0°方向と90°方向の直交積層板（[0/90]4s）、および0°方向と45/-45°方向の組み合わせ（[45/0/-45/0]2s）でPFA解析を実施した。0°/90°直交積層（[0/90]4s）では、予想通り、90°方向層は殆んど強度的には寄与せず、0°方向層が荷重を分担していた。最終強度は、単一方向材の引張試験の50%となり、合理的な値が得られた。一方、0°方向と45/-45°方向の組み合わせ（[45/0/-45/0]2s）では、最終強度が単一方向材

【資料】「GENOA Theoretical Manual Appendix H - GENOA Failure Mechanisms」より

Note 8: Modified distortion energy:

$$F = [(\sigma_{11\alpha} / S_{11\alpha})^2 + (\sigma_{11\beta} / S_{11\beta})^2 - K_{112\beta} (\sigma_{11\alpha} / S_{11\alpha}) (\sigma_{122} / S_{122}) + (\sigma_{12\beta} / S_{12\beta})^2]$$

The parameters α and β are specified as follows:

$$\alpha = \{T \sigma_{11} \geq 0, C \sigma_{11} \leq 0\} \text{ and } \beta = \{T \sigma_{22} \geq 0, C \sigma_{22} \leq 0\}$$

$$S_{11\alpha} = \{ S_{11T} \quad \alpha = T, (S_{11C}) \quad \alpha = C$$

$$S_{22\alpha} = \{ S_{22T} \quad \beta = T, (S_{22C}) \quad \beta = C$$

Note 9: Relative Rotation Criterion:

The interply delamination criterion for the jth interply layer at mth load condition is governed by

$$[1 - (\Delta\varphi / \Delta\varphi_{del})]_j$$

When $i > 1$

Or by the displacement force equation described previously:

$$(\Delta\varphi_j = 1/2(\epsilon_{xy} - \epsilon_{yx})(\sin 2\theta_i - \sin 2\theta_{i-1}) + 1/2\epsilon_{xy}(\cos 2\theta_i - \cos 2\theta_{i-1}))\{\epsilon_{\alpha}\} = \{A_{\alpha}\} - 1$$

$$[(N_{\alpha}) + (N_{\sigma\tau\alpha}) + (N_{\sigma\phi\alpha}) + (C_{\alpha})(w_{dis})]$$

表6.4 無孔引張の解析結果 (MDEおよびRR条件を外した場合)

		ケース1	ケース2	ケース3
実験値	強度 (MPa)	911		
完全拘束	強度 (MPa)	583	785.8	906.3
	誤差 (%)	-36.0	-13.7	-0.5
端部拘束	強度 (MPa)	602	792.2	925.2
	誤差 (%)	-33.9	-13.0	+1.6

ケース1：初期条件

ケース2：MDEおよびRR条件を外した場合

ケース3：MDEおよびRR条件を外し、繊維と樹脂の引張り強度を、表4.1および表4.2のそれぞれ1.15倍、1.5倍にした場合

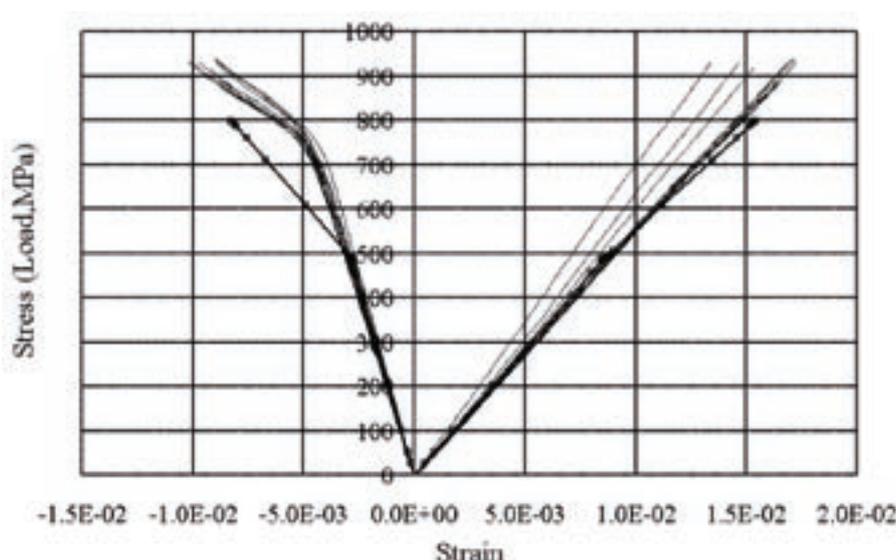


図6.5 無孔引張の解析結果 (ケース2)

の引張試験の50%を下回った。このケースでは、繊維直交方向引張 (Transverse Tensile) の他に、MDE, RRによる損傷モードが支配的であった。

すなわち、±45°積層の存在による、MDE, RRの2つの損傷判定により、著しく小さい強度値が計算されることがわかった。GENOA理論マニュアルの2つの損傷判定に関する部分を、以下に抜粋する^[12]。MDEおよびRRともに、±45°方向のように大きなせん断変形が発生する場合には実際の破壊が生じる前に損傷判定基準に抵触してしまうため、擬似等方積層板における強度を低めに見積もってしまう可能性が高いことがわかる。

以上のことから、今回対象とした材料の擬似等方積層板では、これら2つの判定基準を適用しない方が試験との整合性が良いと考えられる。そこで、以後の擬似等方材解析では、この2つの損傷判定を外すこととした。

これらの破壊判定基準を外して、再度の解析 (ケース2) を実施した。(以降の擬似等方材解析においては、この2つの破壊判定基準をすべて外して実施した。)解析結果を表6.4および、図6.5に示す。最終強度は800MPa付近まで改善し、実験値との誤差も約13%となった。また、横方向ひずみ (剛性) に関して、傾きの変化点も500MPa付近へと前の解析より大きく改善した。

次に、最終強度と非線形挙動の計算値を改善するために、物性データの内、以下の2点を変更してPFA解析を実施した (ケース3)。

- ・繊維の引張強度を1.15倍に変更
- ・樹脂の引張強度を1.5倍に変更

このときの解析結果を、表6.4および図6.6に示す。最終強度および剛性の変化点ともに実験結果と良い対応を示している。

6.4 有孔引張りの解析結果と考察

有孔擬似等方材の解析結果 (ケース1) を、表6.5および図6.7に示す。なお、前節の知見により、ここではModified

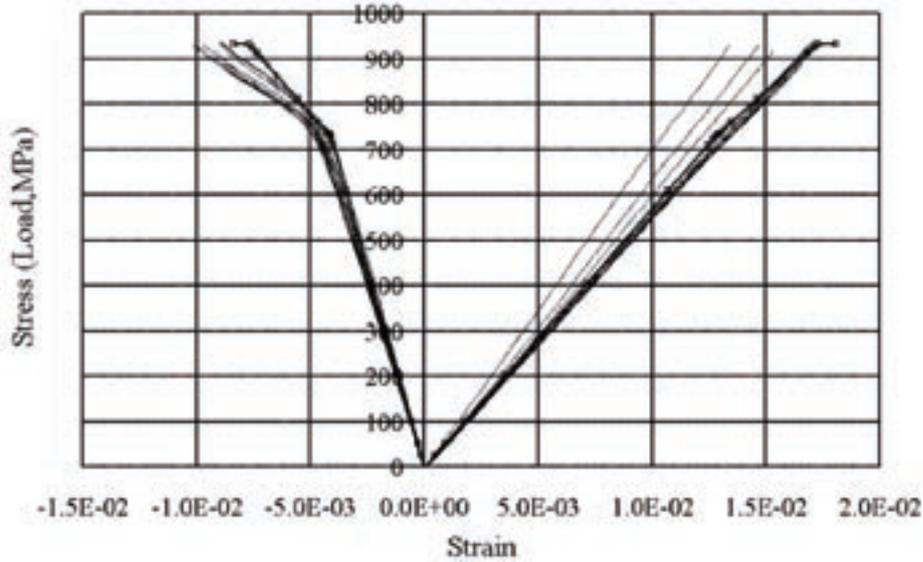


図6.6 無孔引張の解析結果（ケース3）

表6.5 有孔擬似等方材の解析結果

		ケース1	ケース2
実験値	強度 (MPa)	469	469
完全拘束	強度 (MPa)	358.6	492.0
	誤差 (%)	-23.5	+4.9
端部拘束	強度 (MPa)	358.6	492.0
	誤差 (%)	-23.5	+4.9

ケース1：MDEおよびRR条件を外した場合

ケース2：MDEおよびRR条件を外し、繊維と樹脂の引張り強度を、表4.1および表4.2のそれぞれ1.15倍、1.5倍にした場合（表6.4 ケース3と同じ）

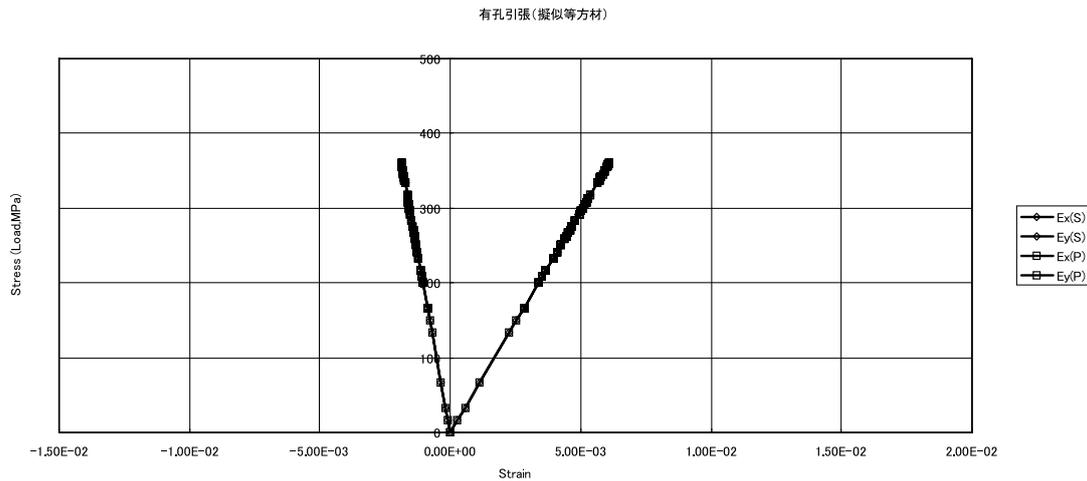


図6.7 有孔擬似等方材の解析結果（S：完全拘束，P：端部拘束）

Distortion Energy (MDE) と Relative Rotation (RR) の損傷条件を外して計算を行っている。得られた最終強度の計算値は、実験値より20%以上低い結果となった。初期損傷（図6.8）は、孔部端部において90°方向層での繊維直交方向引張（Transverse Tensile）によって発生している。また、最終的な破断パターンも、図6.9から判るように、孔部端部から直線状に発生している。

そこで、前節と同様に繊維と樹脂の引張り強度を、表4.1および表4.2のそれぞれ1.15倍、1.5倍にして解析を行った



図6.8 層の損傷 (Ply Damage) 分布拡大図 (90°層の Transverse Tensile) (完全拘束, 初期損傷 (Damage) 発生 (150.1MPa) 時)

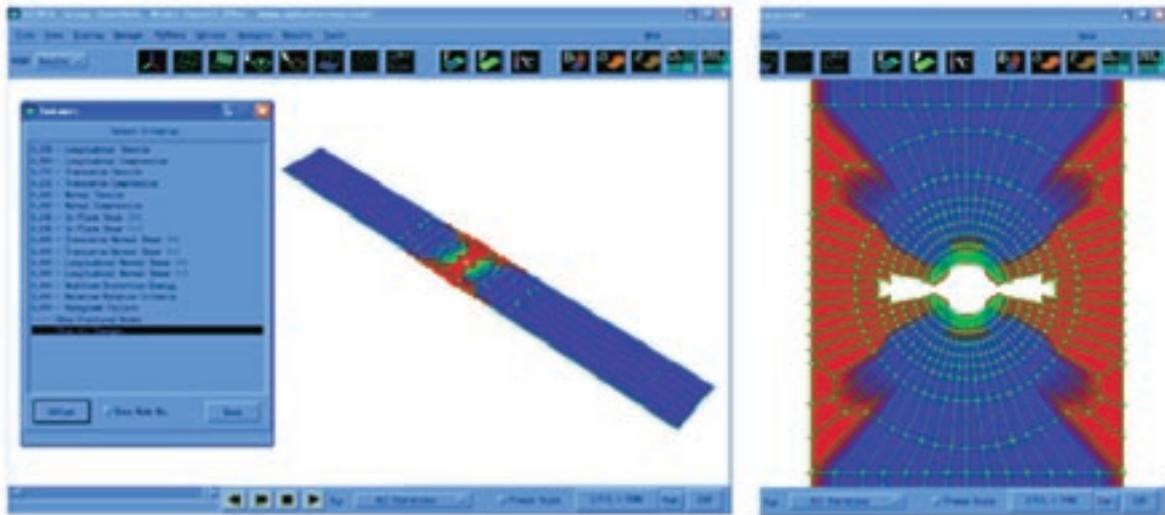


図6.9 損傷 (Damage) 分布拡大図 (完全拘束, 最終イタレーション (359.7MPa) 時)

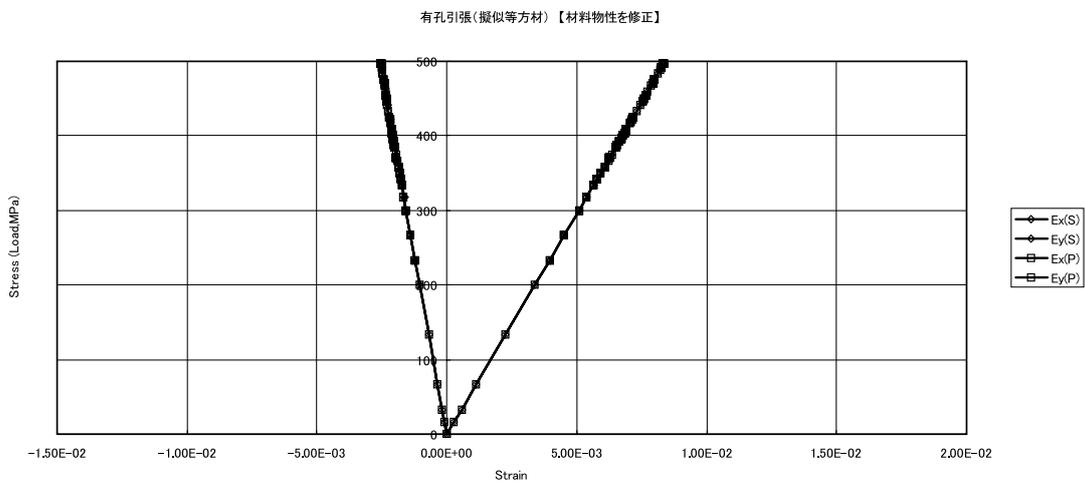


図6.10 有孔擬似等方材の解析結果 (S: 完全拘束, P: 端部拘束)

表6.6 解析結果（45/－45積層板の引張強度）

		Modified Distortion Energy		変動	
		判定有り	判定無し	変動量 (MPa)	変動率 (%)
実験値	強度 (MPa)	281			
完全拘束	強度 (MPa)	286.9	295.1	+8.2	+2.9
	試験との誤差 (%)	+2.1	+5.0		
端部拘束	強度 (MPa)	275.5	285.3	+9.8	+3.6
	試験との誤差 (%)	-2.0	+1.5		

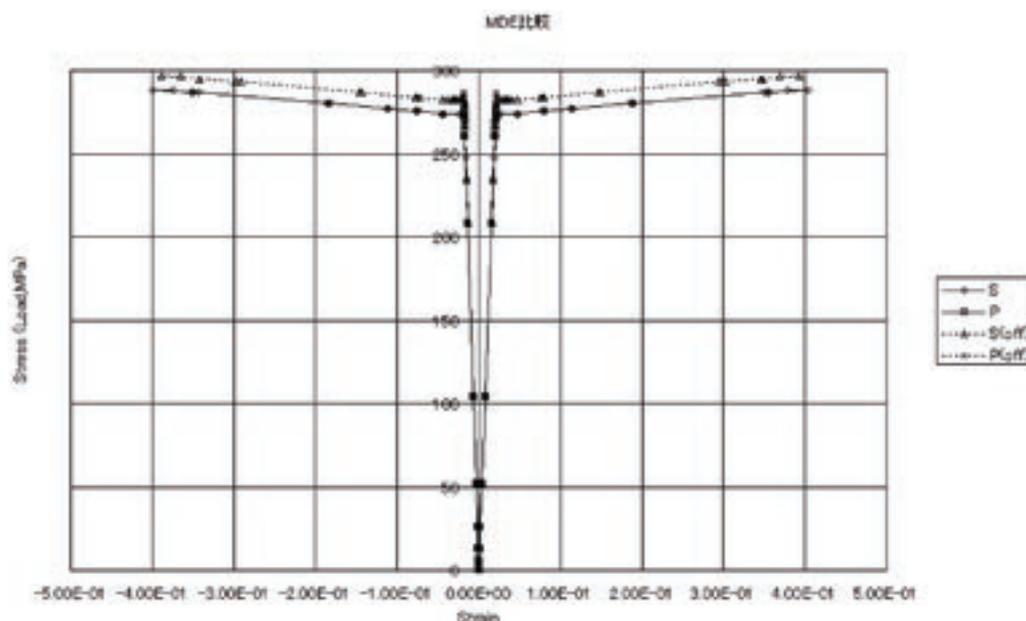


図6.11 ±45°引張り試験の解析結果

(－：MDE判定有り，…：MDE判定無し) (S：完全拘束，P：端部拘束)

結果（ケース2）を表6.5および図6.10に示す。推定された強度は、実験値と近い値となっている。

以上の検討より、疑似等方積層板の引張り強度が十分に再現できる材料特性パラメータを用いることで、有孔引張り強度も再現できることがわかった。

6.5 ±45°積層試験片の再評価

本章の疑似等方積層板の解析において、MDE (Modified Distortion Energy) 判定を外すこととしたが、この損傷モードが±45°積層材においてどの程度の影響を持つかを把握することを目的として再評価を行った。±45°積層材の引張において、MDE判定を外した解析を実施し、同判定を入れた場合との比較を行った。得られた結果を、表6.6および図6.11に示す。MDE判定を外すことにより、強度は若干高くなるが、その影響は5%未満である。荷重（応力）－ひずみ曲線も強度の差はあるものの、同様のパターンを示している。また、損傷 (Damage) 分布図も同様であった。以上のことから、±45°積層においては、実用上、MDE判定の影響はほとんど問題無いものと考えられる。

7. PFAを用いた疑似等方材の落錘衝撃および衝撃後圧縮／引張り強度の解析

7.1 はじめに

前章までに求めた材料特性パラメータを用いて、PFA (Progressive Failure Analysis) による疑似等方積層材の衝撃後圧縮 (CAI) および衝撃後引張り (TAI) の解析を実施し、実験結果^[13]との比較を行う。落錘衝撃試験はSACMA SRM 2R-94に準拠して実施する。なお、衝撃エネルギーレベルは、SACMA SRM2で規定されている6.7J/mmを基準として、その100% (6.7J/mm), 75% (5.025J/mm), 50% (3.35J/mm), 1/4 (1.675J/mm), 計4ケースについて検討する。

表 7.1 試験片寸法

試験 / 解析モデル	材料	長さ (mm)	評定部 (mm)	幅 (mm)	厚さ (mm)
衝撃後圧縮	IM600/EP:#133[45/0/-45/90]4s	150	—	100	4.5
衝撃後引張り	IM600/EP:#133[45/0/-45/90]2s	150	50	15	2.3

表 7.2 メッシュ分割

試験 / 解析モデル	節点数	要素数
衝撃後圧縮	1241	1188
衝撃後引張り	327	280

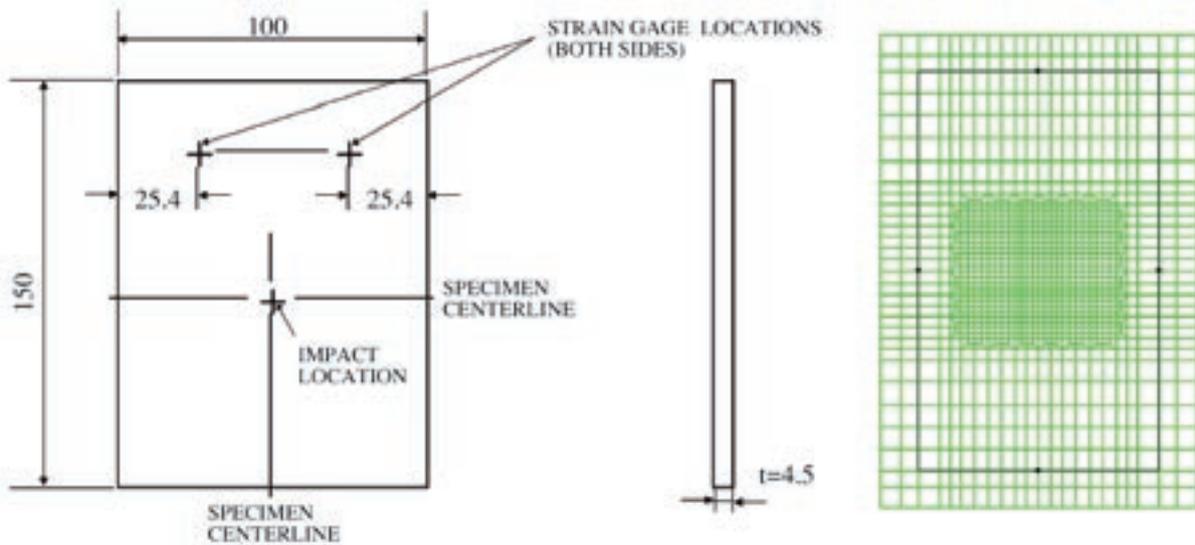


図 7.1 衝撃後圧縮の解析に用いたメッシュ分割

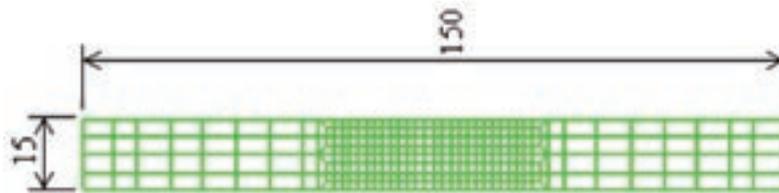


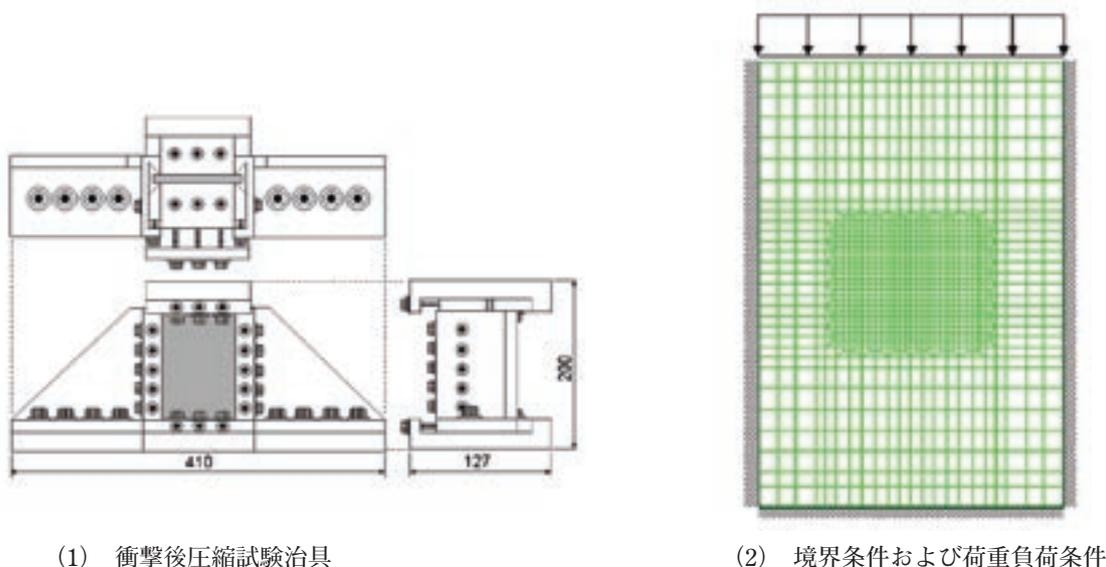
図 7.2 衝撃後引張りの解析に用いたメッシュ分割

7.2 計算条件

対象とした試験片の寸法を表 7.1 に、解析に用いたメッシュ分割および境界条件を、表 7.2 および、図 7.1～7.3 に示す。衝撃速度が十分に遅い (1.7～3.4m/s) ので静的問題として取り扱い、以下に示す Hertz 接触圧分布を仮定して試験片の表面に荷重 (P) を負荷した^[14]。ここで荷重 P は、衝撃エネルギー 6.7J/mm における解析結果と実験結果が一致する値を合わせ込みによって決定し、その他の衝撃エネルギーに対応する荷重については衝撃エネルギーと荷重が比例するものと仮定して与えた。Hertz 接触計算に用いた各種パラメータを表 7.3 に、Hertz 荷重分布の係数 (P_{max}, a) を表 7.4 にそれぞれ示す。

$$p(r) = p_{max} \sqrt{1 - \left(\frac{r}{a}\right)^2}$$

$$p_{max} = \frac{\sqrt[3]{6P}}{\pi} \left(\frac{\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2}}{\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2}} \right)^{2/3}, \quad a = \left(\frac{3P}{4} \frac{\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2}}{\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2}} \right)^{1/3} \quad (1)$$



(1) 衝撃後圧縮試験治具

(2) 境界条件および荷重負荷条件

図7.3 衝撃後圧縮の解析における境界条件

表7.3 静的押し込みのHertz接触計算に用いた値

材料	パラメータ	値
錘 (銅)	半径 R2	0.007935m
	弾性率 E2	200GPa
	ポアソン比 ν_1	0.3
試験片 (CFRP)	半径 R1	∞
	弾性率 E1	8.21GPa
	ポアソン比 ν_2	0.337

表7.4 Hertz荷重分布の係数 (P_{max}, a)

衝撃エネルギー (J/mm)	P (kN)	a (mm)	Pmax (MPa)
6.7	9.00	1.82	1297
5.025	6.75	1.65	1179
3.35	4.50	1.44	1030
1.675	2.25	1.15	817

7.3 衝撃損傷の解析

図7.4に、低速衝撃による衝撃損傷解析結果の一例を示す。発生している損傷モードで最も多いものはTransverse Tensile (TT;マトリクスの引張破壊≒マトリクスクラック)であり、次いでRelative Rotation (RR;層間での相対回転損傷≒層間剥離)であった。図7.5は、超音波探傷による層間剥離の探傷結果と、GENOAによるRelative Rotation Criteria損傷領域との比較である。GENOAの解析結果の方が層間剥離領域としては若干大きめとなっているが、概ねよい対応を示していることがわかる。

図7.6に落錘衝撃損傷付与後の試験片断面写真を示す。板厚方向の損傷状況を見ると、衝撃付与部を中心として、厚さ方向全体に層間剥離とマトリクスクラックが観察される。定量的な評価は難しいが、層間剥離は表側に多く、一方のマトリクスクラックは裏側に多い傾向にある。

GENOAでは積層シェル要素が使用されており、各要素は内部的に各層 (Ply) 毎に応力・損傷等の情報を持っているので、全層での評価検討に他に各層での損傷進展状況の評価検討が可能である。図7.6に、GENOAの解析で得られたTransverse TensileおよびRelative Rotation Criteria損傷の各層における損傷を示す。Relative Rotationは厚さ方向全体に、一方のTransverse Tensileは裏側からおおよそ半分の領域で認められる。Relative RotationおよびTransverse Tensileは、それぞれ層間剥離およびマトリクスクラックに対応することから、実験結果と計算結果にはおおよその対応が得られて

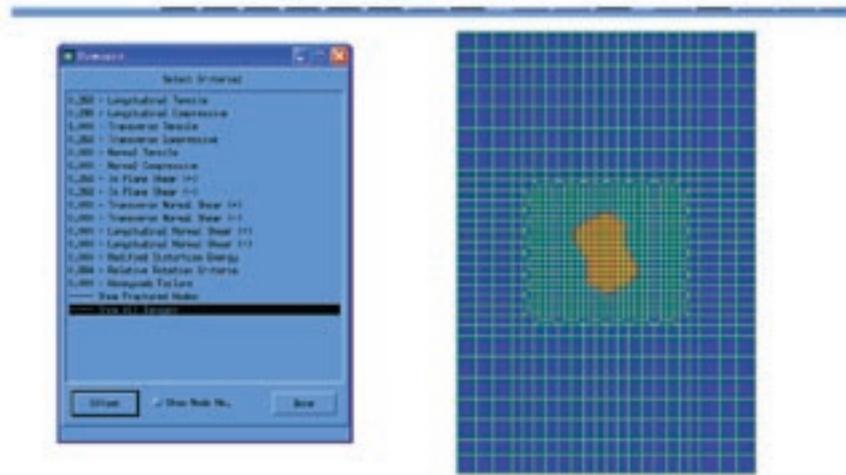


図7.4 低速衝撃による衝撃損傷解析結果の一例

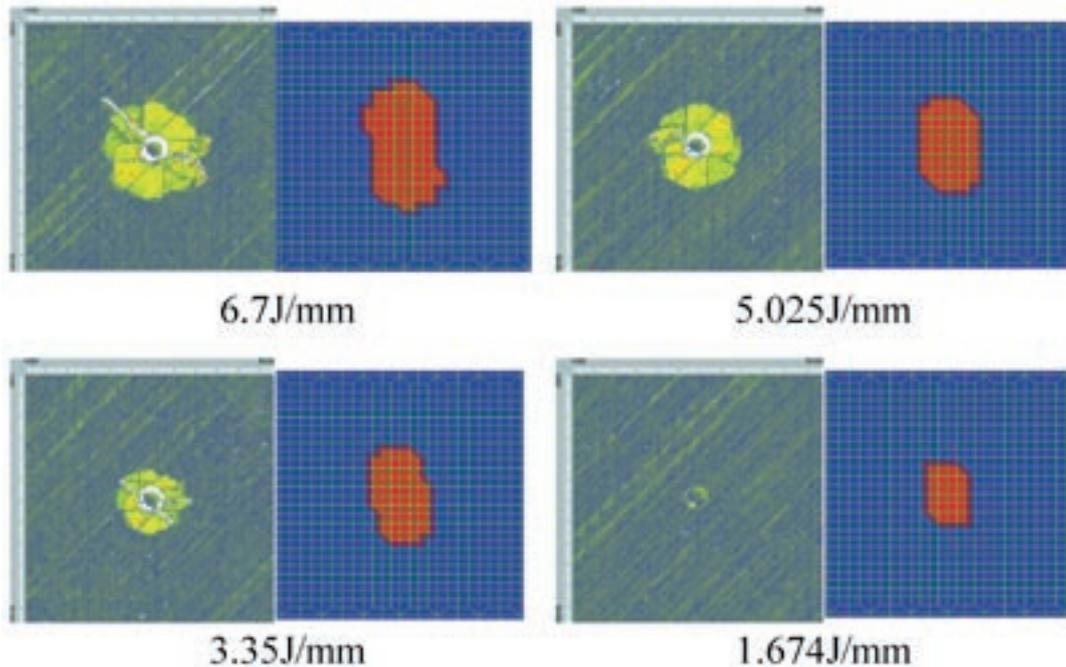


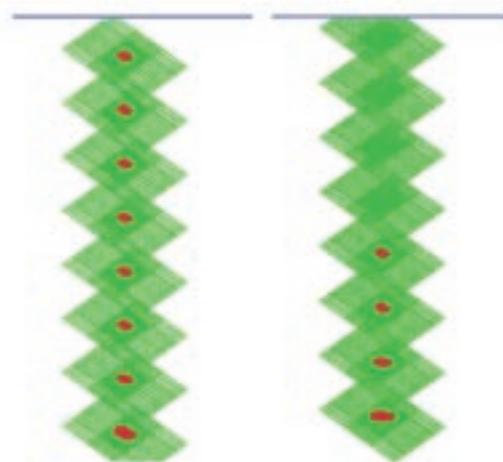
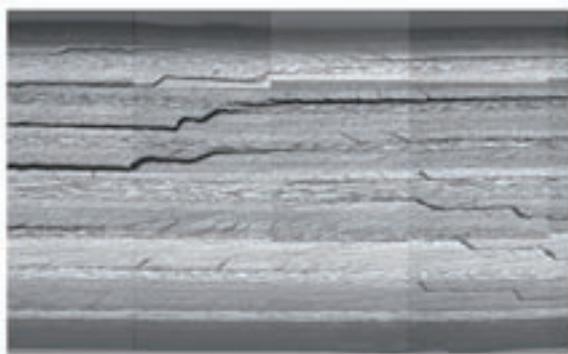
図7.5 超音波探傷による層間剥離の探傷結果とGENOAによる Relative Rotation Criteria 損傷領域との比較

いるものと考えられる。

今回の解析では落錘衝撃による荷重を Hertz 接触による静的な荷重としてモデル化しており、また、衝撃付与時の試験片の拘束条件の違いもある。実験結果と解析結果を対応させるためには更に詳細なモデル化（荷重条件、拘束条件などの設定）が必要であるものとする。

7.4 衝撃後圧縮および引張り強度の解析

残留強度を検討するために、衝撃解析で得られた損傷データを用いて衝撃後圧縮（CAI：Compression After Impact）の解析を実施した。ここでは前章の知見から、Modified Distortion Energy（MDE）と Relative Rotation（RR）の損傷条件を外して解析を実施した。また、使用した材料特性パラメータも前章の疑似等方積層板で修正された値を用いた。PFA 解析によって得られた強度予測値を表 7.5 の解析結果（1）に示す。計算値は実験値よりも 10～20% 程度低めの値となっている。そこで、衝撃を付与していないときの計算結果が実験結果と一致するように繊維の圧縮強度を 18% 増加させて計算を実施した。計算結果を表 7.5 の解析結果（2）および図 7.7 に示すが、実験値との誤差が 5% 以内という良好な計算結果が得られた。



落錘衝撃損傷付与後の試験片断面写真 (a) RR損傷条件 (b) TT損傷条件

図7.6 落錘衝撃損傷の観察結果とGENOAによる損傷領域との比較

RR損傷条件：Relative Rotation Criteria（主に層間剥離に対応）

TT損傷条件：Transverse Tensile Criteria（主にマトリクスクラックに対応）

表 7.5 衝撃後圧縮強度（擬似等方材）の解析結果

衝撃エネルギー (J/mm)		0	1.675	3.35	5.025	6.7
実験結果	強度 (MPa)	535.8	429.3	322.9	277.6	289.8
解析結果 (1)	強度 (MPa)	449	330	253	316	316
	誤差 (%)	-16	-23	-22	13	9
解析結果 (2) (繊維の圧縮強度を18%増)	強度 (MPa)	532	412	312	292	284
	誤差 (%)	-1	-4	-3	5	-2

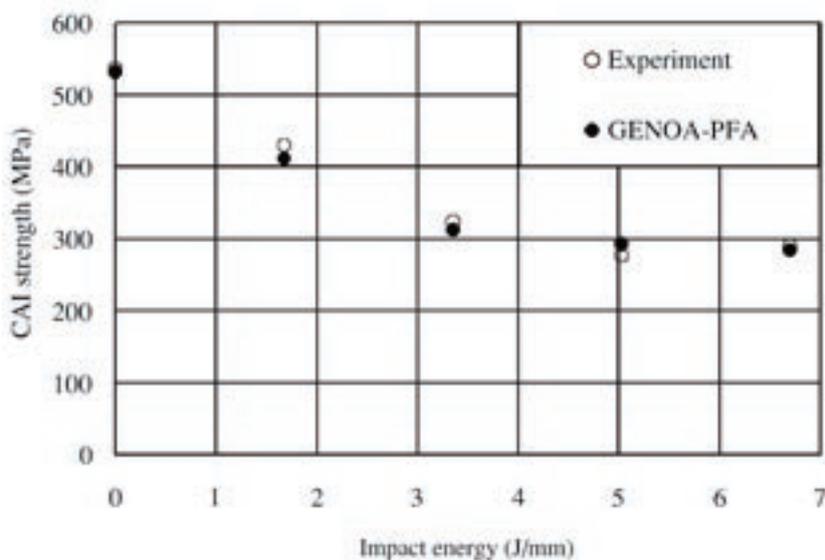


図7.7 衝撃エネルギーと衝撃後圧縮（CAI）強度との関係
(○実験値, ●GENOA計算値)

同様にして、衝撃後引張強度（TAI）の計算も行った。結果を表7.6および図7.8に示す。解析結果にバラツキがあるものの、衝撃エネルギー 6.7J/mmの結果を除けば概ね対応した予測値が得られている。

図7.9に衝撃後圧縮試験片の破壊状況と解析の結果を、また図7.10に衝撃後引張り試験片の破壊状況と解析の結果を

表7.6 衝撃後引張り強度（擬似等方材）の解析結果

衝撃エネルギー (J/mm)		0	1.675	3.35	5.025	6.7
実験結果	強度 (MPa)	893.1	849.7	743.4	606.3	493.8
	誤差 (%)	-	-	-	-	-
完全拘束	強度 (MPa)	848	840	544	532	310
	誤差 (%)	-5	-1	-27	-12	-37
端部拘束	強度 (MPa)	872.0	840	556	556	302
	誤差 (%)	-2	-1	-25	-8	-39

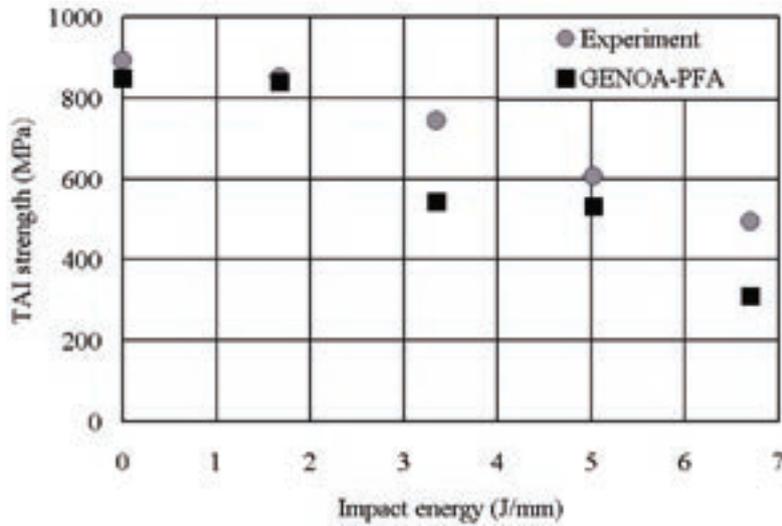


図7.8 衝撃エネルギーと衝撃後引張り（TAI）強度との関係（○実験値，●GENOA計算値）



図7.9 衝撃後圧縮（CAI）試験片の破壊状況とGENOAによる解析の結果

それぞれ示す。衝撃後引張りでは損傷の外観も解析結果に良く対応していることがわかる。

7.5 考察

今回実施した一連のGENOAによる解析を通じて得られた知見を以下に総括する。

- ・ 繊維および樹脂の材料特性パラメータ（弾性率、強度など）の決定が極めて重要である。換言すれば、材料特性パラメータが既知であれば、GENOAの使用に伴う課題はかなり解決する。
- ・ 繊維および樹脂の材料特性パラメータ決定にあたっては、0°および90°の引張り／圧縮試験結果に加えて、±45°

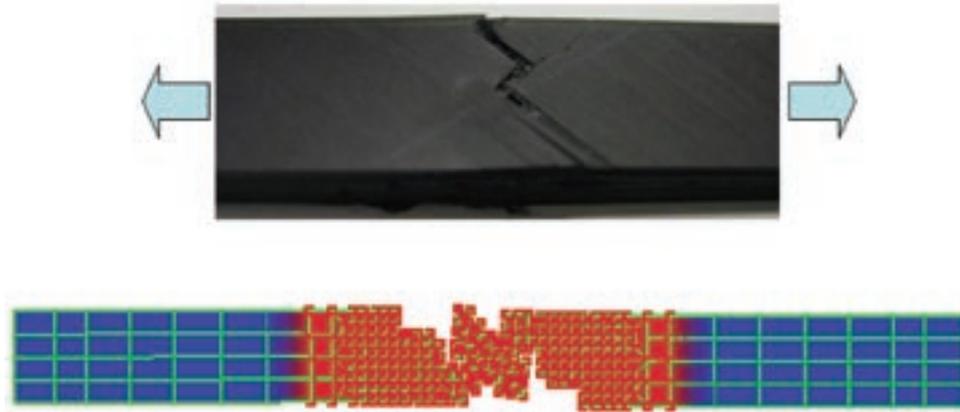


図7.10 衝撃後引張り (TAI) 試験片の破壊状況と GENOAによる解析の結果

表7.7 繊維の材料特性初期値および較正值 (東邦テナックス IM600)

項目	データ名	較正值
NORMAL MODULUS (11)	Ef11	275GPa
NORMAL MODULUS (22)	Ef22	17.2GPa
POISSON'S RATIO (12)	Nuf12	0.3
POISSON'S RATIO (23)	Nuf23	0.3
SHEAR MODULUS (12)	Gf12	11.0GPa
SHEAR MODULUS (23)	Gf23	5.50GPa
TENSION STRENGTH (11)	Sf11T	5534MPa
COMPRESSION STRENGTH (11)	Sf11C	2091MPa
TENSION STRENGTH (22)	Sf22T	=Sf11T
COMPRESSION STRENGTH (22)	Sf22C	=Sf11C
TORSION STRENGTH (12)	Sf12S	=Sf11T
TORSION STRENGTH (23)	Sf23S	=Sf11T

表7.8 マトリクスの材料特性初期値 (東邦テナックス #133)

項目	データ名	較正值
NORMAL MODULUS	Em	3.28GPa
POISSON'S RATIO	Num	0.35
TENSION STRENGTH	SmT	112.8MPa
COMPRESSION STRENGTH	SmC	173MPa
SHEAR STRENGTH	SmS	273MPa

引張り (面内せん断) の試験結果も考慮することが不可欠である。更に、疑似等方積層板の引張り/圧縮試験結果も対象として、パラメータの修正も実施することが望ましい。

- ・ Off-axis 積層を含む積層板の引張り破壊を対象とした解析では、Modified Distortion Energy と Relative Rotation の損傷条件を外した方が良い結果を与える。
- ・ 簡易的な損傷判定モデルを使用しているにもかかわらず、GENOAによって予測された有孔引張り強度、衝撃後圧縮強度、衝撃後引張り強度は、実験結果と概ね良い対応を示す。

最後に、今回対象とした炭素繊維複合材料 (東邦テナックス IM600/133) において最終的に決定された繊維および樹脂の材料特性パラメータを表7.7および表7.8にまとめて示す。なお、ここに記載のないパラメータは表4.1および表4.2と同一である。これらの値を用いることで、IM600/133における一方向 (0°, 90°) 積層板の引張り/圧縮強度、±45°引張り強度、疑似等方積層板の引張り/有孔引張り強度、低速衝撃による損傷面積、衝撃後圧縮強度を、実験値との誤差10~15%以内で予測することが可能となる。

8. 結言

複合材統合数値解析コード GENOA version 4.1 による、炭素繊維強化複合材料 (CFRP) 積層板の損傷進展解析を実施した。一方向複合材料 (0° , 90°) および $\pm 45^\circ$ 複合材料の引張り/圧縮試験結果をもとに、繊維および樹脂の材料特性パラメータを決定した。得られた材料特性パラメータを用いて、擬似等方積層板を対象として、無孔引張り、無孔圧縮、低速衝撃損傷、衝撃後圧縮、衝撃後引張りにおける損傷進展解析を行った。その結果、材料パラメータを合わせ込むことによって、実験結果と一致する解析結果を得られることがわかった。

GENOA で取り扱える要素は、現状では積層シェルのみである。また損傷進展の判定は基本的には応力基準と相対変位基準でなされており、破壊力学的な損傷進展の取り扱いはできない。すなわち厳密な意味での層間剥離解析を実施することは不可能である。それにも関わらず、GENOA が採用している損傷進展判定の巧みさにより、層間剥離挙動をもある程度予測できていることは興味深い。層間剥離を解析する手法としては、仮想き裂進展法や結合力要素法が注目されているが、これらの手法では解析に先立ってき裂進展経路をある程度予測したメッシュ分割が必要である。これに対して GENOA では、き裂進展経路を事前に仮定する必要がなく、簡便に損傷進展解析が可能な点が最も大きな特徴である。

複合材構造では、接着継ぎ手の信頼性が重要である。GENOA では剥離解析を物理的に正確にモデル化している訳ではなく、接着継ぎ手の解析には疑問も残る。ただし、JAXA では導入していないが、新しいバージョンの GENOA では仮想き裂進展法 (Virtual Crack Closure Technique ; VCCT) のモジュールも提供されており、エネルギー基準による損傷進展解析も可能となっているため、その実力については別途調査する必要がある。

世界標準の FEA コードである NASTRAN に対して、GENOA の機能の一部がオプションモジュールとして提供されることがアナウンスされていることは注目すべきことである。GENOA は材料パラメータ (材料データバンク) が充実していれば、複合材料の損傷進展解析を比較的簡便に行うことができる。ソフトウェアが極めて高価であるという問題もあるが、今後、意外と幅広く普及する可能性もある。

参考文献

1. F. Abdi and L. Minnetyan, Development of GENOA Progressive Failure Parallel Processing Software Systems, NASA CR-1999-209404.
2. <http://www.ascgenoa.com/main/>
3. F. Abdi, R. Latham, F. Delmondo, C. Chamis, Durability and Reliability analysis for Flight Qualified Structural Integrity, AIAA-2000-1513 (AIAA SDM, 3-6 April, Atlanta, GA)
4. B. Farhamand, F. Abdi, D. Huang, H. Jafroudi, C. Chamis, Life Prediction and Virtual Testing, AIAA-2000-1721 (AIAA, SDM, 3-6 April, Atlanta, GA)
5. L. Minnetyan, F. Abdi, Dynamic Impact Loading Damage Propagation in Composite Structures, AIAA 2004-1688 (AIAA, SDM, 19-22 April, Palm Springs, CA)
6. F. Abdi, L. Israeli, S. Johnson, P. Aggarwal, J. Rayburn, D. Fox, Composite Tank Permeation Prediction and Verification, AIAA 2003-1760. (AIAA, SDM, 7-10 April 2003, Norfolk, Virginia)
7. 長井謙宏, 清水隆之, 坂川 亨, 永尾陽典, 複合材料の損傷進展評価に関する基礎研究, 第27回複合材料シンポジウム講演要旨集, 日本複合材料学会, pp181-182, 2002.
8. 原山貞夫, 小笠原俊夫, 石川隆司, 衝撃損傷を受けた CFRP 積層板の残留強度の予測解析, 第47回構造強度に関する講演集, 日本航空宇宙学会, pp293-295, 2005.
9. Advanced Composites Database System: JAXA-ACDB; Ver.06-1, <http://www.jaxa-acdb.com/>
10. SACMA Recommended Methods (SRM), Suppliers of Advanced Composite Materials Association (SACMA), published by the Composites Fabricators Association (CFA), 1999.
11. H. T. Hahn and S. W. Tsai, "Nonlinear elastic behavior of unidirectional composite laminate," J. Comp. Mater., 7 (1973), 102-118.
12. GENOA User's Manual, pp181-182, 2002.
13. 例えば, 構造工学ハンドブック, 丸善, pp145-149, 2004.
14. 小笠原俊夫, 石川隆司, モーターケース用 CFRP の衝撃後残留強度, 第47回構造強度に関する講演集, 日本航空宇宙学会, pp311-313, 2005.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-07-013

発行 平成20年2月29日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2008 宇宙航空研究開発機構

※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。

